



HAL
open science

Enregistrement du flux d'impact par les critères rayés lunaires : conséquences pour les datations des surfaces planétaires

Bertrand Trey

► **To cite this version:**

Bertrand Trey. Enregistrement du flux d'impact par les critères rayés lunaires : conséquences pour les datations des surfaces planétaires. Sciences de la Terre. Université Claude Bernard - Lyon I, 2013. Français. NNT : 2013LYO10334 . tel-02798614

HAL Id: tel-02798614

<https://theses.hal.science/tel-02798614v1>

Submitted on 5 Jun 2020

HAL is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers.

L'archive ouverte pluridisciplinaire **HAL**, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.

THESE DE L'UNIVERSITE DE LYON

en vue de l'obtention du grade de
Docteur de l'Université de Lyon délivré par l'université Claude Bernard Lyon 1
Es Sciences de la Terre, spécialité Planétologie

Laboratoire de Géologie de Lyon : Terre, Planètes, Environnement
Ecole Doctorale Physique et Astrophysique de Lyon

présentée et soutenue publiquement le 18 décembre 2013

par Bertrand TREY

**Enregistrement du flux d'impact par les cratères rayés lunaires :
conséquences pour les datations des surfaces planétaires**

Directeurs de thèse : Pascal Allemand
Cathy Quantin

Après l'avis de : David Baratoux
François Costard

JURY : Pascal Allemand
David Baratoux
François Costard
Cathy Quantin
Pierre Thomas
Stéphanie Werner

THESE DE L'UNIVERSITE DE LYON

en vue de l'obtention du grade de
Docteur de l'Université de Lyon délivré par l'université Claude Bernard Lyon 1
Es Sciences de la Terre, spécialité Planétologie

Laboratoire de Géologie de Lyon : Terre, Planètes, Environnement
Ecole Doctorale Physique et Astrophysique de Lyon

présentée et soutenue publiquement le 18 décembre 2013

par Bertrand TREY

**Enregistrement du flux d'impact par les cratères rayés lunaires :
conséquences pour les datations des surfaces planétaires**

Directeurs de thèse : *Pascal Allemand*
Cathy Quantin

Après l'avis de : *David Baratoux*
François Costard

JURY : *Pascal Allemand*
David Baratoux
François Costard
Cathy Quantin
Pierre Thomas
Stéphanie Werner

TABLE DES MATIERES

Table des matières	1
Introduction	7
I. Les cratères d'impact	9
1.1 Origine et morphologie des cratères d'impact	11
<i>1.1.1 La cavité du cratère d'impact</i>	12
<i>1.1.2 La couverture d'éjecta</i>	17
<i>1.1.3 Les rais des cratères d'impact</i>	23
1.2 Processus de formation des cratères d'impact	24
<i>1.2.1 Contact et compression lors de l'impact</i>	24
<i>1.2.2 Excavation du matériel de la cible</i>	26
<i>1.2.3 Facteurs contrôlant les dimensions finales du cratère d'impact</i>	30
<i>1.2.3.1 L'angle d'impact</i>	30
<i>1.2.3.2 Influence de la composition de la cible</i>	31
<i>1.2.4 Modification du cratère</i>	32
1.3 Dégradation des cratères d'impact	35
<i>1.3.1 Le bombardement météoritique</i>	35
<i>1.3.2 L'activité sismique</i>	36
<i>1.3.3 Le comblement par épanchements volcaniques</i>	37
<i>1.3.4 L'érosion fluviale</i>	37
<i>1.3.5 L'érosion éolienne</i>	39
1.4 Utilisation des cratères d'impact en planétologie	40
Références	42
II. Datation absolue des surfaces planétaires	49
2.1 Introduction	51
2.2 Observations de la distribution de taille des cratères d'impact	52
<i>2.2.1 La fonction de production d'Hartmann (HPF)</i>	52
<i>2.2.2 La fonction de production de Neukum (NPF)</i>	54

TABLE DES MATIERES

2.2.3 Les fonctions de production modélisées	56
2.3 Calibration des densités de cratères avec les âges absolus d'échantillons lunaires	58
2.3.1 La Lune et sa surface	59
2.3.2 Les échantillons et la chronostratigraphie lunaires	62
2.3.2.1 La stratigraphie lunaire	62
2.3.2.2 Calibration radiométrique par les échantillons Apollo	64
2.3.3 Modèles d'âges établis à partir des échantillons lunaires	68
2.3.3.1 Le modèle de chronologie lunaire de Neukum	68
2.3.3.2 Calcul des isochrones	70
2.3.3.3 Autres modèles de chronologie lunaire	72
2.3.4 Application aux autres planètes du système solaire	73
2.3.4.1 Mars	74
2.3.4.2 Mercure	76
2.3.5 Incertitudes	79
2.3.5.1 Hétérogénéité de la cratérisation lunaire	79
2.3.5.2 La cratérisation secondaire	80
2.3.5.3 Echantillonnage des 3 derniers milliards d'années	81
2.4 Evolution du flux d'impact dans le système solaire interne	83
2.4.1 Source et nature des impacteurs	83
2.4.2 Le Late Heavy Bombardment (LHB)	84
2.4.3 La diminution du flux d'impact jusqu'à 2,7 milliards d'années	86
2.4.4 Le flux d'impact postérieur à 3 milliards d'années	87
2.4.4.1 La chronologie lunaire	87
2.4.4.2 Les modèles dynamiques d'évolution du système solaire interne	88
2.4.4.3 Les données géochimiques	90
2.4.4.4 Les enregistrements géologiques du flux d'impact	91
2.4.4.4.1 Les glissements de terrain martiens	91
2.4.4.4.2 La surface terrestre	93
2.4.5 Le flux d'impact actuel	94
2.5 Conclusion : Les intérêts et enjeux de l'étude de la cratérisation lunaire	95
Références	97
III. Traitement des données et méthodes d'analyses	107
3.1 Introduction	109
3.2 Les données utilisées	109

TABLE DES MATIERES

3.2.1	<i>Données d'imagerie orbitales disponibles</i>	109
3.2.2	<i>Les données d'imagerie orbitale utilisées</i>	114
3.2.2.1	<i>Les images Clementine</i>	114
3.2.2.2	<i>Les images LROC</i>	115
3.2.2.3	<i>Les données altimétriques LOLA</i>	119
3.3	Traitement et utilisation des données par Système d'information Géographique (SIG)	120
3.3.1	<i>Données LROC brutes</i>	120
3.3.1.1	<i>Format des données</i>	120
3.3.1.2	<i>Système de coordonnées des données LROC</i>	121
3.3.2	<i>Pré-traitement des images LROC WAC</i>	121
3.3.3	<i>Géoréférencement des données LROC</i>	123
3.3.4	<i>Mise en œuvre d'un Système d'Information Géographique</i>	124
3.3.4.1	<i>Les données insérées et leur projection</i>	125
3.3.4.2	<i>Choix des projections de travail</i>	125
3.4	Analyse de la distribution de taille des cratères	126
3.4.1	<i>Cartographie des cratères d'impacts</i>	126
3.4.2	<i>Mesures de densités de cratères multi-échelle</i>	127
3.4.3	<i>L'aire des surfaces considérées</i>	128
3.4.4	<i>Représentation graphique des comptages</i>	129
3.5	Détermination des âges des surfaces observées	130
3.5.1	<i>Les âges absolus</i>	130
3.5.2	<i>Calcul des pentes des distributions</i>	131
3.6	Limites des analyses des distributions de taille des cratères d'impact et des déterminations des âges	132
3.6.1	<i>Hétérogénéités des densités de cratères mesurées</i>	132
3.6.2	<i>La cratérisation secondaire</i>	133
3.6.3	<i>Le resurfaçage des fonds des cratères d'impact</i>	134
3.7	Conclusion	136
	Références	137
IV.	Les cratères rayés lunaires	139
4.1	Introduction	141
4.2	Agés des cratères rayés lunaires	141
4.2.1	<i>Base de données des cratères rayés lunaires</i>	141
4.2.2	<i>Datation des cratères rayés lunaires</i>	143

TABLE DES MATIERES

4.2.2.1 <i>Le cratère Mandel'shtam F</i>	144
4.2.2.2 <i>Le cratère Giordano Bruno</i>	146
4.2.2.3 <i>Le cratère Tycho</i>	149
4.2.2.4 <i>Le cratère Burg</i>	150
4.2.2.5 <i>Les âges des cratères rayés</i>	151
4.2.3 <i>Relation avec la réflectance des rais ?</i>	155
4.3 Enregistrement du flux d'impact sur le dernier milliard d'années	161
4.3.1 <i>Période du flux d'impact enregistrée par les cratères rayés lunaires</i>	161
4.3.2 <i>Sélection temporelle des cratères rayés lunaires</i>	163
4.3.3 <i>L'enregistrement des cratères rayés au cours du dernier milliard d'années</i>	163
4.3.4 <i>Modèle d'âge avec un flux d'impact décroissant</i>	165
4.3.5 <i>Age des cratères rayés avec le nouveau modèle d'âge</i>	168
4.3.6 <i>Discussion</i>	170
4.4 Conclusion	171
Références	172
V. Implications pour la datation de surfaces lunaires avec des cratères de moins de 1 km de diamètre	175
5.1 Introduction	177
5.2 Détermination de la distribution de taille des cratères dont le diamètre est inférieur à 100 m.	177
5.2.1 <i>Introduction</i>	177
5.2.2 <i>Méthodologie</i>	178
5.2.3 <i>Résultats</i>	181
5.2.4 <i>Discussion</i>	183
5.3 Test de la chronologie lunaire pour les densités de cratères de petits diamètres.	184
5.3.1 <i>Introduction</i>	185
5.3.2 <i>Dataset and method</i>	187
5.3.3 <i>Tycho</i>	188
5.3.4 <i>Copernicus</i>	191
5.3.5 <i>Autolycus</i>	193
5.3.6 <i>Comparison with the Neukum model age</i>	195
5.3.7 <i>Uncertainties about the Apollo ages</i>	197

TABLE DES MATIERES

5.4 Conclusion	200
Références	201
Conclusion Générale	203
Annexe A : Base de données des cratères rayés lunaires dont le diamètre est supérieur à 15 km.	207
Annexes B : Ages des cratères rayés lunaires dont le diamètre est supérieur à 15 km.	213
Annexe C : Distributions de taille des cratères sur les cratères rayés étudiés. Les distributions sont présentées dans un diagramme d'Hartmann. L'ordonnée du diagramme correspond aux densités de cratères mesurées et l'abscisse du diagramme correspond aux classes de diamètres mesurées.	221
Annexe D : Cratères rayés sélectionnés pour l'étude de la maturation des rais.	255
Annexe E : Exemple de label fournit avec les images LRO sur le PDS de l'instrument Lunar Reconnaissance Orbiter Camera.	261
Annexe F : <i>Rapport du projet écrit lors de l'école d'été proposée par l'International Space University : Space Study Program 2011. Cooperation of Humans and Robots for Mars</i>	265

Introduction

La contrainte de l'évolution du flux d'impact au cours du temps est un sujet complexe abordé par divers domaines scientifiques tels que la planétologie ou l'astrophysique. L'enjeu de l'estimation du flux d'impact dans le système solaire interne est très important. En effet, plus une surface est exposée au flux d'impact météoritique et plus le nombre de cratères formés sur cette surface augmente. Une bonne connaissance du flux d'impact permettrait donc, au travers du taux de cratérisation des surfaces planétaires, de développer un outil de datation précis de ces surfaces.

Le flux d'impact observé aujourd'hui est inférieur à celui que le système solaire interne a connu par le passé. Cette estimation peut être faite grâce aux succès des missions lunaires Apollo et Luna. Les retours d'échantillons effectués lors de ces missions ont permis d'établir un lien entre l'âge radiométrique absolu des échantillons et les densités de cratères mesurées sur les terrains d'où sont issus ces échantillons. Le flux d'impact déduit de cette relation montre que celui-ci a décliné exponentiellement de 4 à 2,7 Ga puis s'est stabilisé pour devenir constant jusqu'à nos jours (Neukum et al. (2001)). La décroissance exponentielle du flux d'impact au début de l'histoire du système solaire interne aurait été d'un facteur 500 par rapport au flux d'impact actuel. Cette estimation reste débattue pour la période de 3 Ga à aujourd'hui. Cette estimation du flux d'impact à partir des échantillons lunaires est parfois très peu contrainte et de nombreux débats existent notamment sur l'existence d'un pic de bombardement tardif autour de 3,9 Ga ou encore sur la possibilité ou non d'un flux constant sur les 2,7 derniers milliards d'années.

Nous proposons dans cette thèse d'étudier le flux d'impact du système Terre-Lune au cours des 3 derniers milliards d'années à partir de son enregistrement à la surface de la Lune et d'estimer les conséquences de ce flux sur les modèles de datations par mesures de densités de cratères utilisés aujourd'hui. Ainsi nous traitons les problématiques suivantes. Le flux d'impact a-t-il été constant pendant les 2,7 derniers Ga ? Quel est le rôle de la dynamique de la ceinture d'astéroïdes vis-à-vis de ce flux d'impact ? Quelle est la fiabilité des modèles d'âges utilisés pour les surfaces planétaires récentes ? Pour répondre à ces questions nous étudierons donc les surfaces lunaires les plus récemment formées : les cratères rayés.

Le chapitre 1 est un état de nos connaissances de la physique et de la morphologie des cratères d'impact.

Le chapitre 2 présente la méthode de datation par mesures de densités de cratères et ses incertitudes ainsi qu'une synthèse de ce que nous connaissons du flux d'impact dans le système solaire interne à partir des modélisations, des données géochimiques ou de l'enregistrement géologique.

Le chapitre 3 traite des données que nous avons utilisées et de la méthodologie que nous avons suivie.

Les datations des cratères rayés lunaires et leur fréquence de formation sont exposées dans le chapitre 4.

INTRODUCTION

Notre étude des cratères rayés lunaires nous éclaire aussi sur la distribution en taille des cratères de moins de 250 m de diamètre sur la Lune, jusque-là non observée et nous permet aussi de tester le modèle d'âge de Neukum et al. (2001) pour la cratérisation inférieure au kilomètre. Ces résultats sont présentés dans le chapitre 5.

L'ensemble de ce travail permet une discussion sur les variations du flux d'impact du dernier milliard d'années dans le système solaire interne et la fiabilité de la méthode de datation par mesure de densités de cratères des surfaces planétaires récentes.

Chapitre 1 : Les cratères d'impact

1.1 Origine et morphologie des cratères d'impact	10
<i>1.1.1 La cavité du cratère d'impact</i>	12
<i>1.1.2 La couverture d'éjecta</i>	17
<i>1.1.3 Les rais des cratères d'impact</i>	23
1.2 Processus de formation des cratères d'impact	24
<i>1.2.1 Contact et compression lors de l'impact</i>	24
<i>1.2.2 Excavation du matériel de la cible</i>	26
<i>1.2.3 Facteurs contrôlant les dimensions finales du cratère d'impact</i>	30
<i>1.2.3.1 L'angle d'impact</i>	30
<i>1.2.3.2 Influence de la composition de la cible</i>	31
<i>1.2.4 Modification du cratère</i>	32
1.3 Dégradation des cratères d'impact	35
<i>1.3.1 Le bombardement météoritique</i>	35
<i>1.3.2 L'activité sismique</i>	36
<i>1.3.3 Le comblement par épanchements volcaniques</i>	37
<i>1.3.4 L'érosion fluviale</i>	37
<i>1.3.5 L'érosion éolienne</i>	39
1.4 Utilisation des cratères d'impact en planétologie	40
Références	42

1.1 Origine et morphologie des cratères d'impact

Les cratères d'impact sont des figures géologiques communes à tous les corps solides du système solaire. Ces formations résultent d'une collision à grande vitesse entre deux corps de taille très différente produisant une dépression quasi-circulaire entourée par le matériel excavé qui forme la couverture d'éjecta (Melosh (1989)) (Figure 1.1). La cavité du cratère est délimitée par les murs qui marquent à leur sommet la bordure du cratère. Le sol de cette cavité est composé de roches et de verres. Il est également comblé par les brèches formées lors de l'impact. Autour de la dépression du cratère d'impact, la couverture d'éjecta s'étend sur une surface dépendant du diamètre de la cavité. Enfin dans le cas des cratères récemment mis en place, des linéations radiales de matière éjectée sont observables sur plusieurs rayons de cratères à partir du point d'impact. Ce sont les rais du cratère d'impact.

Plusieurs cratères d'impact sont accessibles sur Terre mais la plupart d'entre eux sont dégradés par les processus d'érosion. D'autres corps planétaires, comme la Lune par exemple, ont conservé ces structures.

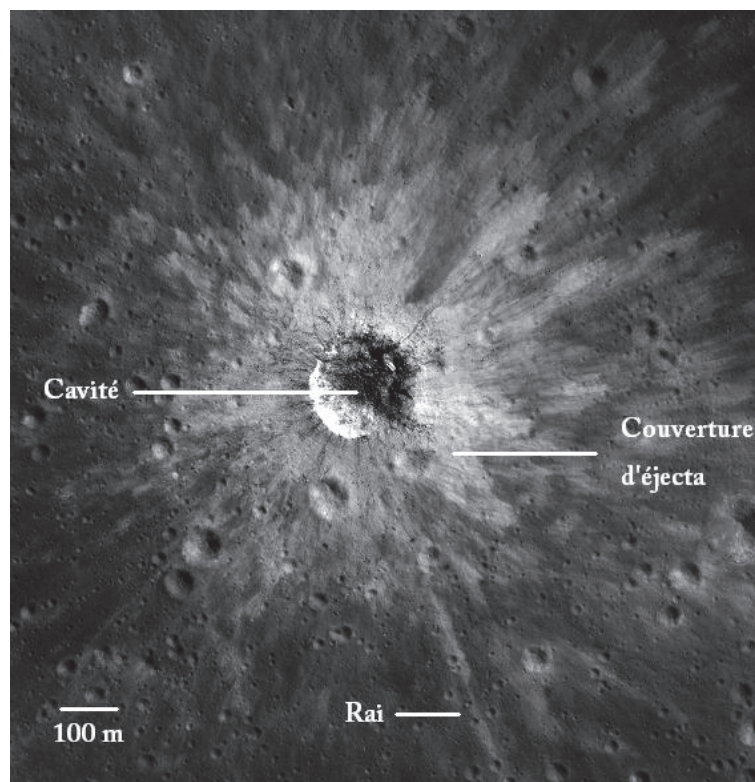


Figure 1.1: Cratère d'impact lunaire, image LROC M159059694R, 25,876°S, 136,081°E.

1.1.1 La cavité du cratère d'impact

La morphologie et le diamètre de la cavité du cratère dépendent beaucoup de l'énergie dégagée lors du processus d'impact. Les variations d'échelles entre les différents cratères d'impact permettent de les classer en quatre catégories : les micro-cratères, les cratères simples, les cratères complexes et les bassins d'impact (Melosh (1989)) (Figure 1.2).

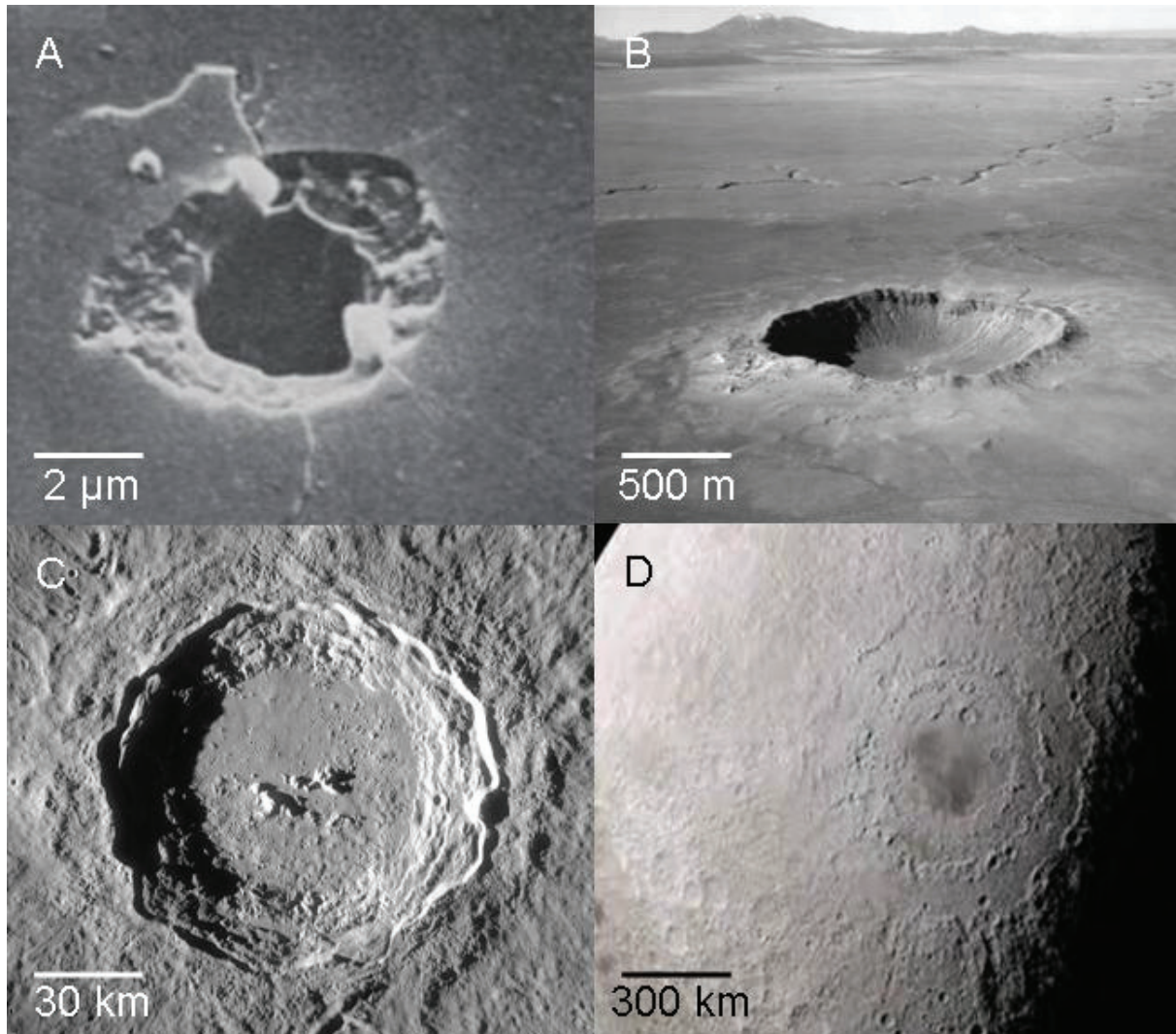


Figure 1.2: Les 4 types de cratères. A : Micro-cratère, image modifiée de Hörz et al. (1971) ; B : Meteor crater, cratère simple terrestre ; C : Copernicus, cratère complexe lunaire ; D : Mare Orientale, bassin d'impact lunaire.

Les micro-cratères d'impact ont principalement été étudiés par (Hörz et al. (1971)) et plus récemment par Prasad et al. (1998, 2003 et 2010). Leurs caractéristiques furent mises en avant pour la première fois grâce aux retours d'échantillons des missions lunaires Apollo 11 et Apollo 12 par stéréomicroscopie. Ces structures ont un diamètre (couverture d'éjecta exclue) variant de 0,1 μm à plusieurs millimètres et sont issues d'impacts de poussières

CHAPITRE 1 : LES CRATERES D'IMPACT

cosmiques sur la cible avec des vitesses supérieures à 10 km/sec. Le fond de la cavité de ces cratères est constitué d'un creux entouré d'une auréole (Figure 1.3). La totalité de l'intérieur de la cavité est composée de verre cristallisé lors de l'impact. Les micro-cratères sont le facteur majeur des processus d'érosion dans le système solaire interne à la surface des corps planétaires dépourvus d'atmosphère.

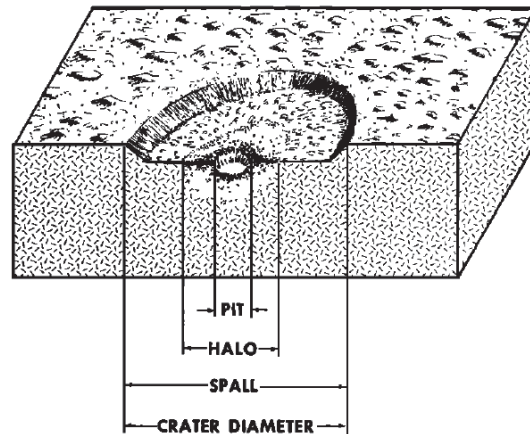


Figure 1.3: Coupe schématique générale d'un micro cratère d'impact (Hörz et al. (1971)).

Les cratères simples sont les plus fréquents à la surface des corps solides du système solaire. Leur forme générale est comparable à un bol avec un profil pseudo-parabolique (Figure 1.4). Il est rare d'observer un fond plat au centre de ce type de cratère. Les roches constituant le fond de la cavité sont en majorité des brèches d'impact et des roches et/ou du verre d'impact. Sous la cavité la roche encaissante est fragmentée. La taille de ces cratères varie de quelques centimètres à plusieurs kilomètres de diamètre. Le rapport entre la profondeur et le diamètre des cratères simples est d'environ 1/5 (Melosh et Ivanov (1999)). Les cratères simples ont pu être étudiés notamment sur Terre avec l'exemple de Meteor crater localisé en Arizona aux États-Unis (Figure 1.2B).

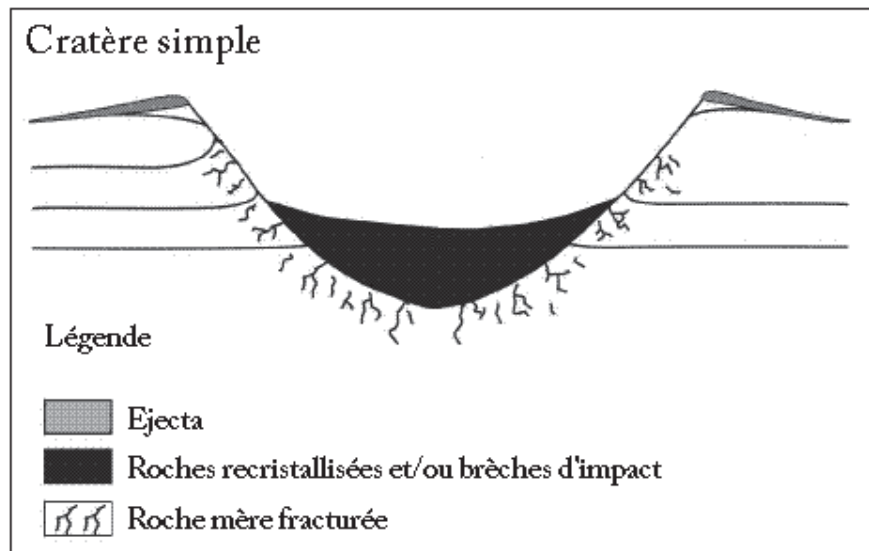


Figure 1.4: Coupe transversale générale d'un cratère simple (modifié à partir de Turtle et al. (2005)).

Les cratères complexes sont des structures dont le centre de la cavité est occupé par un pic central (Figure 1.6) autour duquel se met en place dans certains cas une unité rocheuse circulaire (Melosh (1989)). Ce pic central se forme lors de l'impact et est constitué de roches provenant de formations géologiques situées sous la cavité du cratère complexe. Ces roches sont remontées et mises à l'affleurement pendant le processus de formation. Cela implique donc que le pic central n'a pas forcément la composition de la roche encaissante de surface comme c'est le cas sur Mars où celui-ci peut mettre à l'affleurement des roches de la croûte profonde (i.e. Quantin et al. (2012)). Les roches du pic central sont également déformées et choquées (Turtle et al. (2005), Melosh (1989)). Le fond des cratères complexes est plat comparé aux cratères simples. Ce fond plat est composé de roches recrystallisées et de brèches d'impact. Les murs du cratère complexe sont plus abrupts que ceux du cratère simple entraînant ainsi la formation de glissements de terrains provenant des bordures. Ces murs s'organisent dans certains cas en terrasses. Les cratères complexes ont un diamètre de plusieurs kilomètres voire dizaines de kilomètres. Le diamètre de transition entre la morphologie du cratère simple et la morphologie du cratère complexe dépend de la planète étudiée (Figure 1.5).

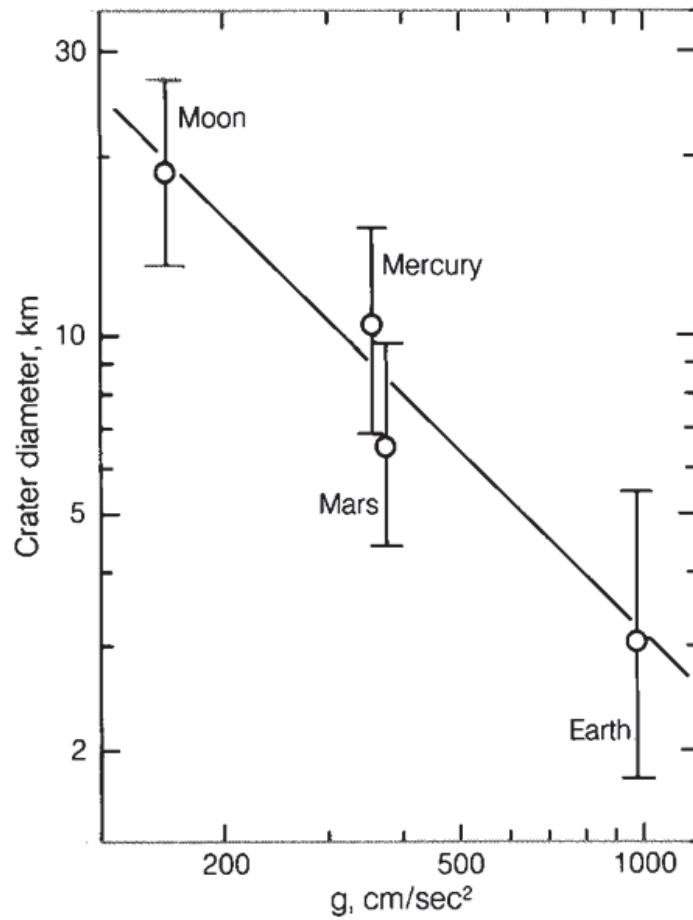


Figure 1.5: Diamètres des cratères à la transition cratère simple – cratère complexe sur la Lune, La Terre, Mars et Mercure en fonction de la gravité (Pike (1988)).

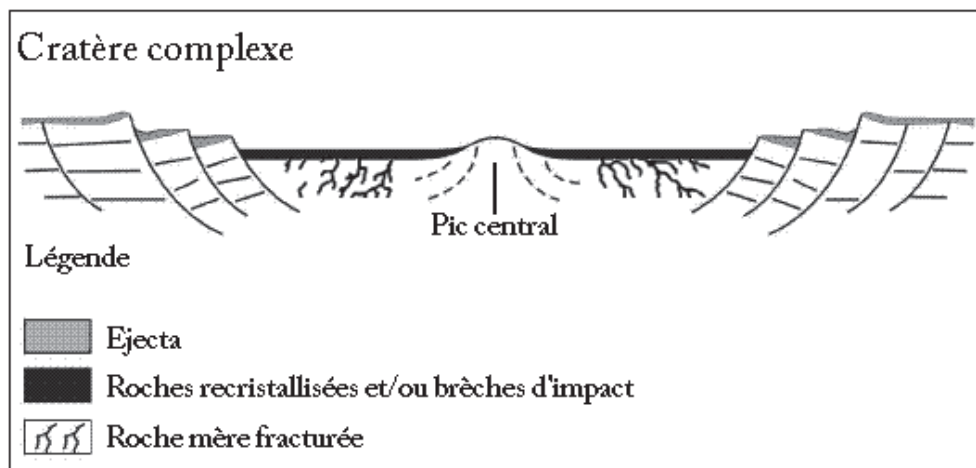


Figure 1.6: Coupe transversale générale d'un cratère complexe (modifié à partir de Turtle et al. (2005))

CHAPITRE 1 : LES CRATERES D'IMPACT

La dernière classe de cratère dans la séquence de morphologie et de taille des cratères d'impact est le bassin d'impact. Leur diamètre peut dans certains cas atteindre le millier de kilomètres. L'intérieur de ces formations met en évidence des anneaux qui sont des reliefs circulaires présents dans la cavité du bassin d'impact. Un exemple de bassin d'impact très étudié est le bassin lunaire Orientale (Figure 1.7). Quatre anneaux bien distincts sont à l'affleurement dans ce bassin d'impact. L'anneau Cordillera, dont le diamètre est de 900 km, est le plus externe. Les autres anneaux situés plus au centre du bassin sont les anneaux Rook externe, Rook interne et l'anneau central dont les diamètres sont respectivement de 600 km, 480 km et 320 km. L'anneau interne central délimite le bassin interne du bassin d'impact Orientale (Figure 1.8). Le sol du bassin interne est composé de basalte et de verre d'impact mélangé à des débris de roches (Melosh (1989)).

Dans certains cas un pic central peut subsister lors de la formation des bassins d'impact mais généralement la mise en place des anneaux s'accompagne d'un effondrement du pic central.

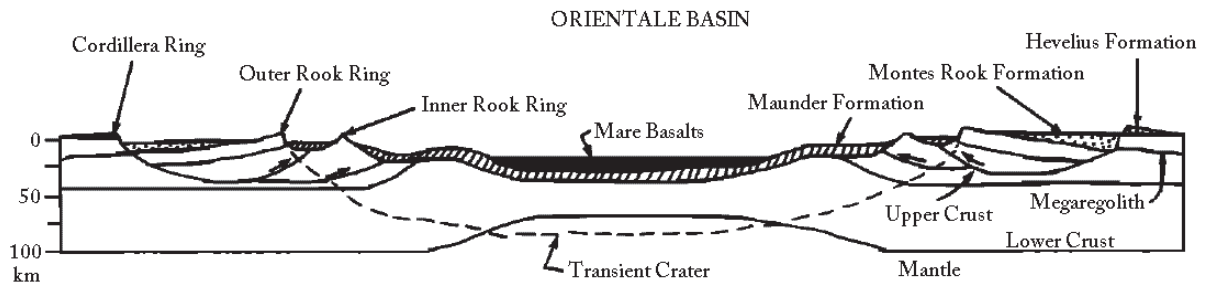


Figure 1.7: Coupe transversale du bassin lunaire Orientale (Head et al. (1993)).

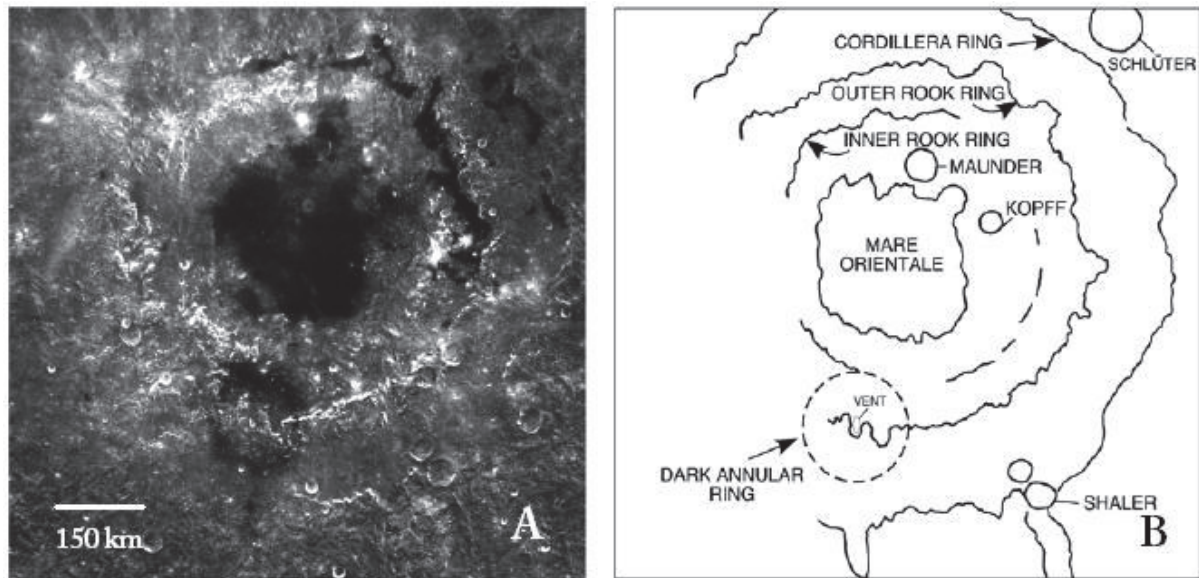


Figure 1.8: A: Image Clémentine du bassin Orientale; B: Schéma illustrant les anneaux du bassin Orientale (Head et al. (2002)).

1.1.2 La couverture d'éjecta

Lors de la formation d'un cratère d'impact une quantité importante de matière provenant de la cible est déplacée et éjectée. Cette matière se dépose autour de la cavité du cratère et forme la couverture d'éjecta. Plus la taille du cratère est grande et plus la quantité de matière excavée est importante. Les caractéristiques de cette couverture sont donc directement liées au diamètre du cratère. La composition de la cible joue aussi un rôle important dans la nature de la couverture d'éjecta.

Le faciès des éjectas des cratères de moins de 2 km (Figure 1.9) est essentiellement composé de blocs issus de la roche impactée. Les blocs s'organisent parfois en structures concentriques et forment des structures barkhanoïdes. Les reliefs formés par ces éjectas sont positifs, la surface pré-impact n'étant pas ou très peu affectée par les débris excavés (Melosh (1989)).

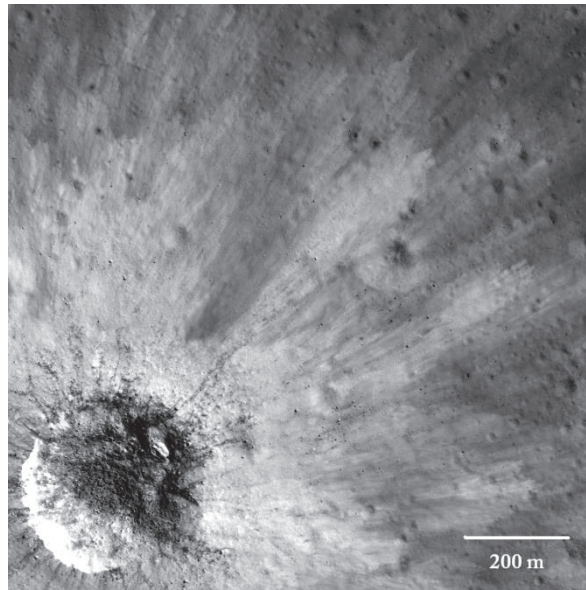


Figure 1.9: Couverture d'éjecta radialement rainurée, image LROC M159059694R, 25,876°S, 136,081°E.

Lorsque le diamètre du cratère est compris entre 2 et 20 km environ, le rayon de la couverture d'éjecta est plus grand que le rayon du cratère (R), et atteint jusqu'à $1,2 R$. Les roches de cette couche d'éjecta seraient en partie constituées de brèches d'impact et s'accumulent pour former des structures barkhanoïdes (Figure 1.10). Il est également possible d'observer un tressage de la couverture d'éjecta à des distances supérieures à $1,2 R$. La couverture devient alors discontinue (Figure 1.9).

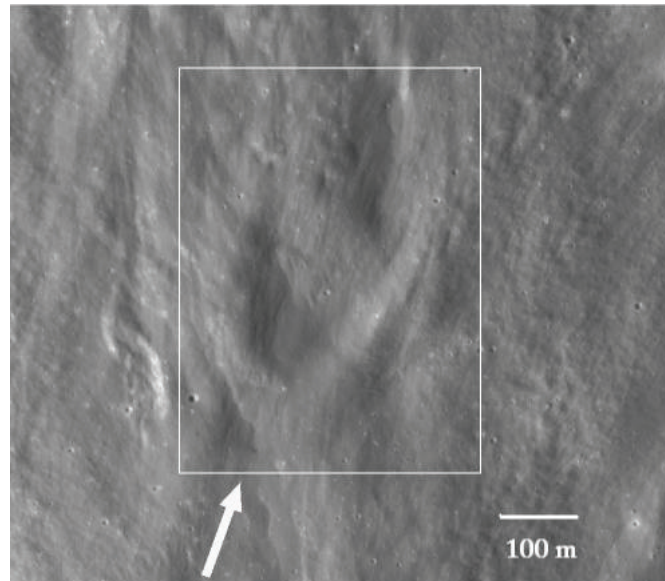


Figure 1.10: Structure concentrique de type barkhane dans des éjectas lunaires, image LROC M103838997RC, 36,62°N, 102,9°E. La flèche montre le sens d'écoulement des éjectas provenant du cratère d'impact.

Les cratères dont le diamètre est de 20 à 200 km possèdent une couverture d'éjecta plus bosselée marquée par des crêtes, des sillons et de structures barkhanoïdes. L'étendue de la couche est de 1,2 à 2 R. La couverture est composée de brèches d'impact, de blocs de taille plurimétrique (Figure 1.11A) et de roches fondues (Figure 1.11B). A des distances supérieures à 2 R de la bordure du cratère, les éjectas sont discontinus et la roche sur laquelle ils se mettent en place est impactée par les blocs éjectés qui forment des essaims de cratères secondaires (Figure 1.12). Les cratères secondaires s'observent jusqu'à une distance de 5R (McGetchin et al. (1973)).

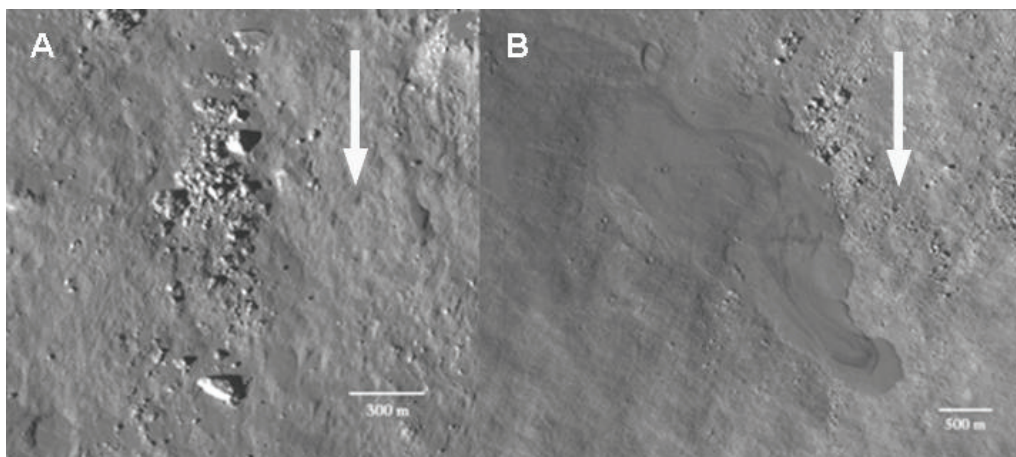


Figure 1.11: A: Blocs plurimétriques, 35,6°N, 102,75°E; B: Roches fondues recristallisées, 35,45°N, 102,88°E. Image LROC M103838997RC. Les flèches donnent le sens d'écoulement des éjectas provenant du cratère d'impact lunaire.

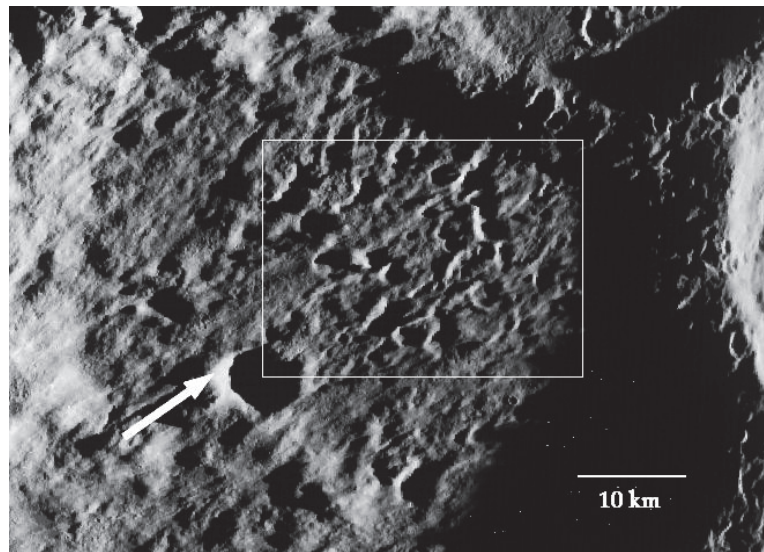


Figure 1.12: Amas de cratères secondaires situé à 70 km du cratère lunaire Tycho, 41,32°S, 7,53°O. Image LROC M116372084. La flèche donne le sens d'écoulement des éjectas provenant du cratère d'impact.

Les bassins d'impact ont des couvertures d'éjecta recoupées par des structures d'extensions tectoniques radiales. Leur largeur varie de plusieurs dizaines de kilomètres, comme c'est le cas autour du bassin Imbrium (Figure 1.13), à des linéations de l'ordre du mètre. Des groupements de cratères secondaires sont visibles sur l'ensemble de la couverture d'éjecta qui peut s'étendre au-delà de 5 fois le rayon du bassin d'impact depuis la bordure (McGetchin et al. (1973)). Dans les zones situées à moins d'une fois le diamètre, les dépôts forment des reliefs radiaux et des réseaux de fractures sont aléatoirement répartis sur les éjectas.

Dans la partie distale des éjectas, ce qui correspond à une distance de plus de 5 R, des débris sont répartis de façon radiale autour de l'impact sans toutefois recouvrir l'ensemble de la surface. Leur distribution dépend fortement du gradient topographie du sol sur lequel ils se déposent formant par exemple des dunes de décélération lorsqu'ils s'accumulent contre un relief positif se trouvant sur leur trajectoire.

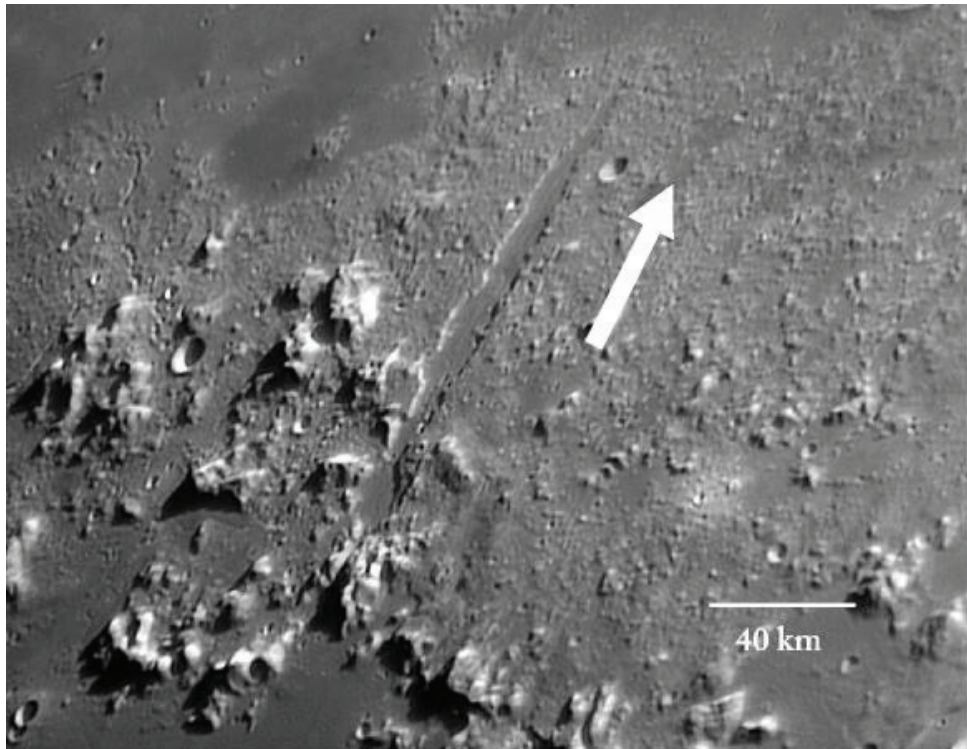


Figure 1.13: Valles Alpina, faille normale dont la largeur atteint 10 km autour du bassin d'impact Imbrium, 48,93°N, 2,29°E. La flèche donne le sens de l'écoulement.

A la surface de Mars et du satellite Jovien Europe des types d'éjectas non observés sur la Lune ont pu être étudiés via l'imagerie satellite. Il s'agit des éjectas fluidisés ou lobés (Figure 1.14) dont l'étendue est plus importante comparés aux éjectas visibles sur la Lune ou sur Mercure. Leur morphologie en pétale s'organise dans certains cas en plusieurs couches et se termine en remparts abruptes (Carr et al. (1977)). Ces éjectas se développeraient sur des surfaces partiellement composées d'eau ou de glace comme c'est probablement le cas sur Mars (Mangold et al. (2003)). L'organisation des éjectas fluidisés s'observe aussi sur Terre au niveau du cratère Ries en Allemagne (Figure 1.15).

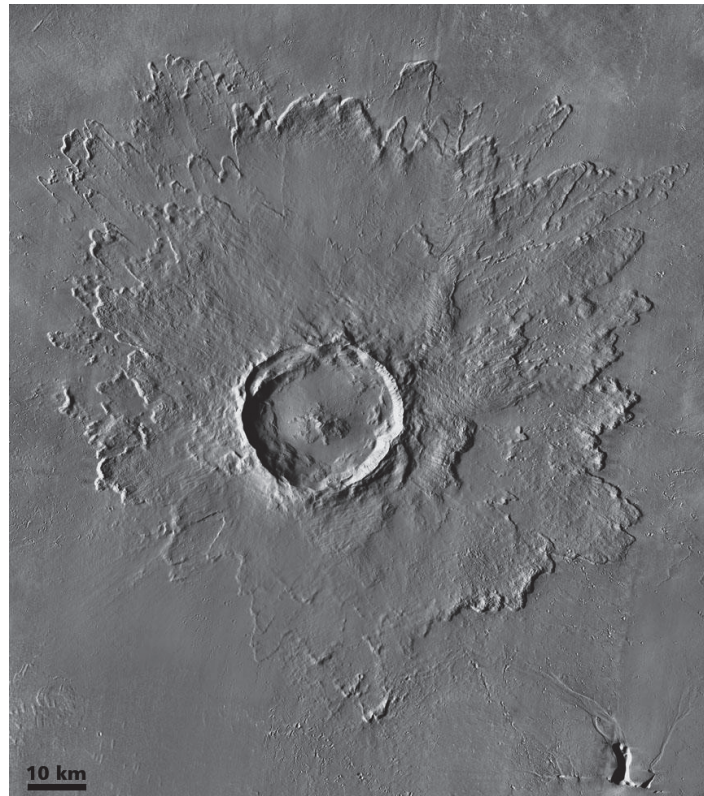


Figure 1.14: Le cratère Tooting sur Mars présente des éjectas lobés multicouches avec des remparts à l'extrémité de sa couverture d'éjecta, 23,1°N, 207,1°E (Crédit : NASA).

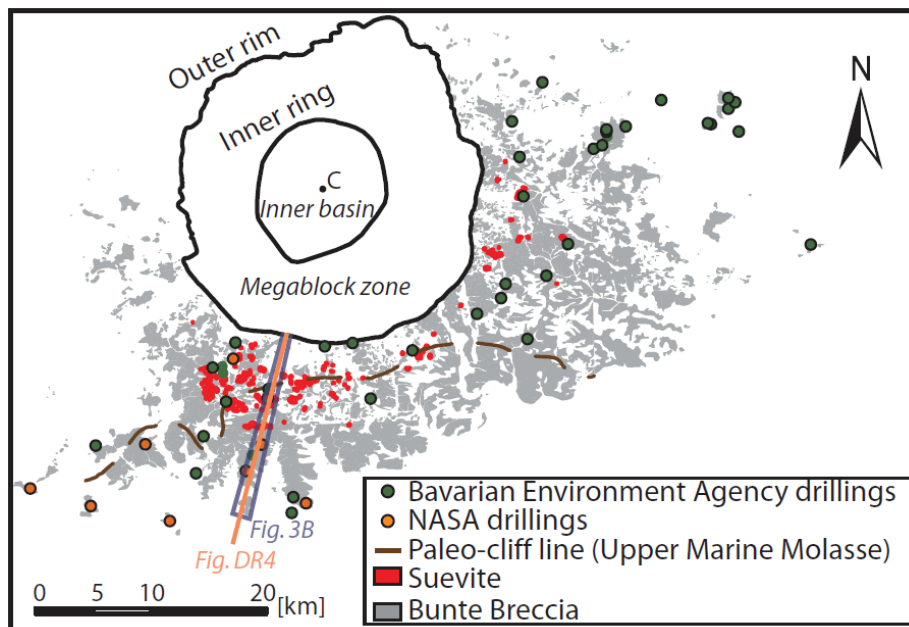


Figure 1.15: Composition des éjectas du cratère Ries (Allemagne). La couverture d'éjecta met à l'affleurement des brèches d'impact et des suévites (à partir de Sturm et al. (2013)).

1.1.3 Les rais des cratères d'impact

Des structures radiales à l'impact, spectralement distinctes, sont observables au-delà de la couverture d'éjecta. Ce sont les rais des cratères d'impact (Figure 1.16).

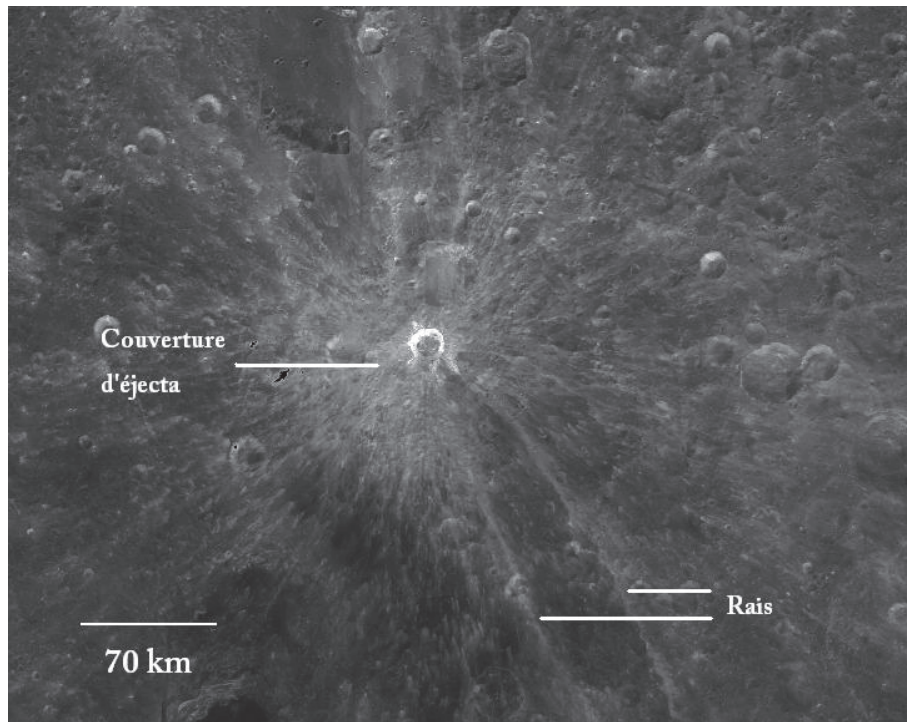


Figure 1.16: Système de rais du cratère lunaire Giordano Bruno, 35,9°N, 102,8°E.

Les rais des cratères d'impact sont des figures avec un fort albédo sur la Lune et se développent de façon radiale au cratère (Melosh (1989)). L'albédo de ces rais semble dépendre de la composition de la surface impactée (Grier et al. (2001)). Sur la Lune les rais présents sur les mers lunaires réfléchissent moins la lumière que les rais des hauts plateaux. Les rais sont visibles sur les différents corps solides du système solaire. Ils correspondraient à la signature spectrale des chaînes de cratères secondaires distaux (McEwen et al. (2005)). Les rais des cratères lunaires s'observent dans le visible. Sur Mars, ils ont été révélés via l'imagerie infrarouge (THEMIS night time infrared images). Il s'agit de rais réfléchissant peu la lumière dans le domaine spectral de l'infrarouge. Les cratères rayés martiens ne s'observent que dans les zones poussiéreuses martiennes et sont interprétés comme la signature spectrale de la poussière soulevée par la cratérisation secondaire par Tornabene et al. (2006) et Hartmann et al. (2010).

Les rais des cratères rayés ont une durée de détection limitée qui dépend beaucoup de la composition de la surface impactée et peut-être de la taille du cratère formé. Les rais de petits cratères devenant plus rapidement difficiles à discerner que les rais des grands cratères d'impact. Les facteurs agissant sur l'effacement des rais des cratères d'impact seraient l'exposition au vent solaire. Les cratères rayés seraient donc les plus récents d'une surface

planétaire pour avoir conservé leur rais. Sur la Lune les rais des cratères d'impact ne seraient plus conservés au-delà d'un milliard d'années (Grier et al. (2001)).

1.2 Processus de formation des cratères d'impact

Après avoir décrit la morphologie générale des cratères d'impact, il est nécessaire de comprendre comment ceux-ci se forment. Depuis l'initiation de la formation du cratère à son état final, nous pouvons décrire trois grandes étapes dans le processus de mise en place. Il y a tout d'abord la phase de contact et compression. Puis la phase d'excavation durant laquelle le matériel contenu dans la future cavité du cratère d'impact est éjecté. Et finalement la phase de modification où le cratère passe de son état transitoire à son état final. Ces étapes se succèdent très rapidement.

1.2.1 Contact et compression lors de l'impact

La première phase de la formation des cratères d'impact est la phase de contact et de compression. C'est la phase au cours de laquelle l'impacteur, ou le projectile, percute la surface planétaire. Cette étape est très brève et ne dure que le temps nécessaire à l'impacteur pour traverser la cible d'une distance équivalente à son diamètre noté L . La durée de cette phase τ_{cc} peut donc être calculée ainsi :

$$\tau_{cc} = L / v_i \quad (1.1)$$

avec v_i la vitesse du projectile lors de l'impact (Melosh (1989)).

Dans le cas d'un impact oblique, la variable θ définissant l'angle entre la surface planétaire et la taille du projectile sont pris en compte pour calculer la durée de cette phase :

$$\tau_{cc} = L / (v_i * \sin \theta) \quad (1.2)$$

Le contact entre le projectile et la surface planétaire génère des ondes de choc à l'interface entre les deux objets. Ces ondes de chocs se propagent dans le projectile mais également dans la cible (Figure 1.17.A). Le projectile est comprimé et ralenti tandis que le matériel de la cible est mis en mouvement vers le bas et vers l'extérieur de la zone de contact tout en étant comprimé. Le déplacement de la matière dans les deux objets se fait à la même vitesse au niveau du point de contact.

Le projectile est entièrement traversé par l'onde de choc et celle-ci atteint l'arrière, la surface libre, de l'impacteur (Figure 1.17.B) tandis que sa température augmente fortement due à l'énergie apportée par l'impact. La pression est relâchée à la surface libre du projectile et celle-ci se détend vers le haut. Cela entraîne la formation en sens inverse d'une onde de raréfaction qui se développe en direction de l'interface entre l'impacteur et la cible (Figure 1.17.C). Le projectile est alors décomprimé de façon quasi-adiabatique ce qui lui permet de

CHAPITRE 1 : LES CRATERES D'IMPACT

passer à l'état liquide et parfois même à l'état gazeux formant un panache qui est expulsé de la zone d'impact. Ce panache se condense en gouttelettes qui retombent autour de la cavité formée (Figure 1.17.E) (Johnson et Melosh (2011)).

Le moment où l'onde de raréfaction atteint l'interface entre l'impacteur et la cible marque la fin de la phase de contact et de compression.

Les ondes de choc se propagent également dans la surface planétaire impactée à partir du point de contact. Le front d'onde progresse sous une forme hémisphérique suivi par l'onde de raréfaction provenant du projectile (Figure 1.17.D). Les ondes de choc se déplacent à des vitesses variant entre 6 km/s et 10 km/s pour les roches les plus denses (Collins et al. (2012)). Au fur et à mesure que les ondes de choc se propagent, elles s'atténuent. L'onde de raréfaction permet de fondre et de vaporiser une partie de la cible dans la zone où la compression a été la plus forte.

La phase de contact et compression met donc en avant un processus thermodynamique débutant par une augmentation soudaine de pression. Les estimations données lors de la simulation de Collins et al. (2012) (Figure 1.17) sont une hausse de l'ordre de quelques centaines de gigapascals. Ces variations de conditions sont suffisantes pour briser les liaisons atomiques et un réarrangement chimique et minéralogique est donc possible. Des roches telles que les tektites ou encore les shatter cônes sont alors formées. Les tektites sont des verres siliceux formés à haute pression alors que les shatter cônes sont les formes caractéristiques de fractures de la roche dans les structures d'impact (Baratoux et Melosh (2003)).

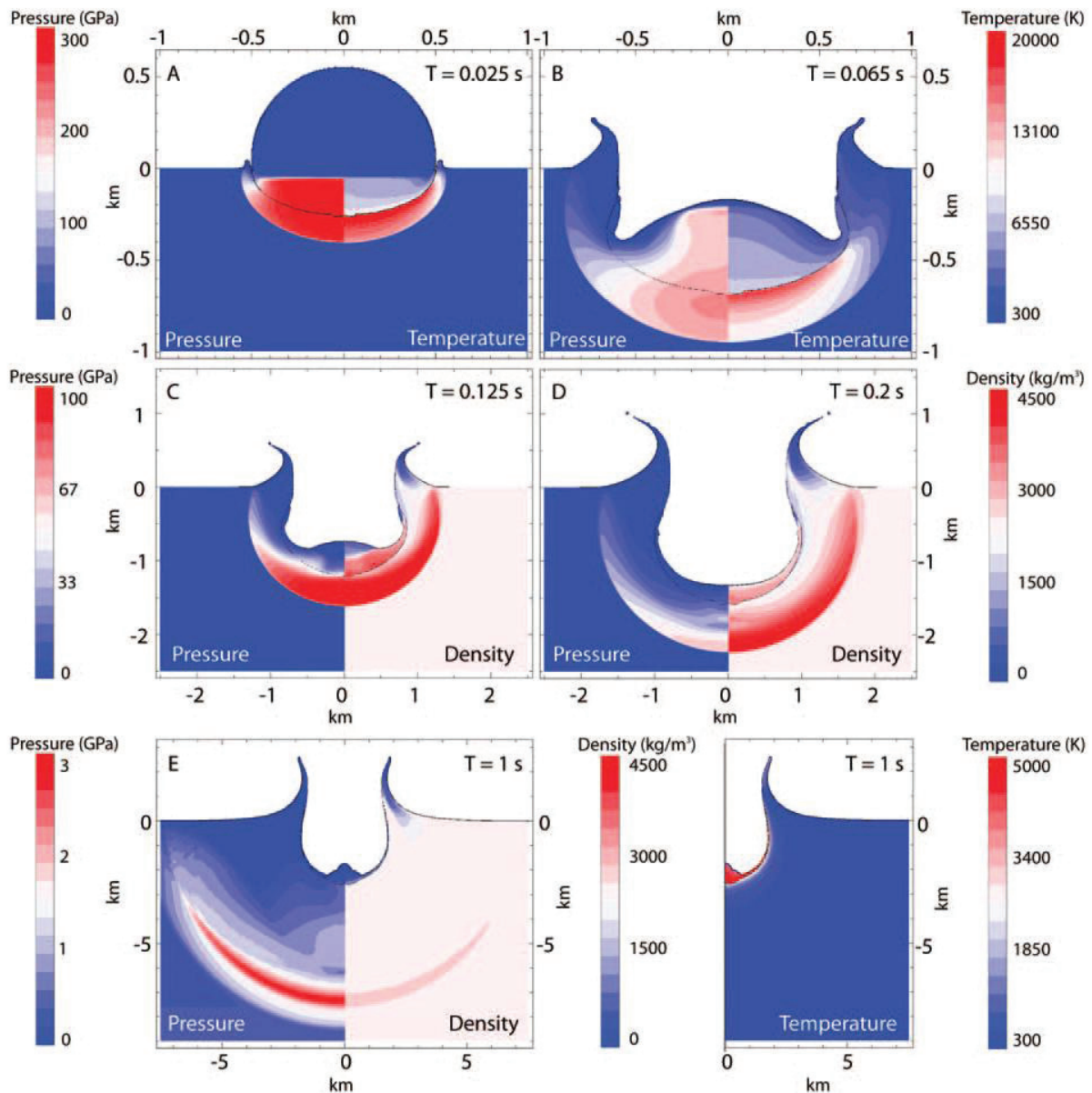


Figure 1.17: Modélisation de la première phase de formation d'un cratère d'impact, contact et compression (Modifiée de Collins et al. (2012)).

Simulation réalisée pour un projectile de 1km de diamètre composé de dunite impactant une cible granitique à une vitesse de 18 km/s pendant 1 seconde. (A) L'impacteur entre en contact avec la cible développant une région de haute pression à l'interface entre les deux objets. (B) L'onde de choc traverse l'intégralité du projectile. (C) L'onde choc est réfléchi à l'arrière de l'impacteur sous la forme d'une onde de raréfaction. (D) L'onde de choc se propage dans le matériel de la cible suivie de l'onde de raréfaction. (E) La plume commence à s'étendre et la phase d'excavation commence.

1.2.2 Excavation du matériel de la cible

La deuxième phase de formation des cratères au cours de l'impact est l'excavation. Au cours de l'excavation, une partie du matériel est éjectée de la zone affectée par l'impact et les

CHAPITRE 1 : LES CRATERES D'IMPACT

éjectas se mettent en place autour de la cavité du cratère. Ce déplacement de matière entraîne l'agrandissement de la cavité que l'on appelle cratère transitoire.

L'onde de choc hémisphérique se propageant dans la cible est atténuée en s'éloignant du point d'impact. Cette onde se transforme en onde plastique et finalement en onde élastique. L'onde de raréfaction créée sur la partie libre de l'impacteur atteint l'interface entre le projectile et la cible. La combinaison des ondes de chocs et de raréfaction à cet endroit engendre un flux de matière qui est éjecté de la surface impactée. La cavité créée par ce flux de matière forme la cavité transitoire du cratère d'impact (Dence (1968), Grieve et Cintala (1981), Melosh (1989)). La cavité transitoire est la cavité maximale du cratère avant qu'il ne soit ensuite en partie comblé par les brèches, que les crêtes du cratère ne retombent sur elles-mêmes et que le fond de la cavité subisse un rebond élastique. Dans la zone la plus proche de l'impact, l'onde de raréfaction permet par décompression adiabatique la fonte et parfois la sublimation d'une partie de la roche encaissante (Figure 1.18) (Melosh (1989), Osinski et al. (2011)). Le temps caractéristique (T_d) de formation de la cavité transitoire se calcule ainsi :

$$T_d \sim (2H_{at}/g)^{1/2} \quad (1.3)$$

avec H_{at} la profondeur maximale de la cavité et g l'accélération gravitationnelle du corps impacté.

La trajectoire du matériel mis en mouvement lors de l'impact dépend de sa position dans la cavité transitoire. Cette cavité est divisée en deux zones, la zone excavée et la zone déplacée (Figure 1.18). Le matériel provenant de la zone excavée est projeté hors du cratère et forme le dépôt d'éjectas. Le matériel issu de la zone déplacée est compressé vers le bas par les ondes de chocs ce qui forme la base de la cavité en expansion ce qui accroît encore le volume de la cavité transitoire (Stöffler et al. (1975), Grieve et al. (1977)).

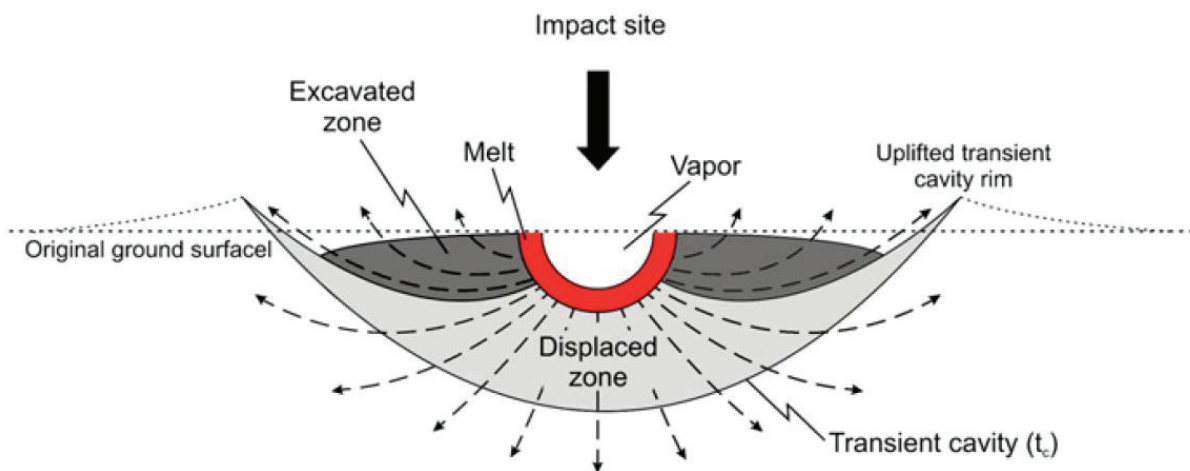


Figure 1.18: Représentation schématique du déplacement du matériel de la cible lors de l'impact, Osinski et al. (2011).

CHAPITRE 1 : LES CRATERES D'IMPACT

Le matériel éjecté se dépose autour de la cavité transitoire et forme la couverture d'éjecta. Ce processus se fait par sédimentation balistique (Oberbeck (1975)). Dans le modèle de sédimentation balistique, le matériel issu de la cavité est éjecté et suit une trajectoire quasi-parabolique (Figure 1.19) avant de retomber à la surface du corps impacté.

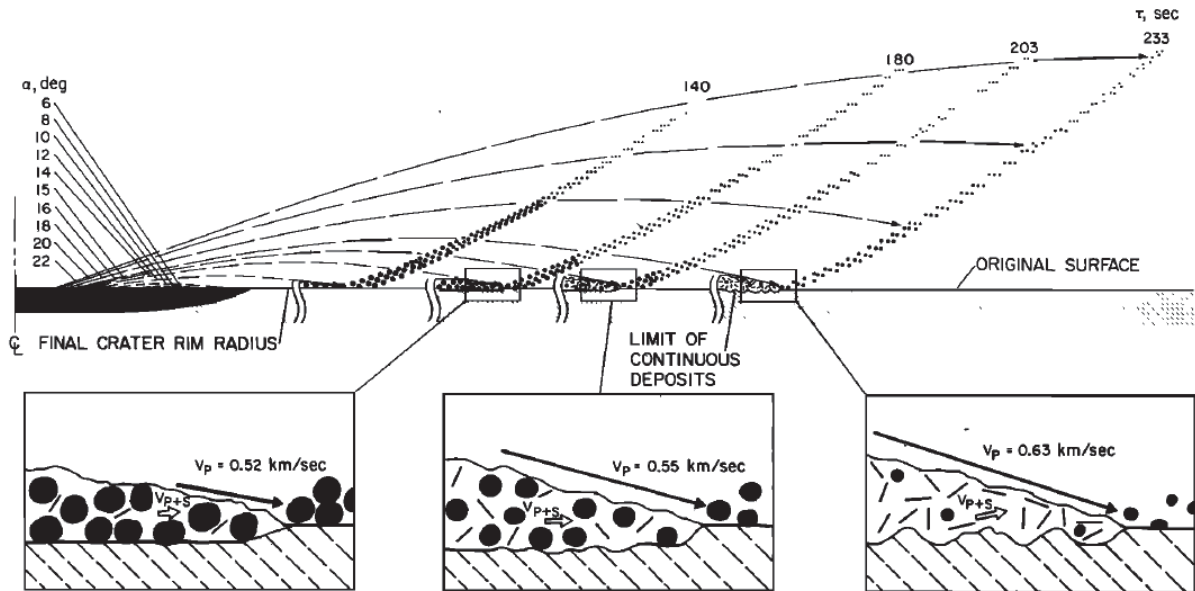


Figure 1.19: Modèle de distribution balistique des éjectas, Oberbeck (1975).

Dans le modèle proposé par Oberbeck (1975), le matériel issu du centre de la cavité est expulsé avec des vitesses supérieures à celles des matériaux provenant de la périphérie. Les roches issues du centre de la cavité retombent donc plus loin de la bordure du cratère que les roches éjectées depuis la périphérie de la cavité. Cette ségrégation spatiale est accentuée par la variation de l'angle d'éjection de la matière (Anderson et al. (2004)). La taille des clastes de la couverture d'éjecta diminue de la bordure du cratère vers l'extrémité des éjectas (Figure 1.19 et 1.20). Les clastes les plus larges tombent en premier, proche de la bordure du cratère, alors que les clastes les plus petits se déposent à une distance plus importante.

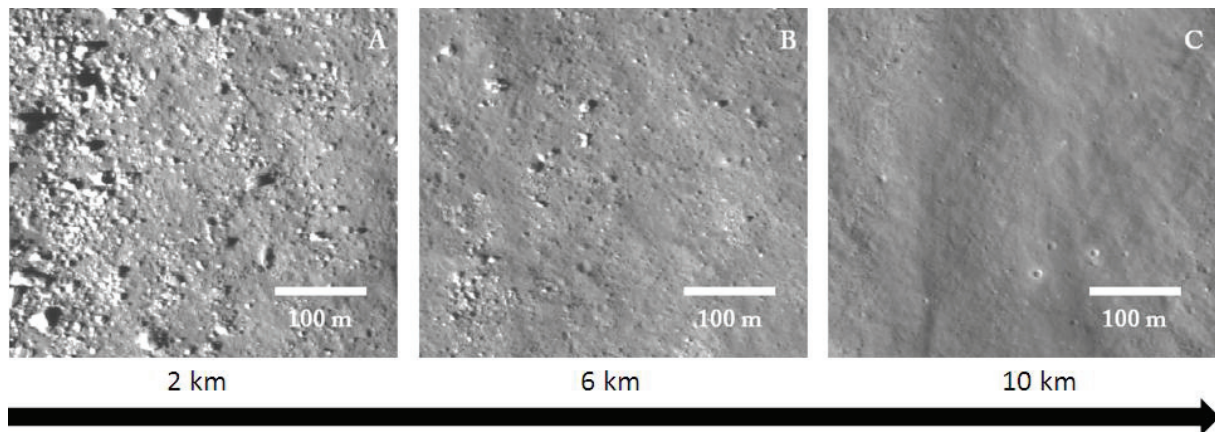


Figure 1.20: Variation de la taille des clastes sur la couverture d'éjecta en fonction de la distance au cratère Giordano Bruno, Image LROC M103838997RC. A : Taille des blocs pluridécamétrique à 2km du cratère, 35,53° N, 102, 93° E ; B : Taille des blocs métrique à 6 km du cratère, 35, 42° N, 102, 93° E ; C : Taille des blocs inférieure au mètre, 35,28° N ; 102,90° E.

Les roches éjectées peuvent produire des impacts secondaires lors de leur retombée sur la cible ou sur les éjectas. Ces impacts secondaires vont eux aussi développer des couvertures d'éjectas (Figure 1.21). L'étude de la composition des couches d'éjecta du cratère d'impact Ries, localisé en Allemagne, par Hörtz et al. (1983) montre que la couverture d'éjecta de ce cratère est composée à 31% de matériel issu de l'impact primaire et à 69% de cratérisations secondaires. Les éjectas secondaires auraient un rôle déterminant dans la composition de la couverture d'éjecta des cratères d'impact.

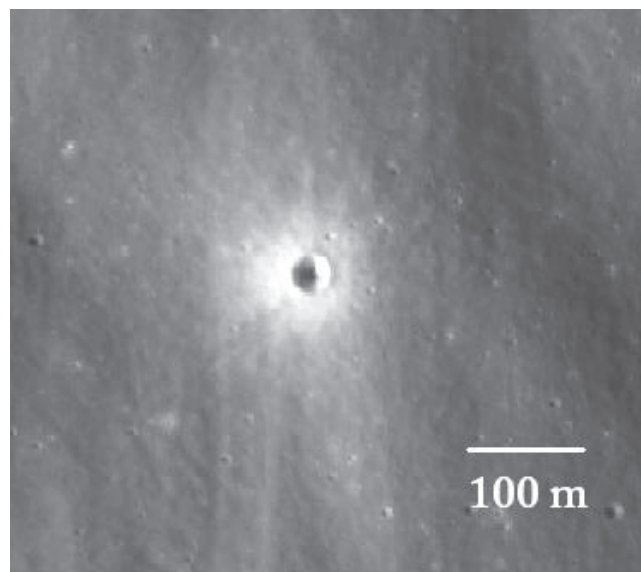


Figure 1.21: Cratère ayant éjecté de la matière sur la couverture d'éjecta du cratère Giordano Bruno, image LROC M103838997RC, 34,47° N, 102,52° E.

1.2.3 Facteurs contrôlant les dimensions finales du cratère d'impact

1.2.3.1 L'angle d'impact

L'angle d'impact joue un rôle important pendant les phases de contact-compression et d'excavation. Lors de la première phase l'énergie apportée lors d'un impact est maximale lorsque celui-ci se produit avec un angle de 90°. La taille d'un cratère d'impact pour un projectile donné varie donc en fonction de l'angle d'impact. Plus l'angle d'impact diminue, plus le diamètre du cratère formé est petit. Cependant la grande majorité des projectiles arrive avec un angle oblique. La probabilité pour qu'un impact se produise avec un angle θ dans une gamme $d\theta$ à la surface d'un corps planétaire est :

$$2 \cdot \sin\theta \cdot \cos\theta \cdot d\theta \quad \text{par unité d'aire} \quad (1.4)$$

indépendamment de l'accélération gravitationnelle (Pierazzo et Melosh (2000c)). La probabilité est maximale pour un angle d'impact de 45° et minimale pour les angles de 90° ou de 0°.

L'angle d'impact influence également la forme du cratère. Un impact à 90° forme un cratère circulaire. Un impact avec un angle plus rasant crée une cavité plus elliptique. A très forte obliquité, le projectile peut éventuellement faire des rebonds.

L'angle d'impact influence également la mise en place de la couverture d'éjecta lors de la phase d'excavation. Gault et Wedekind (1978) et Poelchau et Kenkmann (2008) montrent que la forme de la couverture d'éjecta varie en fonction de l'angle d'arrivée de l'impacteur. Si l'impact se fait avec un angle compris entre 45° et 60°, la concentration de la couverture d'éjecta est maximale dans la direction du projectile. Lorsque cet angle est compris entre 45° et 20°, la couverture d'éjectas n'est pas continue montrant une 'zone d'ombre' du côté de l'arrivée du projectile. Dans les cas où l'angle d'impact est inférieur à 20°, une seconde zone d'ombre apparaît et la couverture d'éjecta montre une forme en ailes de 'papillon' (Figure 1.22).

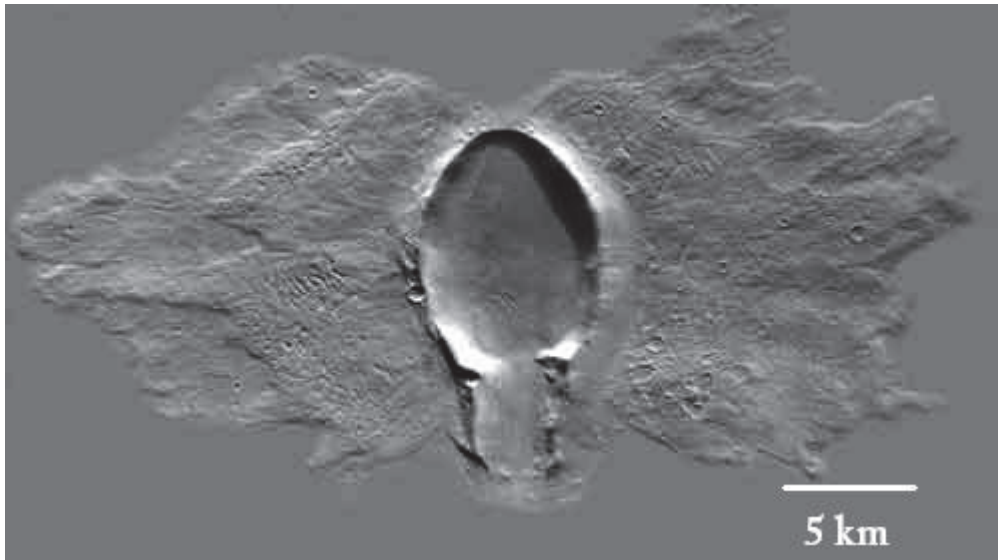


Figure 1.22: Cratère en papillon à la surface de Mars, 40,5°N ; 137,5°O, image CTX. Ce cratère met aussi en évidence des éjectas multicouches. L'angle d'impact est estimé à moins de 20° (Crédits : NASA/JPL).

1.2.3.2 Influence de la composition de la cible

La réponse physique de la cible suite à l'impact varie en fonction de sa composition, de sa compétence ou encore de sa porosité et influence les dimensions finales du cratère d'impact.

Van der Bogert et al. (2010) montrent un cratère formé sur deux unités géologiques avec des compétences très différentes (Figure 1.23). Ce cratère s'est formé à la limite de 2 unités géologiques. Le cratère n'a pas le même rayon de part et d'autre de la limite (Figure 1.23). L'influence des propriétés de la cible sur la taille du cratère d'impact est de moins en moins soutenue lorsque le diamètre du cratère augmente. Plus l'énergie apportée lors de l'impact est importante, moins la compétence du matériel influence la taille de la cavité du cratère formé. Pour un cratère dont le diamètre est supérieur à 400 m, l'influence des propriétés de la cible devient négligeable (Ashley et al. (2012), Van der Bogert et al. (2013)).

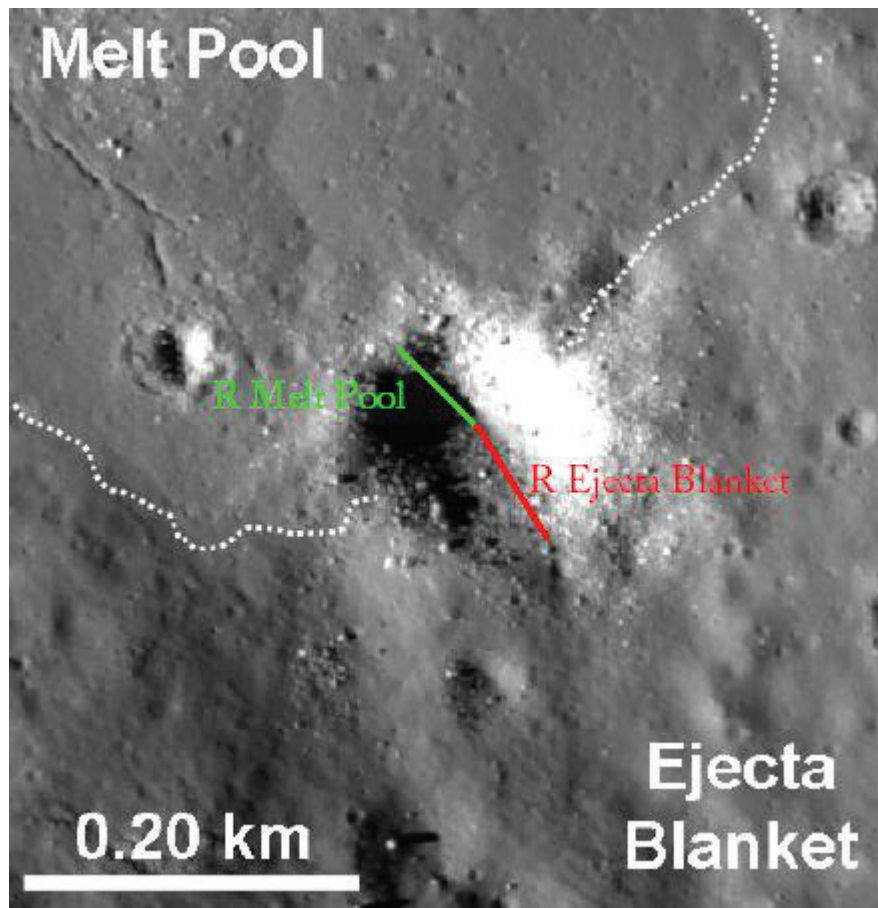


Figure 1.23: Impact dont le rayon diffère en fonction de la cible (d'après Van der Bogert et al. (2010)). L'observation est à l'intérieur d'un plus grand cratère d'impact. Le rayon du cratère est plus petit dans la zone fondue que dans la zone des brèches d'impact. La zone fondue est plus compétente que celle des brèches d'impact. Image LROC M103216633L, 20,9°N ; 197,71°E.

Les éjectas aussi diffèrent en fonction des propriétés de la cible. Sur Mars ou sur le satellite Jovien Europe la présence d'éjectas fluidisés est expliquée par la présence d'eau dans le sous-sol (Figure 1.22) (Barlow et al. (2000), Senft et Stewart (2008)). Lors de la formation d'un impact, la couche enrichie en glace d'eau enfouie serait atteinte et cela expliquerait la mise en place de ces éjectas particuliers. Par exemple, le type d'éjecta n'est pas observé autour des impacts dont le diamètre est inférieur à 5 km sur Mars, leur profondeur serait trop faible pour atteindre la couche de glace (Baratoux et al. (2002)). Ce type d'éjectas n'est pas observé à la surface de la Lune, l'eau ne serait pas présente en sub-surface sur la Lune.

1.2.4 Modification du cratère

La phase de modification est la troisième et dernière étape de la formation d'un cratère d'impact. C'est l'étape au cours de laquelle le cratère acquiert son état final. Comme pour la

transition entre la phase de contact et compression et la phase d'excavation, la limite entre la phase d'excavation et la phase de modification n'est pas clairement déterminée (Turtle et al. (2005)). La phase de modification commence au début de l'effondrement vertical de la cavité transitoire.

La phase de modification est dominée par la réponse dynamique de la cible à l'excavation de matière due à l'impact. La réaction dynamique de la cible a pour effet de refermer la cavité transitoire qui s'effondre sur elle-même. Cette force est confrontée à la résistance du matériau. Le type de cratère et le diamètre de la cavité finale dépendent donc de l'équilibre entre la réponse dynamique de la cible et la résistance du matériau à l'effondrement (Melosh (1989), Collins et al. (2012)).

Dans le cas où la réponse dynamique de la cible n'est pas assez importante, c'est-à-dire si la taille de la cavité transitoire n'est pas très grande, la résistance du matériau maintient la forme de la cavité transitoire (Kenkmann et al. (2012)). C'est le cas des cratères simples. Les bordures du cratère transitoire retombent sur elle-même et les brèches d'impact comblent une partie de la cavité (Figure 1.24D). Le cratère final est donc plus large et moins profond que le cratère transitoire (Figure 1.24E).

Dans le cas où la taille du cratère transitoire dépasse un certain seuil, la réponse dynamique de la cible devient alors plus importante que la résistance du matériau. Le cratère transitoire s'effondre et la réponse dynamique de la surface est maximale au point le plus bas de la cavité (Kenkmann et al. (2012)). Cette force agissant du bas vers le haut, un flux de matière est observé au centre du cratère qui forme le pic central. Le cratère formé est alors un cratère complexe. La formation du pic central (Figure 1.24C) crée un déficit de matière sous le cratère. Ensuite, les parois du cratère se tassent formant les terrasses du cratère complexe (Figure 1.24E).

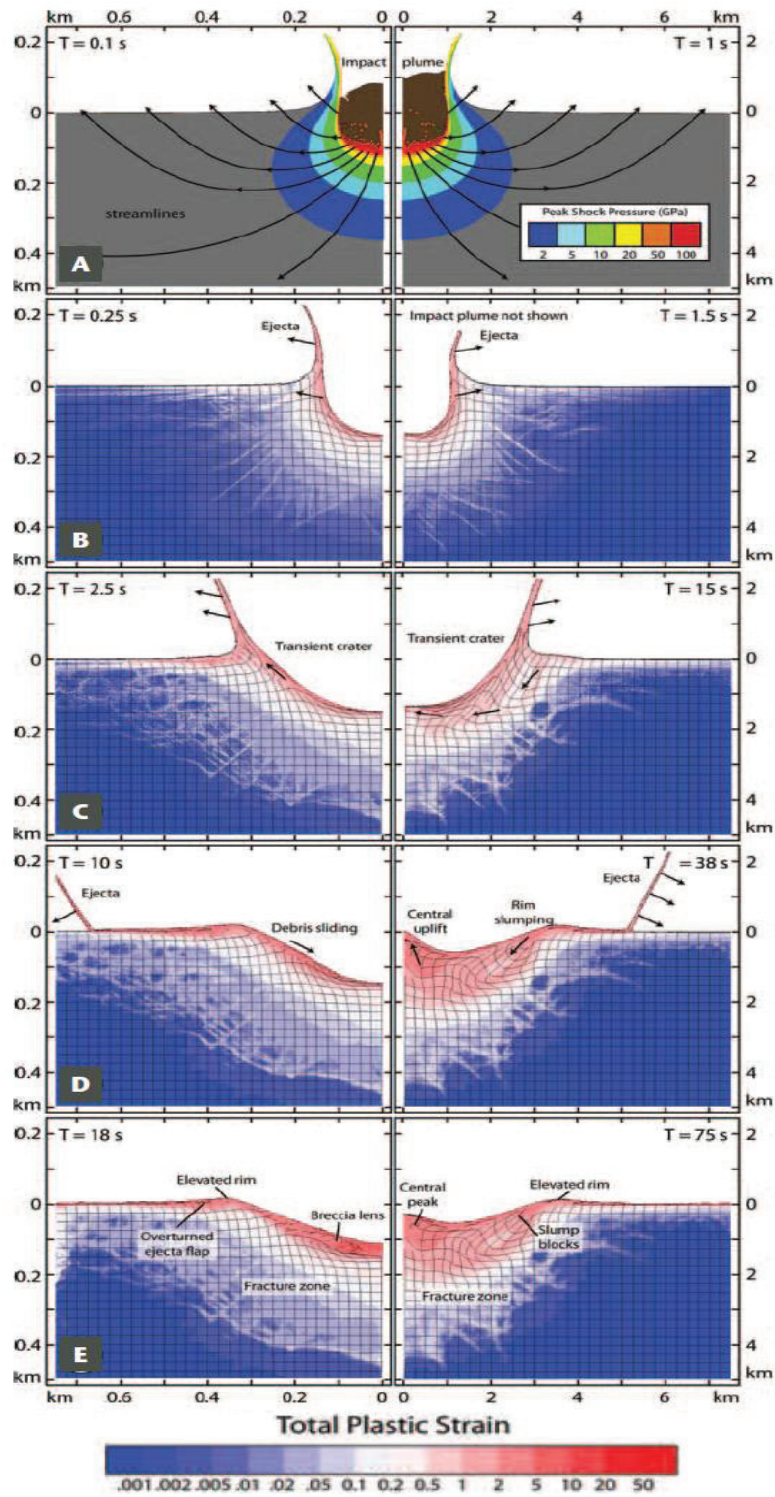


Figure 1.24: Modèle de formation des cratères simples (à gauche) et des cratères complexes (à droite), modifiée de Collins et al. (2012). A : Propagation de l'onde de choc pendant la phase d'excavation ; B : La cavité se développe ; C : Le cratère transitoire est formé et la cavité commence à se refermer horizontalement dans le modèle des cratères complexes ; D : Le cratère transitoire s'effondre entraînant un mouvement de la matière vers l'intérieur de la cavité et un tassement des murs. Dans le cas du cratère complexe, le fond de la cavité

continue sa remontée sous l'effet de la réponse gravitationnelle de la cible ; E : Le cratère atteint son état final.

Lorsque la cavité transitoire est très large, le pic central se développe très vite et atteint une altitude trop élevée dépassant son point d'équilibre. Ce type de pic central s'effondre alors sous son propre poids.

Le processus de formation des cratères d'impact sur les corps solides du système solaire se développe donc en trois phases. A la fin de la dernière étape le cratère atteint son état final. Cet état final est ensuite modifié au cours temps par plusieurs processus qui entraînent son érosion parfois jusqu'à son effacement.

1.3 Dégradation des cratères d'impact

La topographie des cratères d'impact est perturbée par cinq processus principaux : (1) le bombardement météoritique, (2) l'activité sismique déclenchant des mouvements gravitaires des parois du cratère, (3) le comblement par épanchements volcaniques, (4) les processus fluviatile et (5) les processus éoliens.

1.3.1 Le bombardement météoritique

Le bombardement météoritique est un processus affectant les cratères d'impact à plusieurs échelles. Il se traduit par l'effacement d'un cratère lors de la formation d'un nouveau cratère d'impact, le comblement d'un cratère par la mise en place des éjectas d'un cratère plus jeune ou encore par l'érosion de la topographie du cratère par micro-impacts.

L'effacement d'un cratère par la formation d'un nouveau cratère d'impact ou par la mise en place de ses éjectas se nomme le resurfaçage d'impact (Hartmann et Gaskell (1997), Hartmann et al. (2001), Hörz et al. (1999)). Le resurfaçage d'impact se produit principalement lorsque la surface est saturée en cratères d'impact. La saturation d'une surface planétaire signifie que la formation d'un nouveau cratère se fait au détriment d'un cratère plus ancien par manque de surface libre disponible. La formation du nouveau cratère entraîne alors l'effacement d'un cratère plus ancien tandis que la mise en place de la couverture d'éjecta comble les cratères situés autour de la nouvelle cavité.

Le bombardement micro-météoritique affecte également les cratères d'impact par érosion. Les projectiles de taille micrométrique créent des microcratères d'impact à la surface des corps planétaires dépourvus d'atmosphère (Cremonese et al. (2013), Bouley et al. (2012), Cintala (1992), Morgan et al. (1988)). Le sol est ainsi modifié et les cratères d'impact sont affectés par ce processus. Les premières études des effets liés au bombardement micro-météoritique concernent la présence de sodium dans l'exosphère lunaire. Lors d'impacts de

micro-projectiles, des atomes de sodium sont extraits du sol lunaire et sont expulsés vers l'exosphère (Berezhnoy (2010)). La quantité de matière extraite estimée est de l'ordre de 10^3 - 10^4 atomes.cm⁻².s⁻¹. Le bombardement micro-météoritique est donc un processus d'érosion affectant le sol lunaire et agissant sur la topographie des cratères d'impact.

1.3.2 L'activité sismique

Les séismes sont un phénomène commun à tous les corps solides du système solaire. La source des ondes sismiques commune à tous les corps solides est l'impact entre un projectile et la surface planétaire (Gudkova et al. (2011), Duennebier et Sutton (1974), McGarr et al. (1969)). Les séismes sont également engendrés par la tectonique des plaques ou encore la contraction thermique lors du refroidissement d'un corps planétaire.

La propagation des ondes sismiques en surface peut déclencher des mouvements gravitaires. Dans les cratères d'impacts les glissements de terrain proviennent des parois et comblent partiellement la cavité du cratère entraînant l'effacement de la morphologie au cours du temps (Richardson (2010)).

Le modèle de dispersion des ondes sismiques de Richardson et al. (2005) et Richardson (2013) montre qu'un effacement des cratères d'impact sur une surface planétaire dépend de la gravité du corps planétaire. Plus la gravité est forte, plus les mouvements gravitaires sont importants. La durée de vie d'un cratère d'impact d'une taille donnée dépend donc partiellement de la gravité du corps sur lequel il se forme. Le modèle proposé par Richardson et al. (2005) estime le comblement d'un cratère dont le diamètre est de 200 km en une période de 30 Ma sur un corps comparable à Eros 433, dont la gravité est de 5 mm/s² (Figure 1.25), en utilisant les cratères d'impact comme seule source sismique.

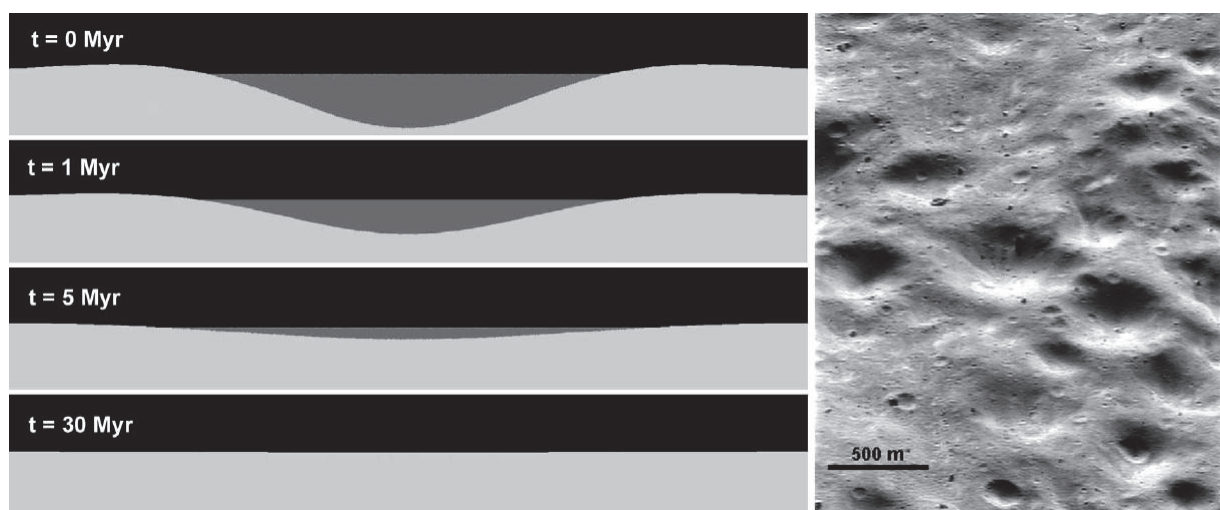


Figure 1.25: Modèle d'effacement des cratères d'impact par mouvements gravitaires. Cas d'un cratère de 200 km de diamètre sur un corps comparable à Eros 433 (à partir de Richardson et al. (2005)).

1.3.3 Le comblement par épanchements volcaniques

Les cratères d'impacts peuvent être recouverts et/ou comblés par des épanchements volcaniques suite à leur formation. Les cratères dont le diamètre et la profondeur sont faibles sont totalement recouverts et ne sont plus visibles en surface. Grâce à l'imagerie orbitale, il est possible d'observer des cratères dans lesquels se sont déversées des coulées de laves successives (Greeley et al. (2005)).

La source des laves peut être soit à l'intérieur du cratère soit venir d'un point environnant. Dans le premier cas, les écoulements de laves se répandent jusqu'au cratère d'impact et comblent la cavité. Dans le second cas, la source du magmatisme est sous le cratère d'impact.

La figure 1.26 montre des remplissages volcaniques sur Mars et sur la Lune. Le cratère Gusev sur Mars (Figure 1.26.A) et le cratère lunaire Grimaldi (Figure 1.26.B) mettent en évidence du volcanisme post-impact.

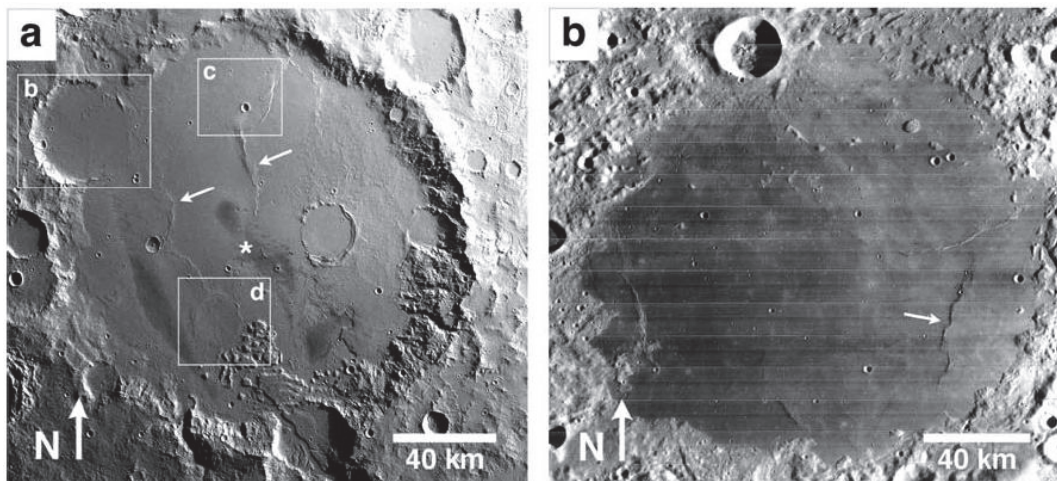


Figure 1.26: A: Cratère Gusev (Mars) au fond duquel des coulées de laves sont visibles (cadres b, c et d); B: Cratère lunaire Grimaldi rempli partiellement par des laves basaltiques. Les flèches montrent les fronts des coulées de laves. D'après Greeley et al. (2005).

1.3.4 L'érosion fluviale

L'érosion fluviale est observable sur les corps du système solaire ayant une atmosphère. Craddock et al. (1997) ont étudié les effets de l'érosion fluviale sur les cratères d'impact martiens. La percolation d'eau dans le sol entraîne des glissements de terrains au niveau des murs des cratères ce qui a pour conséquence d'élargir la cavité et de diminuer la pente entre les bordures et le centre du cratère (Figure 1.27). D'après cette étude la vitesse d'érosion dans les régions martiennes de Sinus Sabaeus et Margaritifer Sinus seraient de 0,0003 à 0,0005 mm/an. L'érosion fluviale affecte aussi la morphologie des bordures du cratère qui s'arrondissent et s'aplanissent.

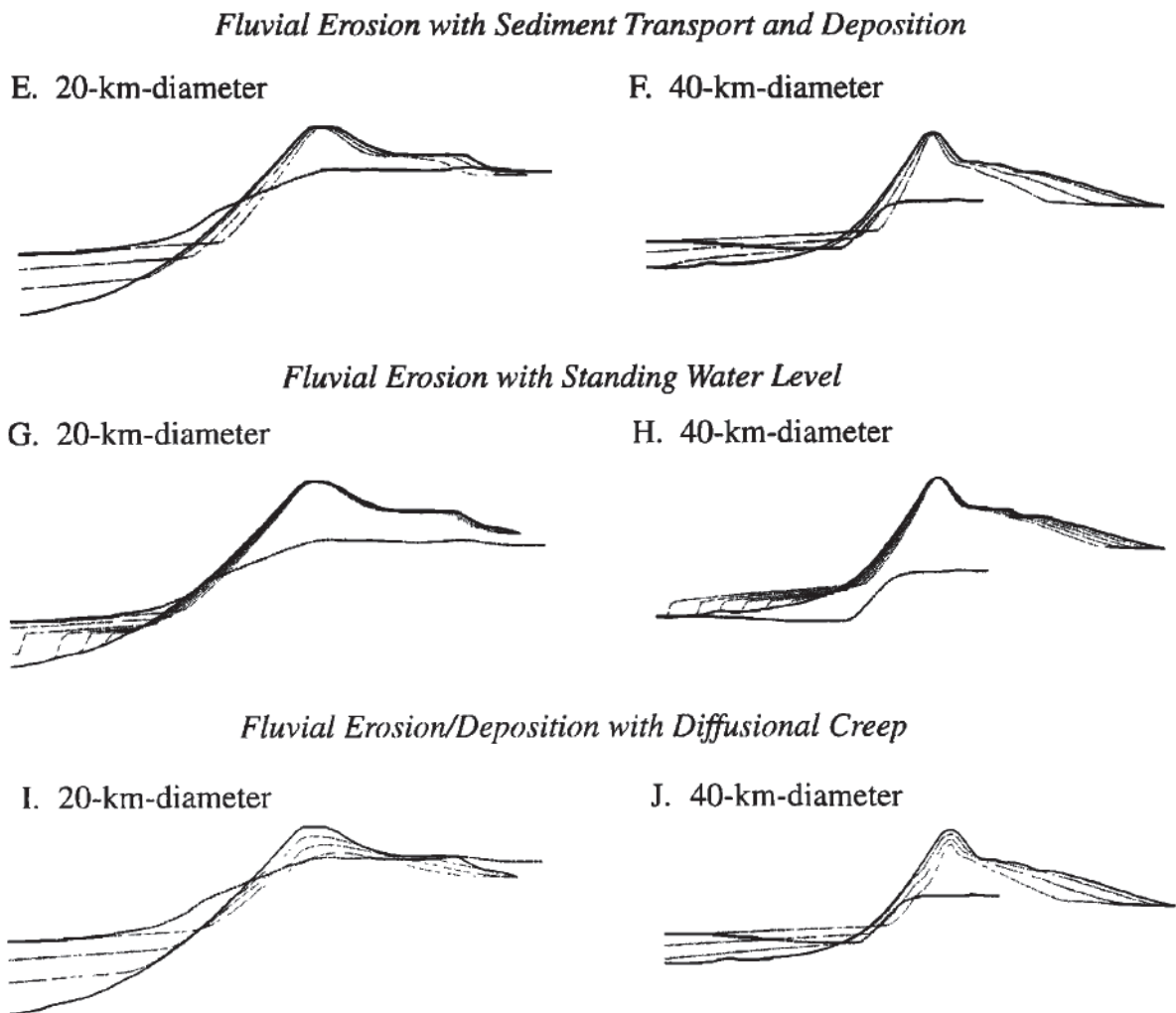


Figure 1.27: Modélisation des effets de l'érosion fluviale sur les cratères d'impact, modifiée d'après Craddock et al. (1997).

L'effacement des cratères d'impact sous l'action de l'eau se fait par érosion mais aussi par dépôts de sédiments. L'accumulation de sédiments dans le cratère peut aboutir au remplissage complet de la cavité. La vitesse de remplissage du cratère peut varier au cours du comblement du cratère. En effet plus le cratère est rempli et plus la surface du fond du cratère augmente car la largeur entre les murs augmente. A débit sédimentaire constant, la vitesse du remplissage du cratère diminue donc au cours de son comblement (Forsberg-Taylor et al. (2004)). De tels dépôts sont observables sur différents corps du système solaire comme sur Terre dans Meteor crater aux Etats-Unis (Kring (2007)) (Figure 1.28) par exemple ou sur Mars dans le cratère Jezero (Schon et al. (2012)).

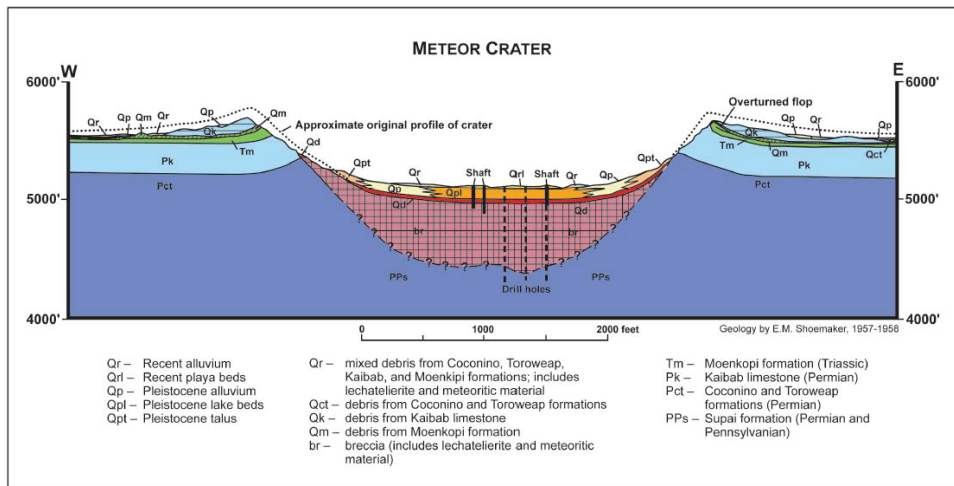


Figure 1.28: Coupe de Meteor crater, Arizona, Etats-Unis, à partir de Kring (2007).

1.3.5 L'érosion éolienne

L'érosion éolienne altère la morphologie des cratères d'impact de la couverture d'éjecta (Arvidson et al. (1976)) aux formations se situant dans les cratères d'impact. Kite et al. (2013) proposent par exemple que le Mont Sharp localisé au centre du cratère Gale sur Mars serait affecté par l'érosion éolienne. D'après les auteurs la vitesse des vents dans les cratères d'impact est maximale à proximité des parois des cratères créant un différentiel de vitesse d'érosion entre le bord et le centre du cratère. Ce processus expliquerait la présence du Mont Sharp au centre du cratère Gale (Hynek et al. (2003)).

Les dépôts sédimentaires dans la cavité des cratères d'impact sont souvent d'origine fluviale mais peuvent aussi être d'origine éolienne. Les grains de sable transportés par le vent se déposent sur le fond de la cavité des cratères et forment des dunes (Figure 1.29). Plusieurs exemples de ce type de sédimentation sont reconnaissables sur Mars par imagerie satellite (Pault et al. (1988), Tirsh et al. (2011), Gardin et al. (2012)). Ce processus de comblement modifie la morphologie de la cavité des cratères d'impact.

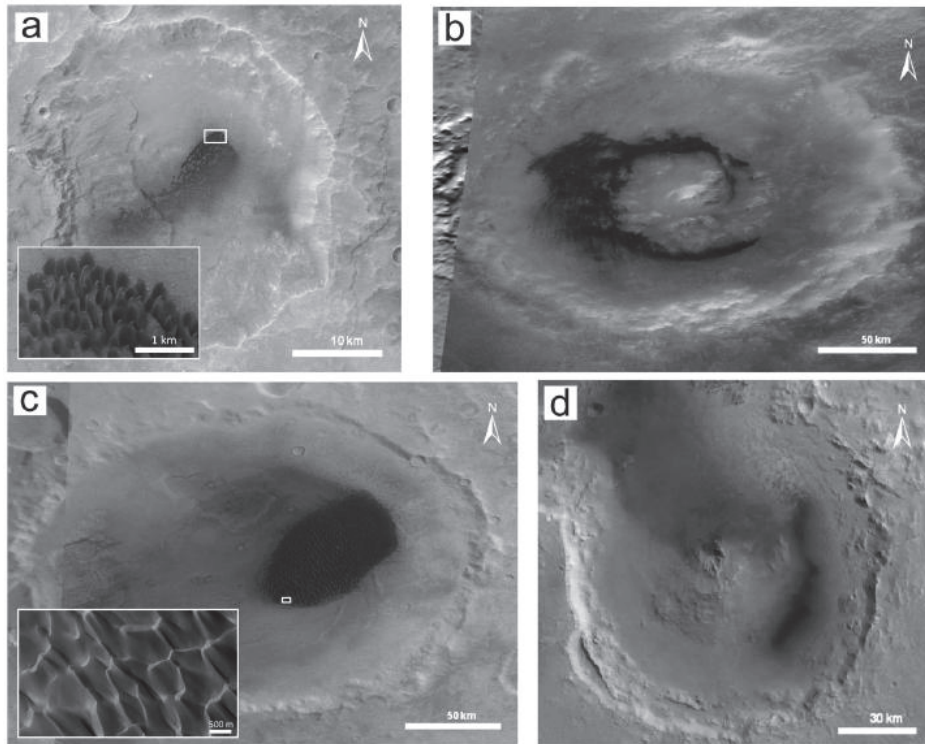


Figure 1.29: Champs de dunes issus de la sédimentation éolienne dans la cavité de cratères martiens. A : Champs de dunes de type barchanes dans le cratère Tyrrhena Terra ; B : Champs de dunes circulaires dans le cratère Liu Hsin; C : Champs de dune dans le cratère Proctor ; D : Couche de sable dans le cratère Oudemans. (A partir de Tirsh et al. (2011)).

1.4 Utilisation des cratères d'impact en planétologie

Les cratères d'impact sont des objets présents sur toutes les surfaces solides du système solaire. Ce sont donc des figures géologiques idéales pour faire de la planétologie comparée.

Les cratères d'impact sont aussi un accès direct aux sous-sols planétaires. Les pics centraux des cratères mettent à l'affleurement des roches exhumées depuis de grandes profondeurs. Les cratères complexes sont donc des forages naturels qui permettent d'avoir accès au matériel de la croûte profonde et même du manteau dans le cas des bassins d'impact (Flahaut et al. (2012), Quantin et al. (2012)).

Ces figures géologiques sont aussi des marqueurs temporels. Sur la Lune le cratère Copernicus par exemple et notamment ses éjectas marquent la limite de l'âge Copernicain de la chronostratigraphie lunaire. C'est aussi le cas du cratère Eratosthènes et des bassins d'impact Imbrium, Orientale et Nectaris. Les cratères d'impact sont également un témoin de l'évolution du taux d'impact et des familles d'impacteurs au cours du temps. En connaissant le flux d'impact actuel et passé dans le système solaire interne, une étude statistique de la densité de cratères sur une surface planétaire nous renseigne sur l'histoire géologique de la

CHAPITRE 1 : LES CRATERES D'IMPACT

région étudiée (Hartmann (1965a, 1965b, 1971), Neukum et al. (2001)). Les cratères d'impact peuvent donc être utilisés comme marqueurs temporels de l'évolution des surfaces planétaires dans le système solaire. C'est le principe de base de la méthode de datation par comptage de cratères.

Références

- Anderson, J. L. B., Schultz, P. H., & Heineck, J. T. (2004). Experimental ejection angles for oblique impacts: Implications for the subsurface flow-field. *Meteoritics & Planetary Science*, 39(2), 303–320. doi:10.1111/j.1945-5100.2004.tb00342.x
- Arvidson, R.E., Coradini, M., Carusi, A., Coradini, A, Fulchignoni et al. (1976). Latitudinal variation of wind erosion of crater ejecta deposits on Mars, *Icarus*, Vol. 27, 503 – 516.
- Ashley, J. W., Robinson, M. S., Hawke, B. R., Van der Bogert, C. H., Hiesinger, H., Sato, H., Speyerer, E. J., et al. (2012). Geology of the King crater region: New insights into impact melt dynamics on the Moon. *Journal of Geophysical Research*, 117, E00H29. doi:10.1029/2011JE003990
- Baratoux, D., & Melosh, H. J. (2003). The formation of shatter cones by shock wave interference during impacting. *Earth and Planetary Science Letters*, 216(1-2), 43–54. doi:10.1016/S0012-821X(03)00474-6
- Baratoux, D., Mangold, N., Delacourt, C., & Allemand, P. (2002). Evidence of liquid water in recent debris avalanche on Mars, *Geophysical Research Letters*, 29(7), 1–4.
- Barlow, G., Boyce, M., Costard, M., Craddock, A., Garvin, B., Sakimoto, E. H., Kuzmin, O., et al. (2000). Standardizing the nomenclature of Martian impact crater ejecta morphologies, *Journal of Geophysical Research*, 105, 26733-26738.
- Berezhnoy (2010). Meteoroid bombardment as a source of the lunar atmosphere, *Advances in Space Research*, Vol. 45, 70 – 76.
- Bouley, S., Baratoux, D., Vaubaillon, J., Mocquet, A., Le Feuvre, M., Colas, F., Benkhaldoun, Z., et al. (2012). Power and duration of impact flashes on the Moon: Implication for the cause of radiation. *Icarus*, 218(1), 115–124. doi:10.1016/j.icarus.2011.11.028
- Carr, M. H., Crumpler, L. S., Cutts, J. A., Greeley, R., Guest, J. E., & Masursky, H. (1977). Martian impact craters and emplacement of ejecta by surface flow. *Journal of Geophysical Research*, 82(28), 4055–4065. doi:10.1029/JS082i028p04055
- Cintala, M. J. (1992). Impact-induced thermal effects in the lunar and Mercurian regoliths. *Journal of Geophysical Research*, 97(E1), 947. doi:10.1029/91JE02207
- Collins, G. S., Melosh, H. J., & Osinski, G. R. (2012). The Impact-Cratering Process. *Elements*, 8(1), 25–30. doi:10.2113/gselements.8.1.25

CHAPITRE 1 : LES CRATERES D'IMPACT

Craddock, R. A., Maxwell, T. A., & Howard, A. D. (1997). Crater morphometry and modification in the Sinus Sabaeus and Margaritifer Sinus regions of Mars responsible Crater Morphometry, *Journal of geophysical Research*, 102, 13321-13340.

Cremonese, G., Borin, P., Lucchetti, A., Marzari, F., & Bruno, M. (2013). Micrometeoroids flux on the Moon. *Astronomy & Astrophysics*, 551, A27. doi:10.1051/0004-6361/201220541

Dence, M.R. (1968), Shock zoning at Canadian craters: petrography and structural implications, *Shock Metamorphism of Natural Materials* (eds B.M. French and N.M. Short), Mono Book Corporation, Baltimore, MD, 169 – 184.

Duennebier, F. & Sutton, G.H. (1974). Meteoroid impacts recorded by the short-period component of Apollo 14 Lunar Passive Seismic station, *Journal of geophysical Research*, Vol. 79, 4365 – 4374.

Flahaut, J., Blanchette-Guertin, J.-F., Jilly, C., Sharma, P., Souchon, a., Van Westrenen, W., & Kring, D. a. (2012). Identification and characterization of science-rich landing sites for lunar lander missions using integrated remote sensing observations. *Advances in Space Research*, 50(12), 1647–1665. doi:10.1016/j.asr.2012.05.020

Forsberg-Taylor, N. K. (2004). Crater degradation in the Martian highlands: Morphometric analysis of the Sinus Sabaeus region and simulation modeling suggest fluvial processes. *Journal of Geophysical Research*, 109(E5), E05002. doi:10.1029/2004JE002242

Gardin, E., Allemand, P., Quantin, C., Silvestro, S., & Delacourt, C. (2012). Dune fields on Mars: Recorders of a climate change? *Planetary and Space Science*, 60(1), 314–321. doi:10.1016/j.pss.2011.10.004

Gault, D.E. et Wedekind, J.A. (1978). Experimental studies of oblique impact, *Proceeding of the Lunar and Planetary Science conference*, 3843 – 3875.

Greeley, R. (2005). Fluid lava flows in Gusev crater, Mars. *Journal of Geophysical Research*, 110(E5), E05008. doi:10.1029/2005JE002401

Grier, J. a., McEwen, A. S., Lucey, P. G., Milazzo, M., & Strom, R. G. (2001). Optical maturity of ejecta from large rayed lunar craters. *Journal of Geophysical Research*, 106(E12), 32847. doi:10.1029/1999JE001160

Grieve, R.A.F. & Cintala, J.B. (1981), A method for estimating the initial impact conditions of terrestrial cratering events, exemplified by its application to Brent crater, Ontario, *Proceedings of the Lunar and Planetary Science Conference*, 12, 1607 – 1621.

Grieve, R.A.F., Dence, M.R., Robertson, P.B. (1977), Cratering processes: as interpreted from the occurrences of impact melts, *Impact and Explosion Cratering* (eds D.J. Roddy, R.O. Pepin and R.B. Merrill), Pergamon Press, New York, NY, 791 – 814.

CHAPITRE 1 : LES CRATERES D'IMPACT

Gudkova, T. V., Lognonné, P., & Gagnepain-Beyneix, J. (2011). Large impacts detected by the Apollo seismometers: Impactor mass and source cutoff frequency estimations. *Icarus*, 211(2), 1049–1065. doi:10.1016/j.icarus.2010.10.028

Hartmann, W.K. (1971). Martian cratering III: theory of crater obliteration, *Icarus*, Vol. 15, 410 – 428.

Hartmann, W. K. (1965b). Terrestrial and lunar flux of large meteorites in the last two billion years. *Icarus*, 4(2), 157–165. doi:10.1016/0019-1035(65)90057-6

Hartmann, W. K. (1965a). Secular changes in meteoritic flux through the history of the solar system. *Icarus*, 4(2), 207–213. doi:10.1016/0019-1035(65)90062-X

Hartmann, W. K., Quantin, C., Werner, S. C., & Popova, O. (2010). Do young martian ray craters have ages consistent with the crater count system? *Icarus*, 208(2), 621–635. doi:10.1016/j.icarus.2010.03.030

Hartmann, W. K., Neukum, G., Zentrum, D., & Berlin, D. (2001). Cratering chronology and the evolution of Mars, *Space Science Reviews*, 165–194.

Hartmann, W.K. & Gaskell, R.W. (1997). Planetary cratering 2: studies of saturation equilibrium, *Meteoritics & Planetary Science*, Vol. 32, 109 – 121.

Head, J. W., Wilson, L., & Weitz, C. M. (2002). Dark ring in southwestern Orientale Basin : Origin as a single pyroclastic eruption, *Journal of Geophysical Research*, 107, 1–17.

Head, J. W., Murchie, S., Mustard, J. F., Pieters, C. M., Neukum, G., McEwen, A., Greeley, R., et al. (1993). Lunar impact basins: New data for the western limb and far side (Orientale and South Pole-Aitken Basins) from the first Galileo flyby. *Journal of Geophysical Research*, 98(E9), 17149. doi:10.1029/93JE01278

Hörz, F. (1999). Collisionally Processed Rocks on Mars. *Science*, 285(5436), 2105–2107. doi:10.1126/science.285.5436.2105

Hörz, F., Ostertag, R. & Rainey, D.A. (1983). Bunte breccia of the Ries: continuous deposits of large impact craters, *Reviews of Geophysics and Space Physics*, Vol. 21, N° 8, 1667 – 1725.

Hörz, F., Hartung, J. B., & Gault, D.E. (1971). Micrometeorite Craters on Lunar Rock Surfaces, *Journal of Geophysical Research*, 76(23).

Hynek, B.M., Phillips, R.J. & Arvidson, R.E. (2003). Explosive volcanism in the Tharsis region: global evidence in the Martian geologic record, *Journal of Geophysical Research*, Vol. 108, doi:10.1029/2003JE002062.

CHAPITRE 1 : LES CRATERES D'IMPACT

Johnson, B.C. & Melosh, H.J. (2011). Formation of spherules in impact produced vapor plumes, *Icarus*, Vol. 217, 416-430.

Kenkmann, T., Collins, G.S. & Wünnemann, K. (2012). Modification stage of crater formation, *Impact Cratering Process and Products* (eds G.R. Osinski et E. Pierazzo, Wiley-Blackwell), 60 – 75.

Kite, E. S., Lewis, K. W., Lamb, M. P., Newman, C. E., & Richardson, M. I. (2013). Growth and form of the mound in Gale Crater, Mars: Slope wind enhanced erosion and transport. *Geology*, 41(5), 543–546. doi:10.1130/G33909.1

Kring, D.A. (2007). Guidebook to the geology of Barringer meteorite crater, Arizona, *Fieldguide for the 70th Annual Meeting of the Meteoritical Society*.

Mangold, N., Costard, F. & Forfet, F. (2003). Debris flows over sand dunes on Mars: Evidence for liquid water, *Journal of Geophysical Research-Planets*, Vol. 108(E4).

McEwen, a, Preblich, B., Turtle, E., Artemieva, N., Golombek, M., Hurst, M., Kirk, R., et al. (2005). The rayed crater Zunil and interpretations of small impact craters on Mars. *Icarus*, 176(2), 351–381. doi:10.1016/j.icarus.2005.02.009

McGarr, A., Latham, G.V. & Gault, D.E. (1969). Meteoroid impacts as sources of seismicity on the Moon, *Journal of Geophysical Research*, Vol. 74, N° 25, 5981 – 5994.

McGetchin, T.R., Settle, M., Head, J.W. (1973). Radial thickness variation in impact crater ejecta : implications for lunar basin deposits, *Earth and Planetary Science Letters*, 20, 226 – 236.

Melosh, H.J. (1989). *Impact Cratering: A Geological Process*, New York: Oxford University Press, 245 pp.

Melosh, H. J., & Ivanov, B. a. (1999). Impact Crater Collapse. *Annual Review of Earth and Planetary Sciences*, 27(1), 385–415. doi:10.1146/annurev.earth.27.1.385

Morgan, T.H., Zook, H.A. & Potter, A.E. (1988). Impact-driven supply of sodium and potassium to the atmosphere of Mercury, *Icarus*, Vol. 75, 156 – 170.

Neukum, G., Ivanov, B. A., & Hartmann, W. K. (2001). Cratering records in the inner solar system in relation to the lunar reference system, *Space Science Reviews*, Vol. 96, Issue 1-4, 55 – 86.

Oberbeck V.R. (1975). The role of ballistic erosion and sedimentation in lunar stratigraphy, *Reviews of Geophysics and Space Physics*, Vol. 13, N° 2, 337 – 362.

CHAPITRE 1 : LES CRATERES D'IMPACT

Osinski, G. R., Tornabene, L. L., & Grieve, R. a. F. (2011). Impact ejecta emplacement on terrestrial planets. *Earth and Planetary Science Letters*, 310(3-4), 167–181. doi:10.1016/j.epsl.2011.08.012

Pault, J.J., Kahn, R., Guinness, E.A. & Arvidson R.E. (1988). Accumulation of sedimentary debris in the south polar region of Mars and implications for climate history, *Icarus*, Vol. 75, 357 – 377.

Pierazzo E. et Melosh H.J. (2000c). Understanding oblique impacts from experiments, observations and modeling, *Annual Review of Earth and Planetary Science*, Vol. 28, 141 – 167.

Pike, (1988), Geomorphology of impact craters on Mercury, Solar system evolution a new perspective, U.S. Geological Survey, 165-273.

Poelchau, M. H., & Kenkmann, T. (2008). Asymmetric signatures in simple craters as an indicator for an oblique impact direction. *Meteoritics & Planetary Science*, 43(12), 2059–2072. doi:10.1111/j.1945-5100.2008.tb00661.x

Prasad, M.S., Roy, S. K., & Gupta, A. (2010). Changes in abundance and nature of microimpact craters on the surfaces of Australasian microtektites with distance from the proposed source crater location. *Meteoritics & Planetary Science*, 45(6), 990–1006. doi:10.1111/j.1945-5100.2010.01066.x

Prasad, M. S., & Khedekar, V. D. (2003). Impact microcrater morphology on Australasian microtektites. *Meteoritics & Planetary Science*, 38(9), 1351–1371. doi:10.1111/j.1945-5100.2003.tb00319.x

Prasad, M. S., & Sudhakar, M. (1998). Microimpact phenomena on Australasian microtektites: Implications for ejecta plume characteristics and lunar surface processes. *Meteoritics & Planetary Science*, 33(6), 1271–1279. doi:10.1111/j.1945-5100.1998.tb01311.x

Quantin, C., Flahaut, J., Clenet, H., Allemand, P., & Thomas, P. (2012). Composition and structures of the subsurface in the vicinity of Valles Marineris as revealed by central uplifts of impact craters. *Icarus*, 221(1), 436–452. doi:10.1016/j.icarus.2012.07.03

Richardson, J.E. (2013). Three-dimensional modeling of crater degradation via the effects of impact induced seismic shaking, with comparisons to crater count data, *Proceedings for the Lunar and Planetary Science Conference*, 2397.

Richardson, J.E. (2010). A finite-element model of asteroid surface evolution: slope processes, crater creation and erasure, regolith generation and loss, *Proceedings for the Annual Meteoritical Society Meeting*, 5285.

CHAPITRE 1 : LES CRATERES D'IMPACT

Richardson, J., Melosh, H., Greenberg, R., & O'Brien, D. (2005). The global effects of impact-induced seismic activity on fractured asteroid surface morphology. *Icarus*, 179(2), 325–349. doi:10.1016/j.icarus.2005.07.005

Schon, S. C., Head, J. W., & Fassett, C. I. (2012). An overfilled lacustrine system and progradational delta in Jezero crater, Mars: Implications for Noachian climate. *Planetary and Space Science*, 67(1), 28–45. doi:10.1016/j.pss.2012.02.003

Senft, L. E., & Stewart, S. T. (2008). Impact crater formation in icy layered terrains on Mars. *Meteoritics & Planetary Science*, 43(12), 1993–2013. doi:10.1111/j.1945-5100.2008.tb00657.x

Stöffler, D., Gault, D.E., Wedekind, J. & Polkowski, G. (1975). Experimental hypervelocity impact into quartz sand: distribution and shock metamorphism of ejecta, *Journal of Geophysical Research*, Vol. 80, 4062 – 4077.

Sturm, S., Wulf, G., Jung, D., & Kenkmann, T. (2013). The Ries impact , a double-layer rampart crater on Earth, *Geology*, 531–534. doi:10.1130/G33934.1

Tirsch, D., Jaumann, R., Pacifici, A., & Poulet, F. (2011). Dark aeolian sediments in Martian craters: composition and sources, *Journal of Geophysical Research*, Vol. 116, doi:10.1029/2009JE003562.

Tornabene, L. L., Moersch, J. E., Jr, H. Y. M., McEwen, A. S., Piatek, J. L., Milam, K. A., & Christensen, P. R. (2006). Identification of large (2 – 10 km) rayed craters on Mars in THEMIS thermal infrared images : Implications for possible Martian meteorite source regions, *Journal of Geophysical Research*, 111, 1–25. doi:10.1029/2005JE002600

Turtle, E.P., Pirazzo, E., Collins, G.S., Osinski, G.R., Melosh, H.J. et al. (2005), Impact structures: What does crater diameter mean?, Geological Society of America, Special Paper 384, 1-24.

Van der Bogert, C.H., Hiesinger, H., Krüger, T., McEwen, A.S. & Dundas, C. (2013). New evidence for target property influence on crater size-frequency distributions, *Proceedings of the Lunar and Planetary Science Conference*, 1962.

Van der Bogert, C. H., Hiesinger, H., McEwen, A. S., Dundas, C., Bray, V., Robinson, M. S., Plescia, J. B., et al. (2010). 41st Lunar and Planetary Science Conference (2010)

Chapitre 2 : Datation absolue des surfaces planétaires

2.1 Introduction	51
2.2 Observations de la distribution de taille des cratères d'impact	52
2.2.1 <i>La fonction de production d'Hartmann (HPF)</i>	52
2.2.2 <i>La fonction de production de Neukum (NPF)</i>	54
2.2.3 <i>Les fonctions de production modélisées</i>	56
2.3 Calibration des densités de cratères avec les âges absolus d'échantillons lunaires	58
2.3.1 <i>La Lune et sa surface</i>	59
2.3.2 <i>Les échantillons et la chronostratigraphie lunaires</i>	62
2.3.2.1 <i>La stratigraphie lunaire</i>	62
2.3.2.2 <i>Calibration radiométrique par les échantillons Apollo</i>	64
2.3.3 <i>Modèles d'âges établis à partir des échantillons lunaires</i>	68
2.3.3.1 <i>Le modèle de chronologie lunaire de Neukum</i>	68
2.3.3.2 <i>Calcul des isochrones</i>	70
2.3.3.3 <i>Autres modèles de chronologie lunaire</i>	72
2.3.4 <i>Application aux autres planètes du système solaire</i>	73
2.3.4.1 <i>Mars</i>	74
2.3.4.2 <i>Mercure</i>	76
2.3.5 <i>Incertitudes</i>	79
2.3.5.1 <i>Hétérogénéité de la cratérisation lunaire</i>	79
2.3.5.2 <i>La cratérisation secondaire</i>	80
2.3.5.3 <i>Echantillonnage des 3 derniers milliards d'années</i>	81
2.4 Evolution du flux d'impact dans le système solaire interne	83
2.4.1 <i>Source et nature des impacteurs</i>	83
2.4.2 <i>Le Late Heavy Bombardment (LHB)</i>	84
2.4.3 <i>Le diminution du flux d'impact jusqu'à 2,7 milliards d'années</i>	86
2.4.4 <i>Le flux d'impact postérieur à 3 milliards d'années</i>	87
2.4.4.1 <i>La chronologie lunaire</i>	87
2.4.4.2 <i>Les modèles dynamiques d'évolution du système solaire interne</i>	88
2.4.4.3 <i>Les données géochimiques</i>	90

CHAPITRE 2 : DATATION ABSOLUE DES SURFACES PLANETAIRES

2.4.4.4 <i>Les enregistrements géologiques du flux d'impact</i>	91
2.4.4.4.1 <i>Les glissements de terrain martiens</i>	91
2.4.4.4.2 <i>La surface terrestre</i>	93
2.4.5 <i>Le flux d'impact actuel</i>	94
2.5 Conclusion : Les intérêts et enjeux de l'étude de la cratérisation lunaire	95
Références	97

2.1 Introduction

L'étude de l'évolution des surfaces planétaires nécessite un cadre chronologique qui soit au moins relatif. Les datations radiométriques effectuées sur échantillons sont les techniques les plus précises d'obtenir l'âge absolu des surfaces planétaires. Cependant le retour d'échantillons provenant des différents corps du système solaire est rare. Les seules roches disponibles sont les roches lunaires collectées lors des missions Apollo et Luna, les météorites trouvées sur Terre et un prélèvement de l'astéroïde Itokawa lors de la mission japonaise Hayabusa (Yurimoto (2012)). Il est donc indispensable de développer une méthode afin d'accéder à l'âge d'exposition des surfaces planétaires sans les échantillonner.

(Hartmann (1966)) se base sur la répartition spatiale des cratères d'impact pour développer une nouvelle méthode de datation. Cette méthode repose sur le principe suivant : une surface planétaire est soumise au bombardement météoritique. Plus elle est ancienne, plus son exposition à ce bombardement dure longtemps et plus la densité de cratères sera importante (Figure 2.1). En mesurant des densités de cratères il est alors possible de proposer des chronologies relatives entre différentes surfaces. Il est donc possible de déterminer des âges relatifs à la surface des corps solides du système solaire et de contraindre la chronologie des processus géologiques.

La corrélation des âges radiométriques de la surface lunaire grâce aux échantillons des missions Apollo et Luna, et des densités de cratères mesurées sur les sites d'alunissages fournit un outil permettant de relier une densité de cratères à un âge absolu. Cette corrélation est la base de la chronologie absolue des surfaces planétaires et a aussi permis d'estimer l'évolution du flux d'impact à la surface de la Lune. C'est encore aujourd'hui la seule contrainte observationnelle de l'évolution du flux d'impact dans le système solaire interne.

Plusieurs modèles d'âges reliant âges absolus et densité de cratères sont proposés. Certains d'entre eux sont basés sur l'observation de la cratérisation des surfaces (Neukum (1983), Neukum et Ivanov (1994), Neukum et al. (2001), Hartmann (1969), Hartmann et Davis (1975), Hartmann (2005)) d'autres se basent sur l'estimation de l'évolution de la source d'impacteurs à partir de modèles collisionnels d'évolution du système solaire.

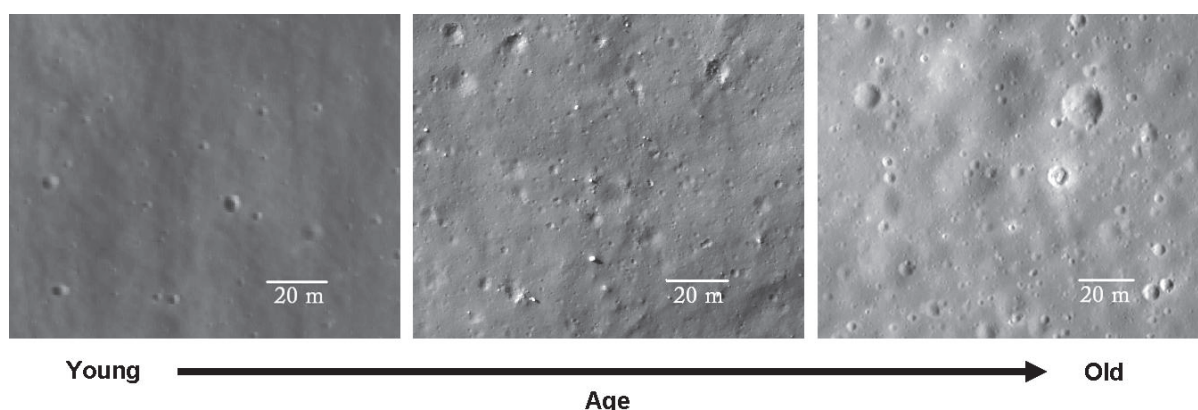


Figure 2.1: Evolution de la densité de cratères au cours de l'exposition d'une surface planétaire au bombardement météoritique. De la gauche vers la droite la densité de cratères augmente. A gauche : image LROC M103838997RC avec une densité de cratères de $N(>15\text{ m}) \approx 3,17\text{ cratères/km}^2$; au centre : image LROC M119943483RC avec une densité de

cratères de $N(>15\text{ m}) \approx 38,3\text{ cratères/km}^2$; à droite : image LROC M129411569RC avec une densité de cratères de $N(>15\text{ m}) \approx 44,69\text{ cratères/km}^2$.

2.2 Observations de la distribution de taille des cratères d'impact

Les premières observations de cratères lunaires via l'imagerie spatiale ont été faites grâce aux données des missions Ranger qui ont préparé les missions Apollo. Ces observations ont permis d'étudier la distribution de taille des cratères d'impact sur les mers lunaires et ont mis en évidence une relation entre le diamètre des cratères (D) et leur densité (N) (Figure 2.2) (Hartmann (1965)). Cette relation est appelée la fonction de production des cratères lunaires. Deux fonctions de production empiriques ont été établies, la fonction de production d'Hartmann, faisant une étude incrémentale des densités de cratères en fonction de leurs diamètres, et la fonction de production de Neukum réalisant une étude cumulative de la même relation.

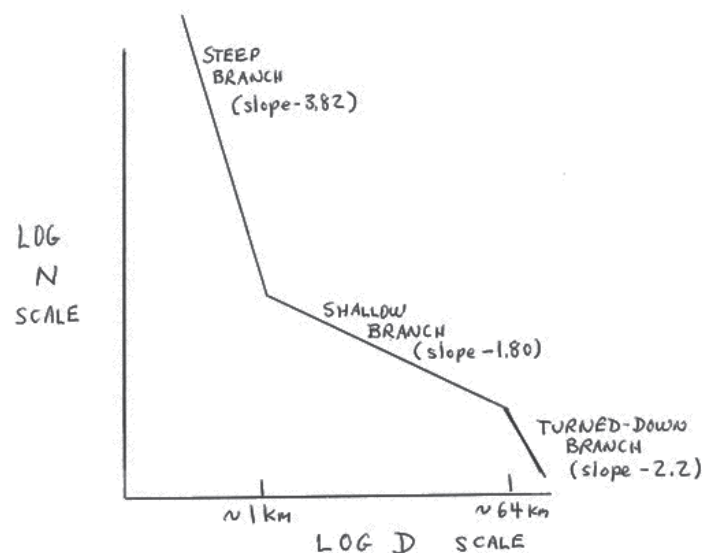


Figure 2.2: Première estimation de la fonction de production lunaire, d'après Hartmann, 1965. L'ordonnée du diagramme représente la densité de cratère mesurée et l'abscisse correspond au diamètre des cratères.

2.2.1 La fonction de production d'Hartmann (HPF)

La fonction de production d'Hartmann est empirique et fût déterminée par des mesures de densités réalisées sur les mers lunaires (Shoemaker (1977), Hartmann et Wood (1971), Baldwin (1971), Hartmann et al. (1981), Chapman et Haefner (1967)). Ces régions sont homogènes avec peu de relief et des unités géologiques bien définies sur lesquelles la majorité des diamètres de cratères sont représentés (Werner (2005)). Cette fonction est un

assemblage de données représentant un moment spécifique de l'histoire lunaire, la formation des mers lunaires (Figure 2.3).

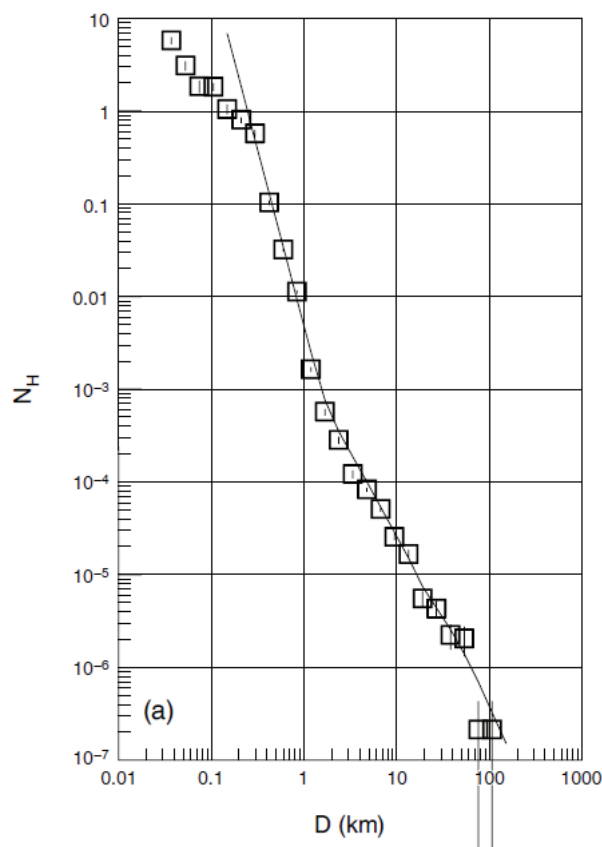


Figure 2.3: Représentation logarithmique de la fonction de production d'Hartmann, d'après Neukum et al. (2001). Le diagramme représente le nombre de cratères cumulés par km² en fonction du diamètre des cratères.

La fonction déterminée par Hartmann est représentée par trois droites, la branche « raide » (steep branch), la branche « douce » (shallow branch) et la branche dite « tournée vers le bas » (turned-down branch) (Figure 2.2). Chacune des droites est associée à une loi de puissance.

La pente « raide » de cette fonction de production s'applique aux cratères dont le diamètre est inférieur à 1,41 km. Cette partie de la distribution a été considérée comme étant représentative de la cratérisation secondaire (Shoemaker (1965a, b)) (cf. section 1.2.2). Cependant Neukum et Ivanov (1994) et Hartmann (1969) observent cette pente sur des astéroïdes de la ceinture principale suggérant que cette partie de la courbe est indépendante de la cratérisation secondaire. En effet cette distribution est observée sur des petits corps dont la gravité ne permet pas de retenir les projectiles secondaires. Hartmann et Gaskell (1997) définissent une pente de -3,82 pour cette branche et lui associent l'équation suivante :

$$\log N = -2,312 - 3,82 \log D \quad \text{pour } D < 1,41 \text{ km} \quad (2.1)$$

CHAPITRE 2 : DATATION ABSOLUE DES SURFACES PLANETAIRES

La pente « douce » de la distribution fût déterminée par observations télescopiques des cratères lunaires de diamètres supérieurs à 1-2 km (Hartmann et al. (1981), Hartmann (2005)). Cette partie de la courbe correspond aux cratères dont le diamètre est compris entre 1.41 km et 64 km et est représentée par l'équation 2 :

$$\log N = -2,92 - 1,8 \log D \quad \text{pour } 1,41 < D < 64 \text{ km} \quad (2.2)$$

La pente de la distribution de taille des plus gros cratères correspond aux cratères dont le diamètre est supérieur à 64 km. Cette partie de la courbe fût également établie grâce à des comptages effectués sur les mers lunaires sur des images de la mission Ranger (Hartmann (1966)). Elle est définie par la loi suivante :

$$\log N = -2,198 - 2,2 \log D \quad \text{pour } D > 64 \text{ km} \quad (2.3)$$

L'assemblage de ces 3 courbes représente donc la fonction de production d'Hartmann définie pour les cratères de diamètres supérieurs à 11 m.

2.2.2 La fonction de production de Neukum (NPF)

La fonction de production établie par Neukum et Ivanov (1994), a été définie par des mesures de densités de cratères effectuées sur les mers lunaires et sur les sites d'alunissages des missions Apollo et Luna (Neukum et al. (1975), Neukum et König (1975), König (1977), Wilhelms (1979)). Cette fonction est empirique et décrit le nombre de cratères cumulés dont le diamètre est supérieur à D par kilomètre carré. Elle est représentée par un polynôme du 11^{ème} degré (Equation 2.4, figure 2.4). Les coefficients de ce polynôme dit « en forme de S » sont donnés dans la Table 2.1 de Neukum et al. (2001). La fonction de production de Neukum est utilisable pour les cratères dont le diamètre est compris entre 10 m et 300 km (Neukum et al. (2001)).

$$\log N = \sum_{j=0}^{11} a_j [\log D]^j \quad (2.4)$$

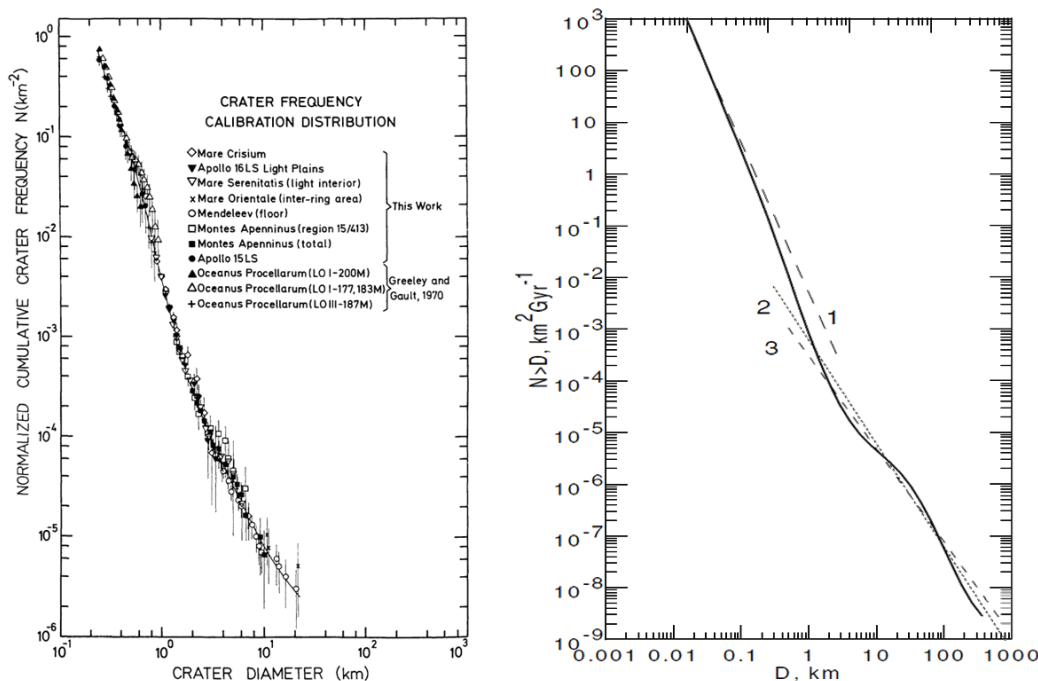


Figure 2.4: A gauche: La fonction de production lunaire de Neukum et al. (1975) et les observations utilisées; à droite: L'expression polynomiale (Equation 2.4) de la fonction de production de Neukum comparée à différentes fonctions de productions, 1 : $N \sim D^{-2.9}$ (Shoemaker et al. (1970)) ; 2 : $N \sim D^{-2.0}$ (Hartmann (1971)) ; 3 : $N \sim D^{-1.8}$ (Baldwin (1971) ; Hartmann et al. (1981)). D'après (Neukum et al. (2001)). Le diagramme représente le nombre de cratères cumulés dont $D > 1$ km par km^2 et par an en fonction du diamètre des cratères.

Coefficient	$N(D)$ (1983) (Neukum, 1983)
a_0	-3.0768
a_1	-3.6269
a_2	+0.4366
a_3	+0.7935
a_4	+0.0865
a_5	-0.2649
a_6	-0.0664
a_7	+0.0379
a_8	+0.0106
a_9	-0.0022
a_{10}	-5.18×10^{-4}
a_{11}	$+3.97 \times 10^{-5}$
a_{12}	-
a_{13}	-
a_{14}	-

Tableau 2.1: Coefficients de la fonction de production (équation 4) (Neukum (1983)).

La Table 2.1 donne les coefficients de la fonction de production définie par l'équation 4 (Neukum (1983)).

2.2.3 Les fonctions de production modélisées

La modélisation numérique du flux d'impact actuel et passé permet de proposer une distribution de taille des cratères d'impact dans le système solaire interne ((Marchi et al. 2009), Le Feuvre et Wieczorek (2011)).

Pour cela Marchi et al. (2009) proposent d'estimer le flux d'impact au cours du temps pour chaque corps planétaire du système solaire interne en utilisant les modèles dynamiques de Bottke et al. (2000a, 2000b, 2002, 2005a, 2005b). Bottke et al. (2002) définit une distribution de taille d'impacteurs concernant la Lune et la Terre. Les auteurs appliquent à la distribution de taille d'impacteurs des lois d'échelles (Holsapple et Housen (2007), Schmidt et Housen (1987), Stuart et Binzel (2004)) afin de convertir la distribution de taille des impacteurs en distribution de taille des cratères d'impact (Figure 2.5). La loi d'échelle retenue est celle de Holsapple et Housen (2007) :

$$D = kd \left[\frac{gd}{2v_{\perp}^2} \frac{\rho}{\delta} \frac{2v}{\mu} + \left(\frac{Y}{\rho v_{\perp}^2} \right)^{\frac{2+\mu}{2}} * \left(\frac{\rho}{\delta} \right)^{\frac{v}{\mu}} \right]^{\frac{\mu}{2+\mu}} \quad (2.5)$$

où g est l'accélération gravitationnelle de la cible, v_{\perp} est la composante perpendiculaire de la vitesse de l'impacteur, δ est la densité du projectile, et ρ et Y sont les densités et la résistance à la traction de la cible. Les paramètres k et μ dépendent du matériel de la cible et v de sa porosité. Holsapple et Housen (2007) ont estimés ces paramètres expérimentalement. Marchi et al. (2009) utilisent les valeurs de $k = 1,03$ et $\mu = 0,41$ pour un sol cohésif et $k = 0,93$ et $\mu = 0,55$ pour une roche. $v = 0,4$ pour un sol cohésif comme dans le cas où la surface est rocheuse.

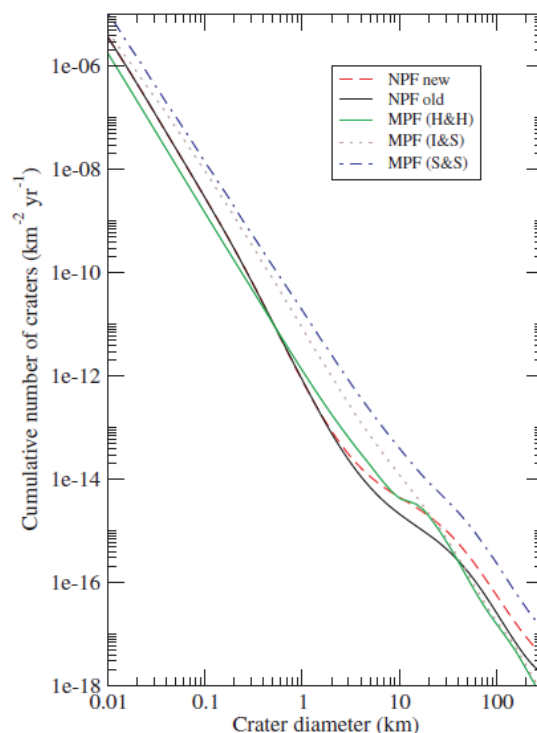


Figure 2.5: Comparaison de la fonction de production lunaire modélisée (MPF) avec plusieurs lois d'échelles et les fonctions de productions de Neukum (d'après Marchi et al. (2009)). Le diagramme représente le nombre de cratères cumulés dont $D > 1$ km par km^2 et par an en fonction du diamètre des cratères.

La modélisation de la fonction de production réalisée par Marchi et al. (2009) montre que l'utilisation de différentes lois d'échelle entraîne des écarts entre les fonctions de production modélisées allant jusqu'à un facteur 10 pour les tailles de cratère les plus larges. La fonction de production modélisée qui se rapproche le plus de la fonction de production empirique de Neukum et al. (2001) est la fonction incluant les lois d'échelle de Holsapple et Housen (2007). En effet cette fonction de production est marquée par un point d'inflexion pour les cratères avec un diamètre de 10 km environ ce qui est également le cas pour la fonction empirique de Neukum et al. (2001). Ce point d'inflexion est due au choix des auteurs d'utiliser un sol cohésif plutôt qu'un substrat rocheux dans leur modélisation pour les cratères dont le diamètre est inférieur à 10 km. Ce choix se justifie sur la Lune par l'épaisseur de régolithe présent en surface.

L'écart entre la fonction de production modélisée par Marchi et al. (2009) et la fonction de production de Neukum et al. (2001) pour les cratères de diamètre inférieur à 100 m est expliqué par la connaissance limitée de la distribution de taille des impacteurs dont le diamètre est inférieur à 100 m. Malgré cet écart les deux fonctions de production précédemment citées ne sont différentes que d'un facteur 2 sur la gamme de diamètres allant de 10 m à plusieurs centaines de kilomètres.

Une étude similaire a été réalisée par Le Feuvre et Wiczorek (2011) au cours de laquelle la modélisation de la chronologie lunaire est réalisée à partir du modèle de Bottke et

al. (2002) et des observations télescopiques actuelles. La méthode de calcul est comparable à celle de Marchi et al. (2009) avec l'utilisation de lois d'échelles dans le calcul des diamètres de cratères en fonction de la taille des impacteurs.

La dichotomie de cratérisation entre la face visible et la face cachée est également insérée dans le modèle. De cette façon il est possible de réduire les erreurs sur les estimations de densités de cratères pouvant être dues à la position géographique de la surface étudiée sur le planisphère. La fonction de production développée par Le Feuvre et Wieczorek (2011) est représentée dans la figure 2.6.

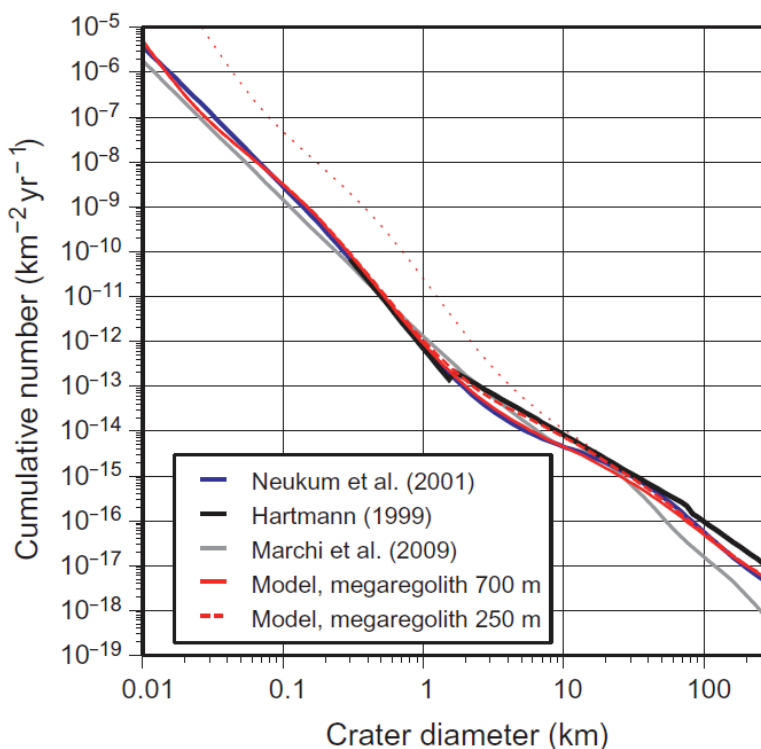


Figure 2.6: Comparaison de la fonction de production développée par Le Feuvre et Wieczorek, dans un modèle incluant 250 m et 700 m de régolithe dans le sol lunaire, avec les fonctions de production de Neukum et al. (2001), Hartmann (1999) et Marchi et al. (2009), d'après Le Feuvre et Wieczorek (2011). Le diagramme représente le nombre de cratères cumulés par km^2 et par an en fonction du diamètre des cratères.

2.3 Calibration des densités de cratères avec les âges absolus d'échantillons lunaires

La Lune est un corps sans atmosphère permettant la formation et la conservation des cratères d'impact. En effet l'absence d'atmosphère a pour conséquence d'éviter la dégradation des cratères d'impact par érosion fluviatile ou éolienne comme c'est le cas sur Terre ou sur Mars par exemple. La Lune est également un corps planétaire dont nous possédons des échantillons grâce aux missions Apollo et Luna. Il est donc possible d'établir

CHAPITRE 2 : DATATION ABSOLUE DES SURFACES PLANETAIRES

une relation chronologique entre l'âge radiométrique des échantillons lunaires et les densités de cratères conservées et observées en surface.

2.3.1 La Lune et sa surface

La Lune est le seul satellite naturel de la Terre. Elle se serait formée au cours d'un « impact géant » entre la Terre primitive et un objet de la taille de Mars nommé Théia (Hartmann et Davis (1975), Canup et Esposito (1996), Canup (2004)). Théia aurait percuté la Terre il y a environ 4,526 milliards d'années. Le matériel mis en orbite lors de la collision se serait ensuite accrété pour former la Lune. La phase d'accrétion aurait fournie suffisamment d'énergie à la Lune pour développer un océan magmatique en surface qui se serait ensuite différencié pour former la croûte et le manteau du satellite.

La Lune orbite autour de notre planète en 27,3 jours en suivant une orbite elliptique dont les axes ont pour valeur 384 402 km et 383 810 km. La période de rotation de la Lune autour de la Terre est égale à sa période de révolution. Cela signifie que la Lune fait une révolution sur elle-même pendant qu'elle fait le tour de la Terre. Ainsi la Lune présente toujours la même face visible à la Terre. La partie de la surface lunaire qui n'est pas observable depuis la Terre est appelée la face cachée.

Le rayon équatorial de la Lune est de 1737,4 km et son rayon polaire est de 1735,97 km ce qui en fait le 5^{ème} satellite le plus grand du système solaire (Spudis (1993)). La Lune est composée d'une croûte anorthositique, d'un manteau et d'un noyau liquide englobant un noyau solide (Weber et al. (2011)). La croûte anorthositique a une épaisseur variant de 0 à 100 km environ sur l'ensemble du globe lunaire. Les paramètres généraux de la Lune sont présentés dans la Table 2.2.

	Lune	Terre
Rayon moyen (km)	1738	6371
Masse (kg)	$73,53.10^{21}$	$5,976.10^{24}$
Volume (km ³)	22.10^9	$1,08321.10^{12}$
Densité moyenne (kg/m ³)	$3,341.10^3$	$5,515.10^3$
Inclinaison de l'axe (°)	6,71	23,26
Inclinaison du plan orbital (°)	5,145	0
Pesanteur équatoriale (m/s ²)	1,627	9,78
Vitesse de libération (km/s)	2,37	11,186
Température de surface (°C)	-173 à 117	-89 à 57
Durée de rotation (jours terrestres)	27,3	1

Table 2.2 : Paramètres généraux de la Lune et de la Terre.

CHAPITRE 2 : DATATION ABSOLUE DES SURFACES PLANETAIRES

La Lune est dépourvue d'une atmosphère comparable à la Terre. L'environnement lunaire est tout de même composé de particules atomiques (Na, He, Ar, K et Rn) et subatomiques ainsi que de poussières dégagées lors d'impacts. L'ensemble de ces éléments composent l'exosphère lunaire dont la densité est de l'ordre de 10^5 - 10^7 atomes/cm³ soit 14 ordres de grandeurs inférieurs à la concentration de l'atmosphère terrestre et sa masse totale est estimée à 10 000 kg (Hodges (1975)). L'exosphère est emportée par le vent solaire car la Lune n'a pas une gravité suffisante pour retenir une atmosphère. Ce phénomène produit un sillage de plasma sur la face de la Lune non exposée au rayonnement solaire (Schwadron et al. (2012)).

Les poussières dégagées lors d'impacts météoritiques atteignent parfois la vitesse de libération de la Lune et forment un nuage de poussière en orbite autour du satellite. De tels nuages ont été observés autour de tous les satellites Galiléens.

La surface lunaire est composée de trois provinces géologiques majeures : la Feldspathic Highlands Terrane (FHT), la Procellarum KREEP Terrane (PKT) et la South Pole-Aitken Terrane (SPAT). Ces trois régions sont composées de roches avec des minéralogies et des compositions chimiques variées notamment en fer et en titane (Jolliff et al. (2000)).

La Feldspathic Highlands Terrane est la province la plus étendue à la surface de la Lune. Elle englobe les hauts plateaux lunaires représentant les reliefs lunaires les plus élevés soit environ 60% des roches à l'affleurement (Figure 2.7B). Les échantillons Apollo datent cette province avec un âge compris entre 4,4 et 4,5 Ga ce qui correspondrait à la période à laquelle la croûte supérieure s'est différenciée lors de la cristallisation de l'océan magmatique global. Globalement la FHT est composée entre 82 et 87 % de plagioclases.

La Procellarum KREEP Terrane est la province représentée par l'étendue la plus vaste des mers lunaires. Elle est principalement composée de basaltes et de roches avec des traces d'anorthosites. Ces basaltes sont enrichis en thorium, en KREEP (roche à fortes teneurs en potassium (K), terres rares (REE : Rare Earth Elements) et phosphore (P)) et en éléments mafiques.

La South Pole-Aitken Terrane est une province de la Lune issue d'un impact dans la FHT. Elle forme le plus grand bassin d'impact connu dans le système solaire. La composition des roches de cette province est inconnue car non échantillonnée. Cependant d'après les données orbitales topographiques et compositionnelles, les roches du manteau n'auraient pas été atteintes malgré le diamètre d'environ 2500 km du bassin (Pieters et al. (1997)).

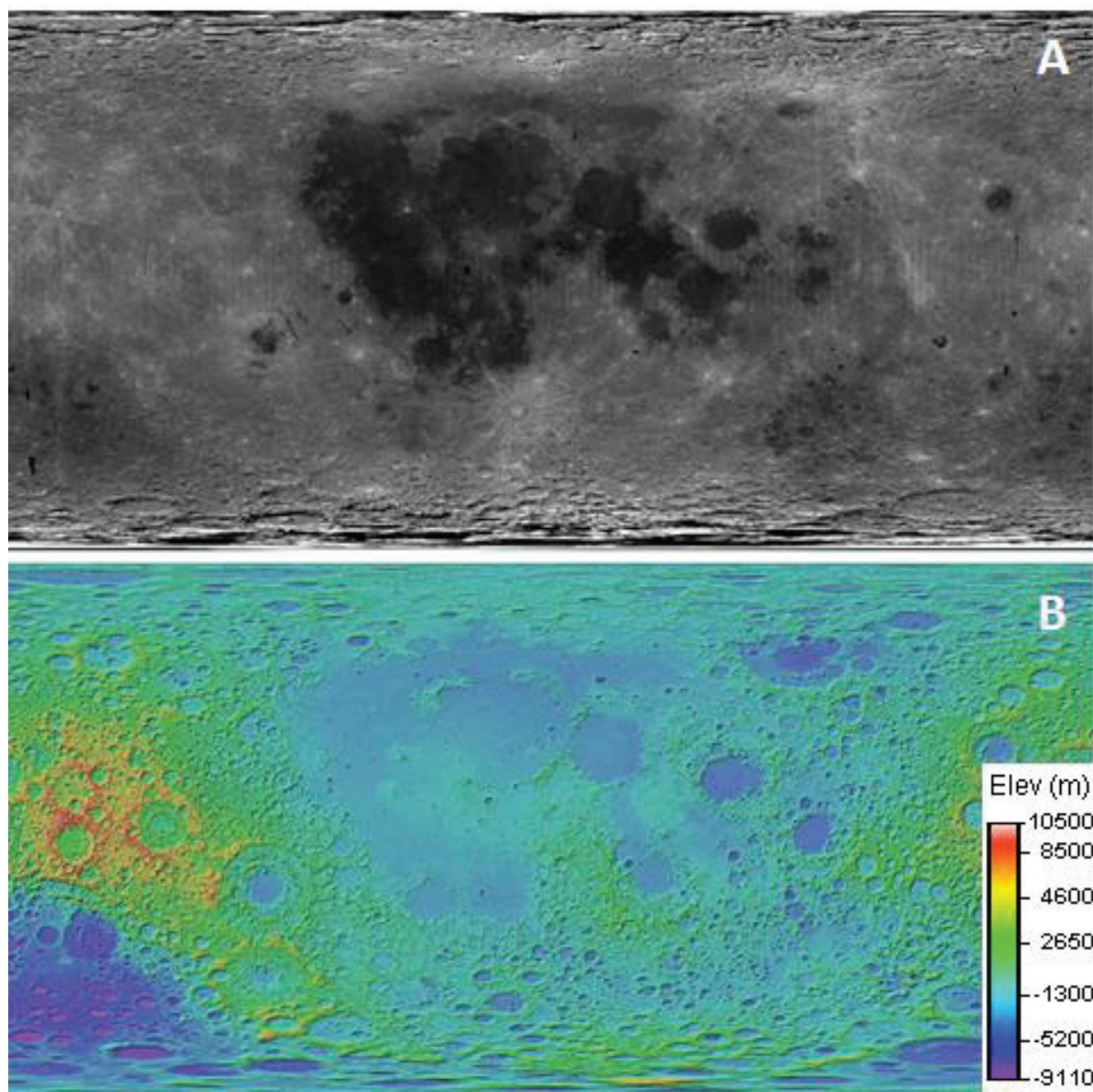


Figure 2.7: A: Mosaique Clementine de la surface lunaire dans les longueurs d'ondes du visible; B: Mosaique LOLA de la topographie lunaire. Les cartes sont projetées avec le système de coordonnées géographiques Moon 2000 (cf chapitre 3).

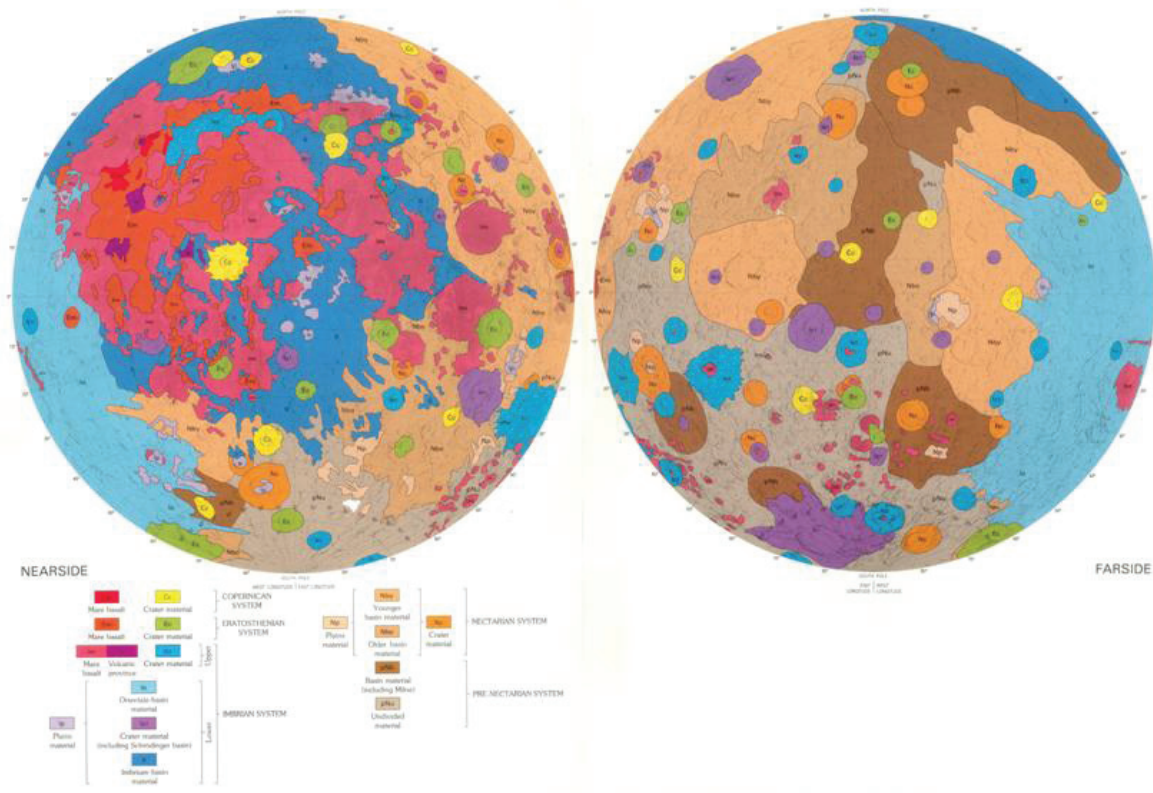


Figure 2.8: Cartes de la face visible (à gauche) et de la face cachée (à droite) de la Lune représentant les 5 ères géologiques (Crédits : NASA).

2.3.2 Les échantillons et la chronostratigraphie lunaires

2.3.2.1 La stratigraphie lunaire

La stratigraphie lunaire a été détaillée par Wilhelms (1987). Elle est composée de 5 ères géologiques différentes, le Pré-Nectarien, le Nectarien, l'Imbrien, l'Eratosthénien et le Copernicien (Figure 2.8 et 2.9).

La période Pré-Nectarienne correspond aux unités antérieures à la formation du bassin Nectaris. Ces unités sont définies par stratigraphie ou par comparaisons de densités de cratères et ont été globalement formées par impacts de météorites développant des bassins d'impact. Le bassin South Pole-Aitken et l'unité Procellarum sont notamment inclus dans cette période. Il n'y a pas d'échantillon lunaire disponible pour dater cette période, ces unités se trouvant principalement sur la face cachée de la Lune non échantillonnée.

Le Nectarien inclue les unités géologiques formées entre le développement du bassin Nectaris, daté à 3,92/4,1 Ga par les échantillons d'Apollo 16, et du bassin Imbrium, daté à 3,85/3,91 Ga par les échantillons des missions Apollo 14, 15 et 16 (Maurer et al. (1978), Jessberger (1983), Wacker et al. (1983), Stöffler et al. (1985)). Ces unités incluent 11 autres

CHAPITRE 2 : DATATION ABSOLUE DES SURFACES PLANETAIRES

bassins d'impact dont les bassins Serenitatis (site d'alunissage d'Apollo 15 et 17 (Jessberger et al. (1977), Wilhelm (1987), Deutsch et Stöffler (1987), Dalrymple et Ryder (1996))) et Crisium (site d'alunissage de Luna 20 (Podosek et al. (1973), Swindle et al. (1991))). Cette période a été marquée par une forte activité volcanique avec notamment des épanchements dans le bassin Nectaris.

L'Imbrien supérieur est déterminé entre la formation du bassin d'impact Imbrium et la formation du bassin d'impact Orientale. Seul le bassin d'impact Schrödinger s'est formé pendant cette période. Cette ère géologique est déterminée par densités relatives de cratères entre les densités mesurées sur le bassin Imbrium et le bassin Orientale. Les missions Apollo 15 et Apollo 16 se sont posées sur des terrains de l'Imbrien supérieur cependant il est très difficile de donner un âge absolu précis à cette période.

Les séries de l'Imbrien inférieur se sont formées après le bassin d'impact Orientale. La limite inférieure de cette période est définie par datation radiométrique car tous les échantillons prélevés dans les mers lunaires datent cette époque sauf les échantillons de la mission Apollo 12 qui s'est posée sur les éjectas du cratère rayé Copernicus. Les deux tiers des étendues volcaniques lunaires datent de l'Imbrien inférieur. L'Imbrien inférieur est l'époque à laquelle les épanchements volcaniques des mers lunaires visibles en surface aujourd'hui se sont mis en place. Cela concerne des bassins d'impact comme Maria Serenitatis, Nectaris, Crisium, Tranquilitatis, Fecunditatis, Humorum, l'est du bassin Imbrium, Nubium, Cognitum, l'ouest d'Oceanus Procellarum et toutes les mers de la face cachée de la Lune. Les relations stratigraphiques de cette époque ont été déduites des mesures de densités de cratères, des échantillons lunaires mais aussi des données orbitales des sondes Clementine et Lunar Prospector (i.e. Staid et al. (1996), Joliff et al. (2000b)).

Les unités Eratosthéniennes sont définies avec beaucoup d'ambiguïté. La limite inférieure de cette époque est un critère géologique associé aux cratères d'impact. Les cratères rayés (cf. chapitre 5), considérés comme récents, sont plus jeunes que l'Eratosthénien. Ils sont donc Coperniciens. Cependant la durée d'exposition des rais dépend de plusieurs facteurs, comme la taille du cratère d'impact ou encore la composition de la cible impactée. Ce critère de datation est donc peu dépendant de l'âge d'un cratère rayé en particulier. Des études en cours sur la maturité des rais pourraient définir une limite nette entre les époques Eratosthéniennes et Coperniciennes (Stöffler et Ryder (2001)). Toutefois la limite inférieure de cette période est généralement associée à la formation du cratère Copernicus daté par les échantillons de la mission Apollo 12 à 1,0/0,8 Ga (Meyer et al. (1971), Silver (1971), Eberhardt et al. (1973), Alexander et al. (1976), Korotev et al. (2000), Joliff et al. (2000a)). Les terrains Eratosthéniens montrent des épanchements volcaniques plus récents qu'à l'Imbrien inférieur, délimités par mesures de densités de cratères, et sont tous sur la face visible de la Lune.

L'époque Copernicienne est dominée par les cratères rayés et débute par la formation du cratère Copernicus daté à 1,0/0,8 Ga. Les unités Coperniciennes sont superposées à toutes

CHAPITRE 2 : DATATION ABSOLUE DES SURFACES PLANÉTAIRES

les autres unités et sont les plus jeunes. La limite inférieure de l'ère Copernicienne est la période actuelle.

ROCK-STRATIGRAPHIC UNITS		TIME - STRATI-GRAPHIC UNIT	TIME UNIT
Crater materials	Tycho Aristarchus Kepler Pytheas	Copernican System	Copernican Period
Mare materials	Copernicus	Eratosthenian System	Eratosthenian Period
	Diophantus		
	Delisle Euler Timocharis Eratosthenes Lambert Krieger		
Hevelius Formation (Orientalis basin)		Upper Imbrian Series	Late Imbrian Epoch
Volcanic materials	Crater materials	Lower Imbrian Series	Early Imbrian Epoch
Fra Mauro Formation (Imbrium basin)			
Volcanic materials?	Basin and crater materials	Nectarian System	Nectarian Period
Janssen Formation (Nectaris basin)			
Volcanic materials?	Basin and crater materials	Pre-Nectarian system	Pre-Nectarian period
Early crustal rocks			

Figure 2.9: Stratigraphie lunaire définie par Wilhelms (1987). Le tableau met en relation les unités géologiques lunaires avec l'unité stratigraphique et la période auxquelles elles appartiennent.

2.3.2.2 Calibration radiométrique par les échantillons Apollo

Les échantillons lunaires ont tous été prélevés lors des missions Apollo et Luna. Les missions Apollo ont ramené 381,7 kg de roches et les missions robotisées Luna environ 326 g (Table 2.3). Plusieurs auteurs ont daté les échantillons lunaires au cours des 4 dernières décennies. Stöffler et al. (2006) résume tous ces travaux ainsi que les zones d'échantillonnages pour chaque mission spatiale. Les échantillons Apollo proviennent essentiellement des mers lunaires car ces régions ont peu de relief simplifiant ainsi l'alunissage des astronautes (Figure 2.10).

CHAPITRE 2 : DATATION ABSOLUE DES SURFACES PLANETAIRES

Mission	Masse (kg)	Année
Apollo 11	21,6	1969
Apollo 12	34,3	1969
Apollo 14	42,3	1971
Apollo 15	77,3	1971
Apollo 16	95,7	1972
Apollo 17	110,5	1972
Luna 16	0,101	1970
Luna 20	0,055	1972
Luna 24	0,17	1976

Table 2.3: Retours d'échantillons lors des missions lunaires, d'après Stöffler et al. (2001).

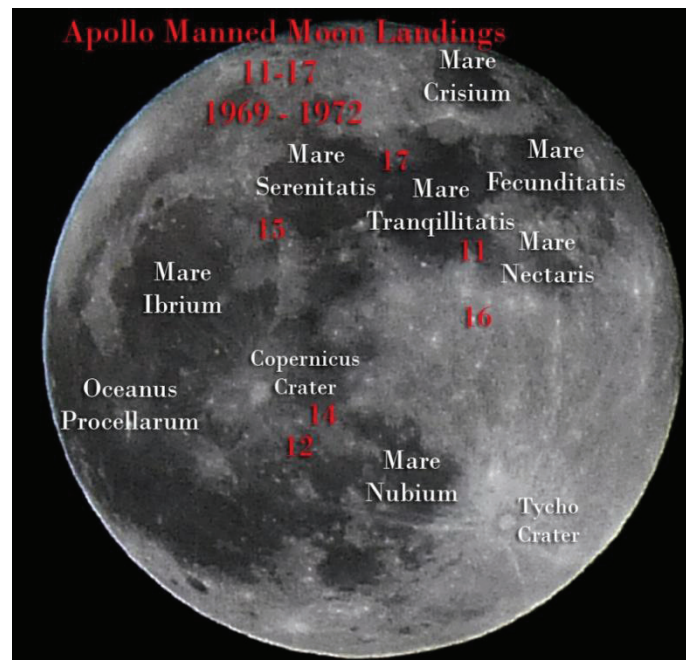


Figure 2.10: Localisation des sites d'alunissages des missions Apollo sur la face visible de la Lune.

La majorité des échantillons est datée à plus de 3 milliards d'années. Cela permet d'avoir une bonne estimation de la chronologie des événements datant de cette période. En revanche la période plus récente est assez peu contrainte avec aucun échantillon daté entre 3 et 1 milliards d'années. Ces datations ont permis de proposer des âges aux limites des unités stratigraphiques lunaires (Figure 2.11) divisant l'histoire géologique de la Lune en 5 périodes :

- le Pré-Nectarien : supérieur à 3,92/4,1 Ga ;

CHAPITRE 2 : DATATION ABSOLUE DES SURFACES PLANETAIRES

- le Nectarien : de 3,92/4,1 Ga à 3,85/3,91 Ga ;
- l'Imbrien : de 3,85/3,91 Ga à 3,2 Ga ;
- l'Eratosthénien : de 3,2 Ga à 1,0/0,8 Ga ;
- le Copernicien : inférieur à 1,0/0,8 Ga.

Cependant les limites de chaque période varient d'un auteur à l'autre. Cette différence est due à l'interprétation des âges radiométriques de chaque échantillon Apollo. En effet plusieurs mesures effectuées sur un même échantillon Apollo donnent des âges différents. Selon les auteurs l'âge retenu est soit l'âge le plus jeune de l'échantillon soit l'âge qui a la plus forte occurrence. Ainsi en fonction de ce choix, Neukum et Ivanov (1994) déterminent les limites supérieures et inférieures de chaque période en utilisant des âges plus vieux (Figure 2.11) que Wilhelms et al. (1987), Stöffler et Ryder (2001) ou Stöffler et al. (2006) et assez proches de Stöffler et Ryder (2001) et Jessberger et al. (1977).

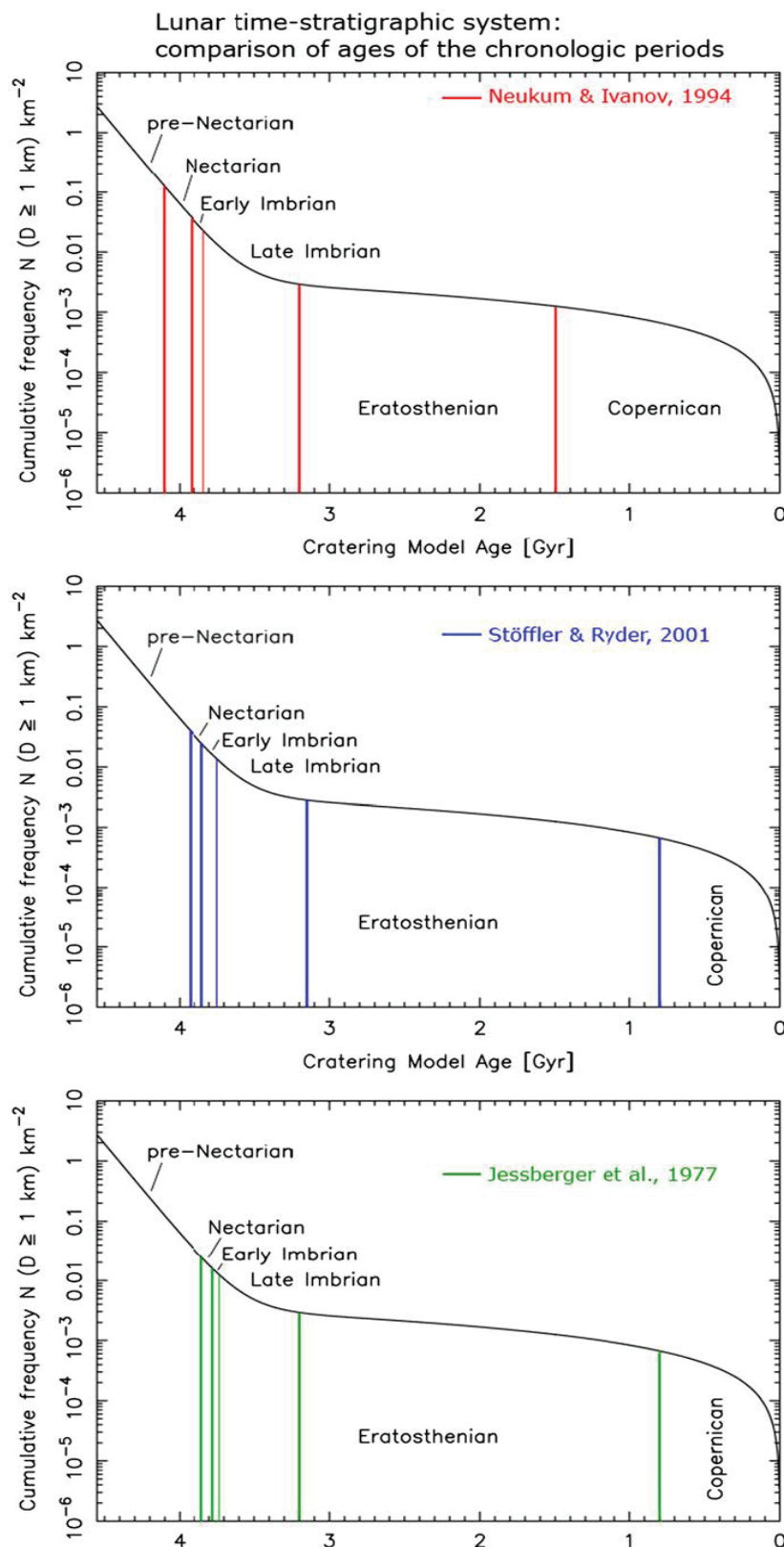


Figure 2.11: Position temporelle des 5 périodes lunaires en fonction de la chronologie lunaire de Neukum et Ivanov (1994), Stöffler et Ryder (2001) et Jessberger et al. (1977), d'après Jaumann et al (2012). Le diagramme représente le nombre cumulatif de cratères dont $D > 1 \text{ km}$ par km^2 en fonction du temps.

2.3.3 Modèles d'âges établis à partir des échantillons lunaires

2.3.3.1 Le modèle de chronologie lunaire de Neukum

Les mesures des densités de cratères effectuées sur les zones échantillonnées lors des missions d'exploration furent associées aux âges absolus de ces échantillons. Cela a permis d'établir un modèle d'âge reliant des densités de cratères observées et un âge absolu (Equation 2.6 et Figure 2.12, Neukum et al. (2001)).

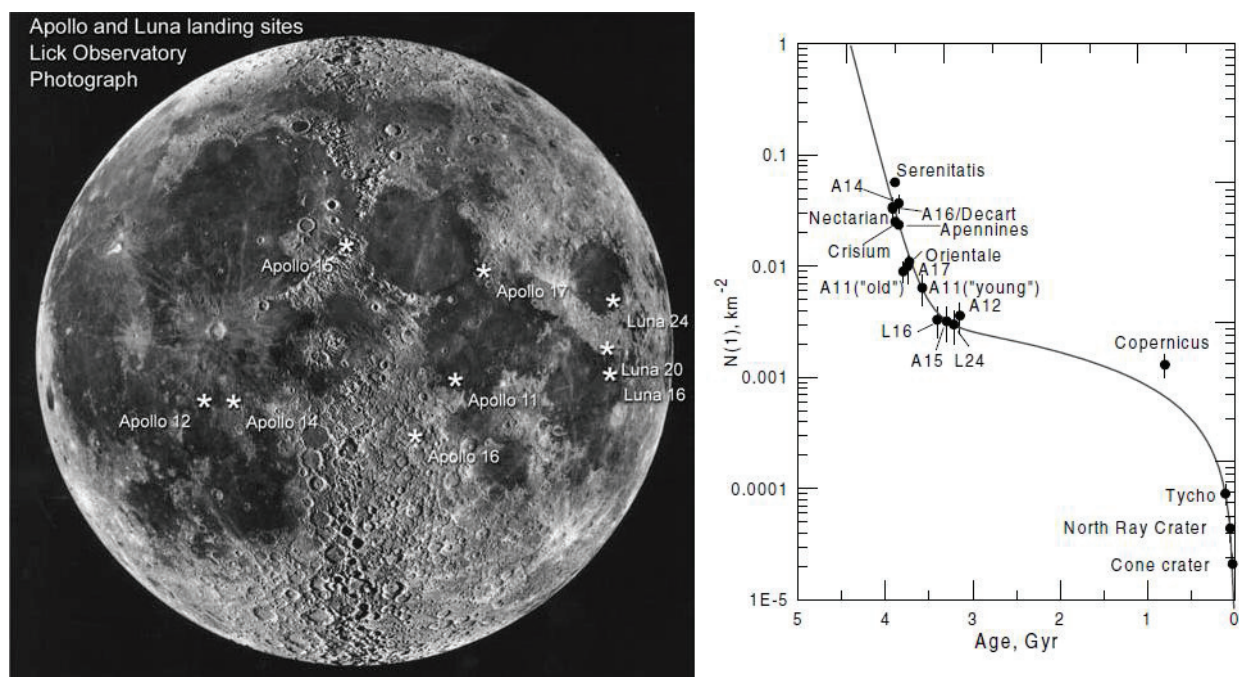


Figure 2.12: A gauche: Sites d'alunissages des missions Apollo et Luna (d'après Stöffler et al. (2001)); A droite: Chronologie lunaire (d'après Neukum et al. (2001)), corrélation entre les densités de cratères mesurées sur les sites d'alunissage des missions Apollo et Luna avec les âges absolus (en Ga) des échantillons prélevés sur ces sites.

L'équation de la chronologie de la cratérisation lunaire s'écrit sous la forme :

$$N(1) = 5,44 \cdot 10^{-14} [\exp(6,93T) - 1] + 8,38 \cdot 10^{-4} T \quad (2.6)$$

avec $N(1)$ représentant la densité de cratères dont le diamètre est égal ou supérieur à 1 km et T la durée d'accumulation en Ga des cratères d'impact sur la surface étudiée en milliards d'années (Neukum (1983)). En considérant que la forme de la distribution de taille des cratères (SFD pour Size Frequency Distribution) de diamètre supérieur à 1 km n'a pas varié au cours du temps, il est alors possible d'appliquer cette équation pour toutes les tailles de cratère. La chronologie lunaire permet donc de déterminer les âges absolus des surfaces planétaires en fonction des densités de cratères mesurées sur la surface étudiée. Cependant il

convient de rester prudent lors de l'utilisation de ce modèle d'âge. La Figure 2.12 montre que la chronologie lunaire est bien contrainte pour les âges des terrains datant de plus de 3 milliards d'années. En revanche les 3 derniers milliards d'années sont seulement définis par 4 points. La période de 1 à 3 milliards d'années est même extrapolée par manque de données.

Les 4 points les plus récents de cette chronologie sont également très discutés. L'échantillon datant le cratère Copernicus a été récolté par la mission Apollo 12 sur la couverture d'éjecta du cratère. Cet échantillon est composé de basalte KREEP. Cependant Copernicus n'est pas un cratère suffisamment grand pour avoir exhumé du matériel provenant de la couche KREEP située sous la croûte anorthositique de la Lune (Stöffler et al. (2001)). De plus la densité des cratères de diamètre supérieur à 1 km associée à Copernicus (Figure 2.12) est au-dessus de la chronologie de la cratérisation lunaire même si la récente étude de Hiesinger et al. (2012) propose une densité de cratères de diamètre supérieur à 1 km plus faible plaçant Copernicus sur la courbe. Une étude de la cratérisation de Copernicus semble nécessaire pour tester la fiabilité de la chronologie de la cratérisation lunaire (cf. chapitre 4).

Les échantillons datant le cratère Tycho ont été prélevés lors de la mission Apollo 17. Lors de cette mission, les astronautes se sont posés sur la mer Serenitatis dans la vallée Taurus-Littrow située à plus de 2250 km du cratère rayé Tycho. Les échantillons furent prélevés sur un glissement de terrain qui aurait été déclenché par les impacts des projectiles secondaires issus de la formation du cratère Tycho, sur le South Massif (cf. chapitre 5 ; Lucchitta et Sanchez (1975), Wolfe et al. (1975), Arvidson et al. (1976), Drozd et al. (1977), Lucchitta (1977)). Ce scénario pose beaucoup d'incertitudes quant à la représentativité des échantillons utilisés pour dater la formation du cratère Tycho qui est un point déterminant de la chronologie lunaire.

Les datations liées aux cratères North Ray et Cone sont également discutables. Le diamètre des deux cratères respectifs est inférieur à 1km et les mesures de densités de cratères utilisées dans la chronologie lunaires ont été réalisées sur les couvertures d'éjectas des deux cratères d'impact. Cependant l'épaisseur de la couverture d'éjecta ne semble pas être assez épaisse pour recouvrir les cratères présents avant la formation de North Ray et Cone (communication personnelle de H. Hiesinger). Les mesures de densités de cratères réalisées sur ces couvertures d'éjectas sont peut-être donc surestimées.

A partir de la dérivée de la chronologie lunaire par rapport au temps, il est possible de calculer le flux d'impact en fonction du temps :

$$dN/dT = \Phi(t) = 3,77 \cdot 10^{-13} * \exp(6,93T) + 8,38 \cdot 10^{-4} \quad (2.7)$$

avec Φ le flux d'impact au cours du temps dans le système solaire interne (Neukum et Ivanov (1994)). Cette fonction est représentée dans la figure 2.13. Le flux d'impact est considéré comme exponentiellement décroissant de 4 à 2,7 milliards d'années puis constant jusqu'à aujourd'hui. L'évolution globale du flux d'impact et les différentes techniques d'approche sont abordées dans la section 3 de ce chapitre.

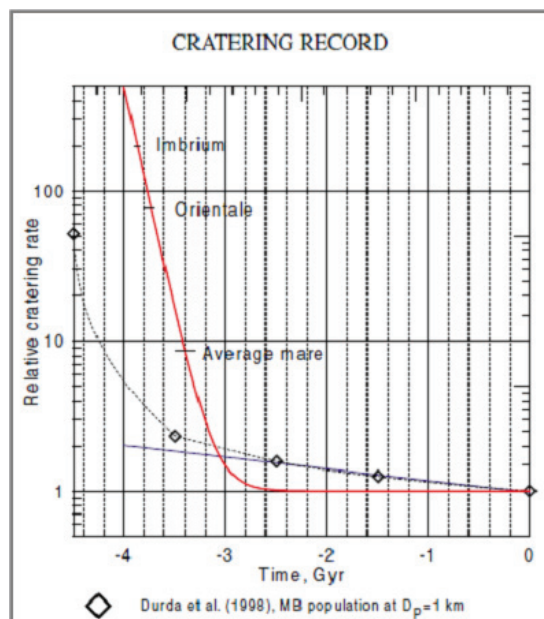


Figure 2.13: Flux d'impact en fonction du temps dans le système solaire interne normalisé au flux actuel. La courbe rouge est la représentation de l'équation 7 normalisée. Les losanges représentent l'évolution de la population des corps d'au moins 1 km de diamètre dans la ceinture d'astéroïde au cours du temps modélisée par Durda et al. (1998) (à partir de Neukum et al. (2001)).

2.3.3.2 Calcul des isochrones

Grâce à ce modèle d'âge et en faisant l'hypothèse que la fonction de production n'a pas changé au cours du temps, il est possible de calculer des fonctions de production à un temps donné, ou isochrones, dans les graphiques croisant diamètre des cratères et densité de cratères (Figure 2.14). Les isochrones se représentent au choix dans un diagramme cumulatif ou incrémental (Basaltic Volcanism Study Project, Hartmann et al. (1981)). La représentation incrémentale (Figure 2.14) est un diagramme en log-incrémental avec en ordonnées la densité de cratères et en abscisse les classes de diamètres utilisées (i.e. Neukum et al. (2001), Ivanov (2002)). Les classes de diamètres sont déterminées de telle sorte que $D_L < D < D_R$ avec D_L et D_R les limites droites et gauches de la classe de diamètre. La gamme de diamètre comprise dans la classe se calcule par $D_R/D_L = 2^{1/2}$ (Figure 2.14). Le choix de présenter cette fonction de façon incrémentale et non cumulative permet de distinguer précisément les variations de pentes dans la distribution de taille des cratères et donc leur variation aux isochrones. Elle permet aussi de mieux estimer les barres d'erreurs de chaque classe de cratère utilisée pour la détermination d'un âge absolu.

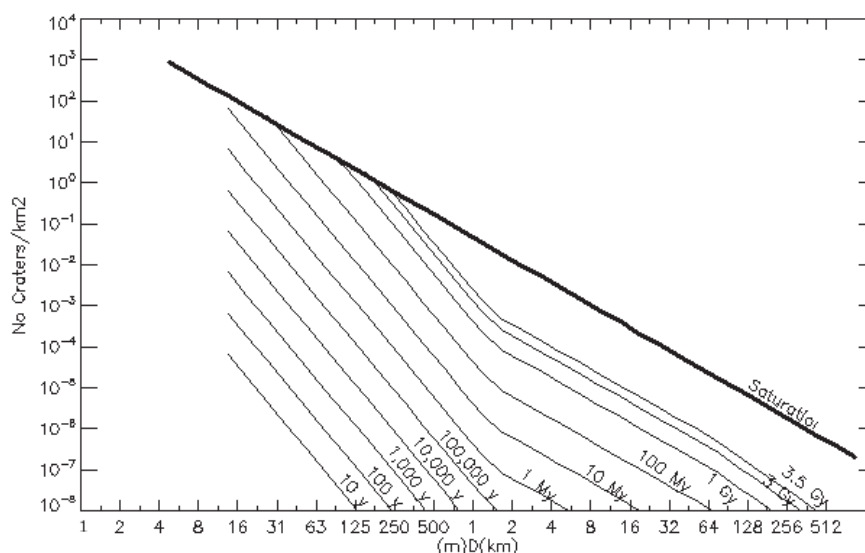


Figure 2.14: Représentation incrémentale du diagramme d'Hartmann. L'ordonnée du diagramme correspond à la densité de cratères mesurée et l'abscisse au diamètre des cratères mesurés.

Les isochrones présentées dans la figure 2.14 sont toutes calculées à partir de la fonction de production déterminée par comptages de cratères sur les mers lunaires dont les âges sont d'environ 3,5 milliards d'années. L'isochrone à 3 milliards d'années est calculée en suivant la tendance exponentiellement décroissante du flux d'impact ce qui revient à diviser les valeurs de densité de cratères, de l'isochrone à 3,5 Ga, par 1,86 (cf. équation 2.5). Les isochrones des âges plus jeunes sont proportionnellement définies par rapport à l'isochrone à 3 milliards d'années en utilisant un flux d'impact constant au cours des 2,7 derniers milliards d'années (Hartmann (2005)). Ainsi pour obtenir les valeurs d'une isochrone plus récente d'un facteur 10 (pour passer de 1 Ga à 100 Ma par exemple) une division des densités de cratères associées à l'isochrone par 10 est requise.

La courbe notée 'Saturation' du diagramme d'Hartmann représente une limite au-dessus de laquelle la densité de cratères pour chaque classe de diamètre est maximale. La saturation en cratères d'impact d'une surface planétaire se produit lorsque la formation d'un nouveau cratère d'impact entraîne l'effacement systématique d'un cratère plus ancien par manque d'espace libre (Hartmann (1984)). Hartmann et Gaskell (1997) ont proposé une courbe empirique de la saturation à partir d'observations réalisées sur les mers lunaires et en ont déduit l'équation suivante :

$$\log N = -1,33 - 1,83 \log D \quad (2.8)$$

avec N la densité de cratères mesurée et D la classe de diamètre étudiée (Figure 2.14).

2.3.3.3 Autres modèles de chronologie lunaire

La chronologie lunaire est également définie à partir des fonctions de production modélisées par Marchi et al. (2009) et Le Feuvre et Wieczorek (2011).

La fonction de production modélisée par Marchi et al. (2009) est calibrée grâce aux âges radiométriques des échantillons lunaires. Cette chronologie lunaire est représentée par l'équation suivante dans laquelle t est le temps :

$$N_1 = 1,23 \cdot 10^{-15} (e^{7,85t} - 1) + 1,3 \cdot 10^{-3} t \quad (2.9)$$

L'équation 9 est comparée à la chronologie lunaire définie par Neukum et Ivanov (1994) (Figure 2.15). Les deux chronologies sont très proches avec une différence d'un facteur 2 concernant le dernier milliard d'années sur lequel les points de calibrations sont peu nombreux. Cependant la chronologie lunaire définie par Neukum et al. (2001) est située dans les barres d'erreurs de la chronologie lunaire proposée par Marchi et al. (2009).

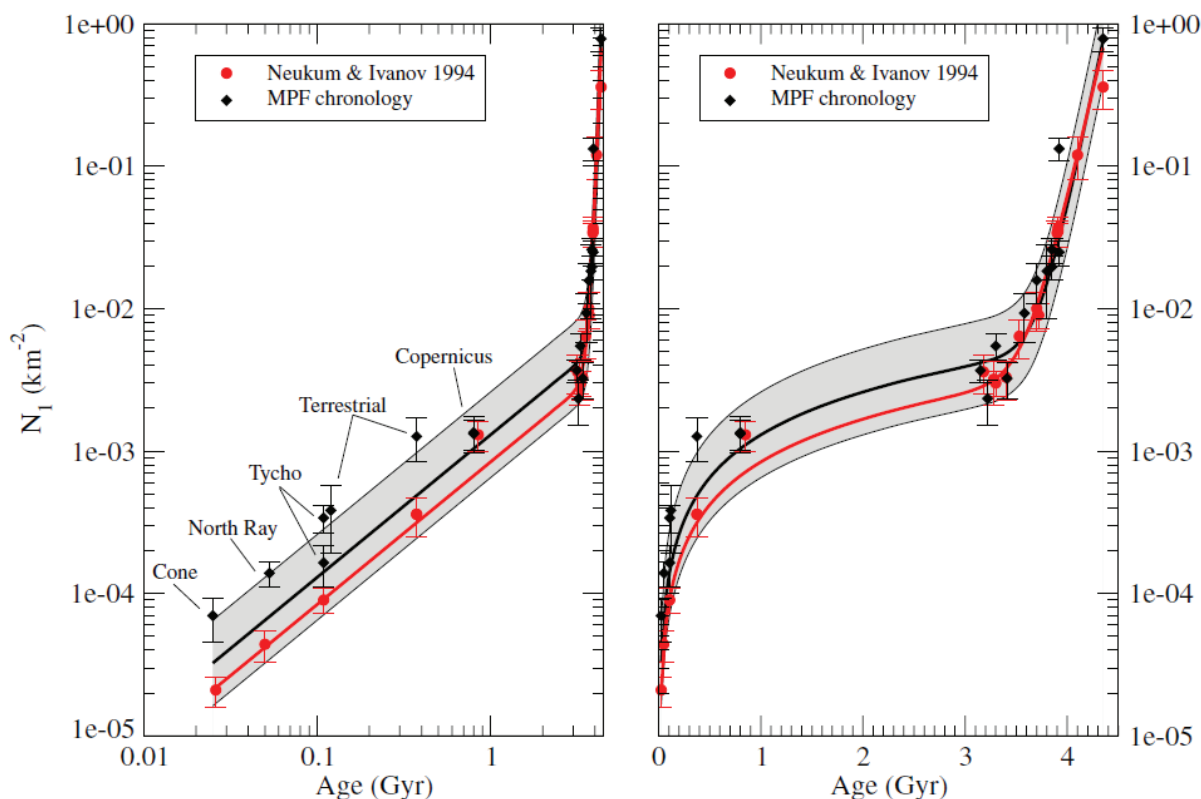


Figure 2.15: Comparaison des chronologies lunaires issues de la MPF et de la NPF (Neukum et Ivanov (1994)), d'après Marchi et al. (2009). Les diagrammes représentent le nombre de cratères cumulés dont $D > 1$ km par km^2 en fonction du temps.

Le Feuvre et Wieczorek (2011) ont aussi calibré leur fonction de production grâce aux échantillons lunaires. Ils ont ainsi pu développer une chronologie lunaire régit par l'équation suivante :

$$N1 = 1,893.10^{-26}(e^{14,44t} - 1) + 7,96.10^{-4}t \quad (2.10)$$

Cette équation est représentée sur la figure 2.16 et comparée aux chronologies précédentes. Cette chronologie correspond mieux au modèle de Neukum et al. (2001) que la chronologie lunaire développée par Marchi et al. (2009) dans la période de 3 milliards d'années à aujourd'hui. En revanche pour la période la plus ancienne le modèle de Marchi et al. (2009) semble être plus en accord avec le modèle usuellement utilisé de Neukum et al. (2001).

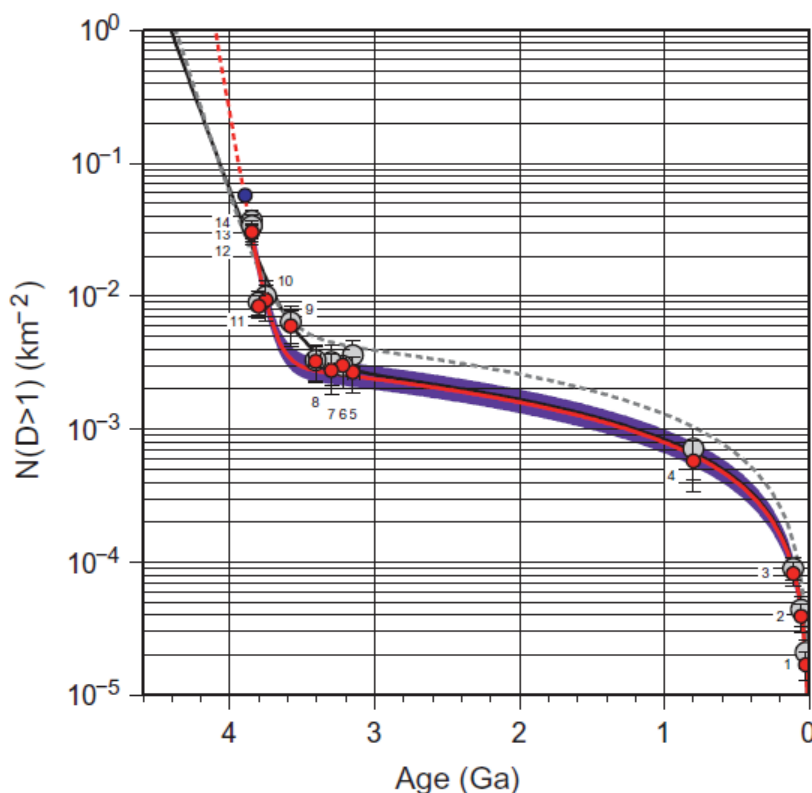


Figure 2.16: Modélisation de la chronologie lunaire d'après Le Feuvre et Wieczorek (2011). Le diagramme représente le nombre cumulé de cratères dont $D > 1$ km en fonction du temps. Les points rouges et les points gris sont les représentations des mesures avec et sans le flux d'impact dépendant de la dichotomie lunaire. Le modèle de cette étude (ligne rouge) est comparé au modèle de Neukum et al. (2001), en noir, et au modèle de Marchi et al. (2009) en gris.

2.3.4 Application aux autres planètes du système solaire

L'analogie entre la Lune et les planètes telluriques est possible car la source d'impacteurs est la même et serait en grande partie alimentée par la ceinture d'astéroïde (Neukum et al. (2001)).

La fonction de production des cratères lunaires définie par Neukum et al. (2001) peut être convertie en fonction de production de projectiles grâce aux lois d'échelles d'Ivanov

(2001). Ainsi la fonction de production lunaire est utilisée comme analogue pour toutes les planètes telluriques du système solaire interne.

2.3.4.1 Mars

Afin de définir une fonction de production pour une planète à partir de la fonction de production lunaire, la gravité et la distance de chaque planète avec la ceinture d'astéroïde doivent être prises en compte (Neukum et al. (2001)). Par exemple pour l'application de la chronologie lunaire à Mars, la distance de Mars à la ceinture d'astéroïdes est exprimée par un nombre sans dimension. Il s'agit du R_{bolide} qui est le rapport entre le nombre d'impacteurs entrant dans l'atmosphère martienne et le nombre d'impacteurs atteignant la surface lunaire (Ivanov (2001)). Il est défini grâce aux modèles d'évolution collisionnels du système solaire.

La distribution de taille des cratères martiens observée peut ensuite être comparée à la distribution lunaire convertie (Hartmann et al. (1981), Neukum et Hiller (1981) et Hartmann (1999), Figure 2.17).

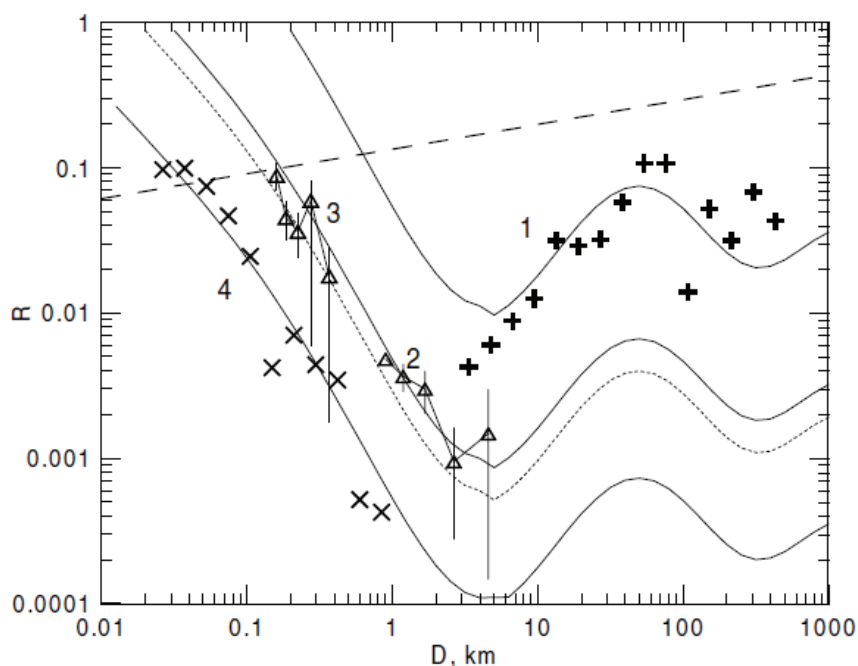


Figure 2.17: Diagramme en R de la distribution de taille des cratères martiens en fonction du temps, d'après Neukum et al. (2001). 1 : données issues de Hartmann et al. (1981) ; 2-3 : mesures réalisées sur des coulées de laves d'Elysium Planitia et Alba Patera (Neukum et Hiller (1981)) et sur le fond d'une jeune caldera (Hartmann et al. (1999)). Les lignes continues représentent les analogues lunaires alors que la ligne en pointillés correspond à la limite de saturation.

Hartmann et Neukum (2001) propose une adaptation du modèle lunaire à Mars à partir d'une synthèse de leur précédents travaux. La dérivation des isochrones martiens d'Ivanov (2001), les données de Neukum et Hiller (1981), Hartmann et al. (1981) et Hartmann et al. (1999) et les aires stratigraphiques martiennes de Tanaka (1986). Les limites du système chronostratigraphique martien ont ensuite été réactualisées par Werner et Tanaka (2011) notamment pour la transition Hesperien supérieur – Amazonien inférieur.

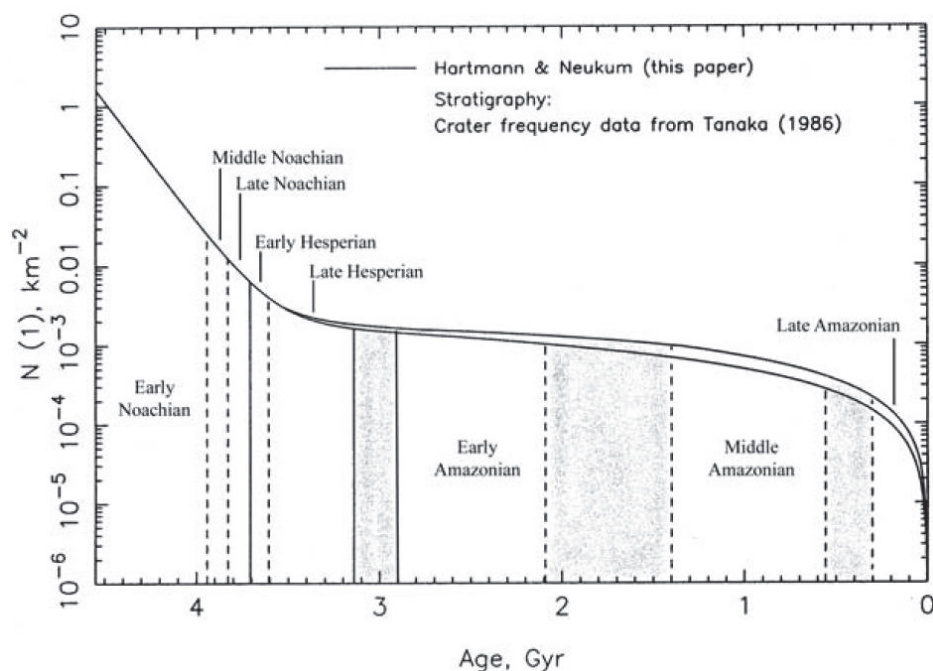


Figure 2.18: Chronostratigraphie martienne déterminée à partir de l'équation de cratérisation dépendante du temps et des mesures de densités de cratères réalisées par Neukum et Hartmann sur la Lune (Hartmann et Neukum (2001)). Le diagramme montre le nombre de cratères cumulés dont $D > 1 \text{ km}$ par km^2 en fonction du temps. La ligne de gauche correspond à la calibration de l'équation 6 avec les mesures de Neukum et la ligne de droite correspond à la calibration de l'équation 6 avec les mesures d'Hartmann. La stratigraphie martienne a été déterminée par Tanaka (1986). L'écart entre les limites des périodes martiennes sur les 2 derniers milliards d'années est dû aux différentes calibrations de l'équation 6.

La chronologie de cratérisation martienne est importante car elle permet d'étudier les phénomènes géologiques de la planète Mars et ainsi de comprendre la chronologie des événements géologiques.

Neukum et al. (2004) ont étudié l'âge des structures volcaniques et glaciaires sur cinq sites volcaniques majeurs. Les datations de mise en place des caldéras d'Hercates Tholus, d'Albor Tholus, d'Arsia Mons, d'Ascraeus Mons et d'Olympus Mons (Figure 2.19) montrent des activités volcaniques récentes, de 100 à 200 Ma, ce qui est très proche des âges radiométriques de plusieurs météorites martiennes (Nyquist et al. (2001)). Ces âges récents suggèrent que des éruptions futures pourraient se développer. De plus l'étude des densités de

cratères de dépôt glaciaires sur les flancs d'Olympus Mons montre également que des épisodes de glaciation récents ont eu lieu dans cette région. Plus récemment, Hauber et al. (2011) ont mis en évidence des coulées de laves très localisées de quelques dizaines de millions d'années sur le dôme de Tharsis. Werner (2005) a également travaillé sur le volcanisme récent martien en montrant par exemple que certains flancs et caldéras de Pavonis Mons ou encore Arsia Mons ont moins de 300 Ma.

La chronologie de cratérisation martienne est donc un outil important pour comprendre l'évolution récente et passée de la surface de Mars.

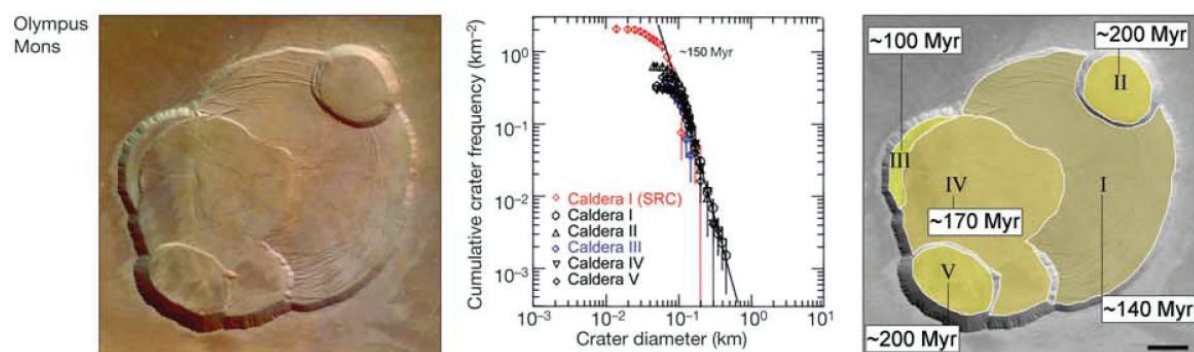


Figure 2.19: Datations de la mise en place des caldéras d'Olympus Mons (Neukum et al. (2004)). A gauche : Image HRSC de la caldéra du volcan Olympus Mons. Au centre : Diagramme de Neukum exposant le nombre cumulé de cratère par km^{-2} en fonction des diamètres des cratères. A droite : Cartographie de la caldéra d'Olympus Mons en 5 zones distinctes.

2.3.4.2 Mercure

La même démarche a été réalisée pour Mercure en prenant en compte sa proximité avec le Soleil. De même que pour Mars, la distribution en taille observée des cratères mercuriens a été comparée à la fonction de production lunaire (Neukum et Hartmann (Figure 2.20)).

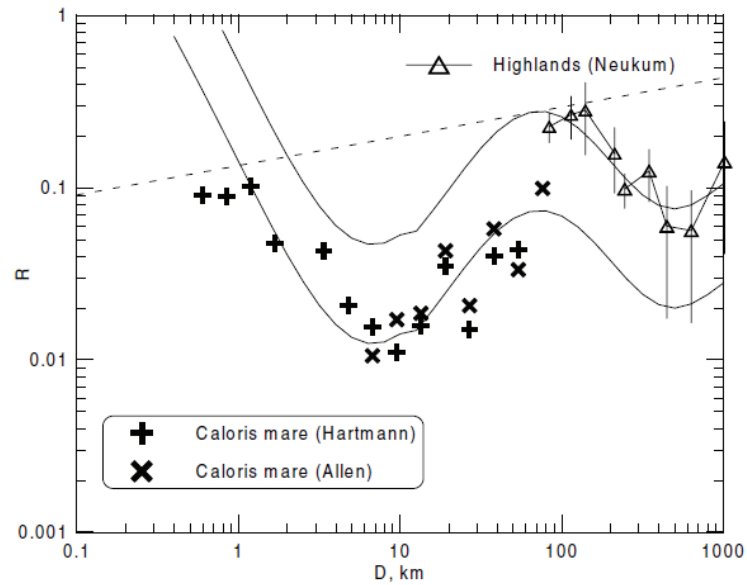


Figure 2.20: Représentation en R de la distribution de taille des cratères sur les hauts plateaux et le bassin Caloris sur Mercure en fonction du diamètre des cratères. Les lignes pleines représentent les analogues lunaires. La ligne en pointillé est la ligne de saturation proposée par Hartmann (1995), d'après Neukum et al. (2001).

Marchi et al. (2009) proposent également une fonction de production modélisée pour Mercure. Comme pour la Lune, ils utilisent le modèle dynamique de Böttke et al. (2000, 2002, 2005a, 2005b)) et les lois d'échelles de Holsapple et Housen (2007), Schmidt et Housen (1987), Stuart et Binzel (2004) afin de déterminer la fonction de production des cratères sur Mercure (Figure 2.21).

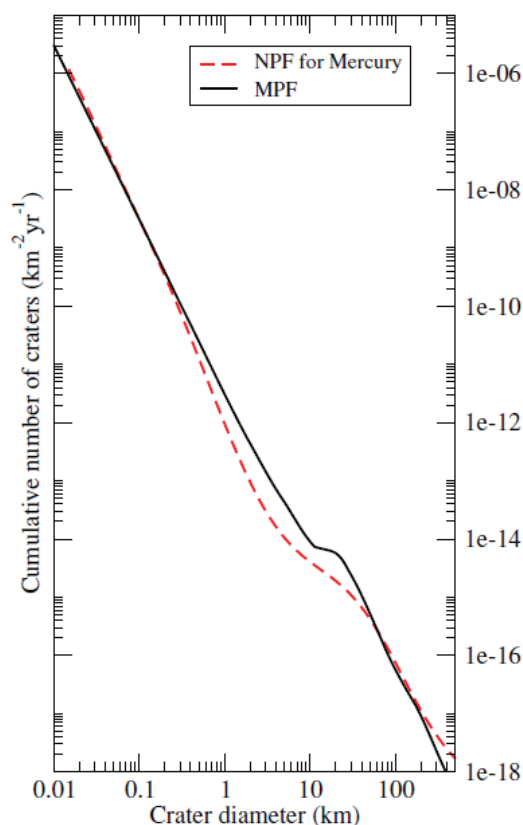


Figure 2.21: Comparaison de la fonction de production modélisée de Mercure avec la fonction de production empirique de Neukum, d'après Marchi et al. (2009). Le diagramme montre le nombre cumulé de cratères par km^2 et par an en fonction du diamètre des cratères.

Les deux fonctions de production se recouvrent pour les tailles de cratères dont le diamètre est inférieur à 0,3 km et supérieur à 40 km. Cependant pour les cratères dont le diamètre est compris dans cet intervalle, la différence entre les deux fonctions de production peut varier d'un facteur 5 (Marchi et al. (2009)). D'après les auteurs l'écart entre les deux fonctions de production serait dû à la précision des lois d'échelles lors de la modélisation.

L'utilisation de la fonction de production de Mercure permet tout comme sur Mars ou sur la Lune de reconstituer la chronologie absolue des événements géologiques de la planète. Prockter et al. (2010) et Marchi et al. (2013) montrent par mesures de densités de cratères à partir des données Messenger qu'un resurfaçage global s'est produit il y a environ 4,1 à 4 Ga par un bombardement intense et par du volcanisme. Ce resurfaçage aurait eu lieu durant 300 à 400 Ma selon les auteurs et est en accord avec la théorie du Late Heavy Bombardment développée dans la section 2.3.2.

2.3.5 Incertitudes

La calibration de la fonction de production par les échantillons lunaires soulève encore beaucoup de questions. Plusieurs facteurs entraînent des incertitudes tels que l'hétérogénéité de la cratérisation lunaire, la cratérisation secondaire ou encore le nombre d'échantillons disponibles pour contraindre les 3 derniers milliards d'années de la chronologie lunaire.

2.3.5.1 Hétérogénéité de la cratérisation lunaire

L'homogénéité de la cratérisation lunaire est débattue depuis le début des années 1970 lorsque Wiesel (1971) proposa que la face visible de la Lune soit plus impactée que la face cachée. La majorité des objets approche le satellite d'une planète avec une inclinaison orbitale proche du plan de l'orbite du satellite. Dans cette configuration la planète agit comme une lentille gravitationnelle focalisant les impacteurs sur la face du satellite la plus proche de la planète. La face visible de la Lune devrait donc être plus cratérisée que la face cachée (Turski (1962), Wiesel (1971), Bandermann et Singer (1973), Wood (1973), Le Feuvre et Wiczorek (2008) et Gallant et al. (2009)).

De récents modèles ont simulé la distribution géographique des impacts sur la surface lunaire à partir du modèle dynamique de Bottke et al. (2002) (Le Feuvre et Wiczorek (2008) et Gallant et al. (2009)). Les résultats de ces études proposent un taux de cratérisation plus important à l'équateur qu'aux pôles lunaires ainsi qu'une dissymétrie de cratérisation entre les hémisphères de l'apex et de l'antapex du satellite. L'hémisphère de l'apex étant le plus cratérisé ce qui est en accord avec les travaux de Shoemaker et Wolfe (1982), Horedt et Neukum (1984), Zahnle et al. (1998). Ces auteurs démontrent que sur un satellite en rotation synchrone, l'hémisphère de l'apex est plus cratérisé que l'hémisphère de l'antapex. Cette asymétrie est due au différentiel de vitesse entre la Lune et les projectiles qui l'atteignent. Toutefois aucune hétérogénéité de cratérisation n'est soulignée entre la face visible et la face cachée de la Lune dans les modèles numériques.

Werner et Medvedev (2010) ont étudié la distribution spatiale des cratères rayés lunaires. Selon la distribution de taille des cratères rayés lunaires, ce type de cratère serait l'enregistrement complet du flux d'impact durant les 750 derniers millions d'années. Les résultats de cette étude ne sont pas en accord avec les prévisions des modèles numériques de Le Feuvre et Wiczorek (2008) ou de Gallant et al. (2009). En effet la distribution des cratères rayés sur la Lune est sensiblement plus importante aux hautes latitudes qu'à l'équateur. De plus l'apex n'est pas la zone la plus cratérisée de la surface lunaire. La zone la plus cratérisée étant à environ 60 degrés de l'apex (Figure 2.22). Enfin l'asymétrie face cachée – face visible n'est pas mise en évidence par le flux d'impact récent. D'après les auteurs cette différence de cratérisation fût forte pendant la formation des mers lunaires, il y a environ 3.5 Ga, lorsque les planétésimaux étaient présents dans le système solaire interne comme source d'impacteurs.

Les auteurs en concluent qu'en fonction de la position géographique d'une surface planétaire, la densité de cratères mesurée à la surface de la Lune puisse être modifiée de 15% ce qui a une importance sur l'âge absolu de formation de l'unité géologique déterminée par les modèles d'âges.

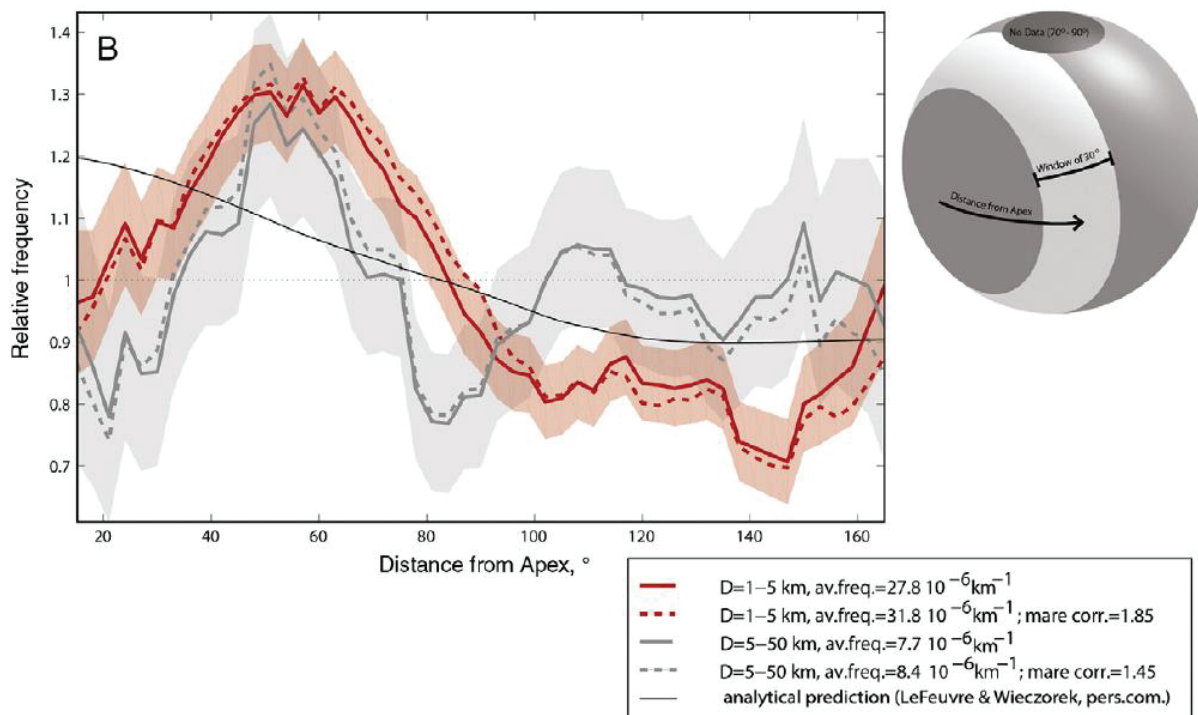


Figure 2.22 : Distribution relative des cratères rayés lunaires en fonction de leur distance à l'apex, modifiée d'après Werner et Medvedev (2010).

2.3.5.2 La cratérisation secondaire

Un cratère secondaire est un cratère formé à partir de l'éjection de matériel lors de la phase d'excavation du cratère primaire. Le problème engendré par ce processus est que le temps nécessaire à la formation d'une densité de cratères primaires équivalente à la densité de cratères formée par la cratérisation secondaire est plus long. Cela entraîne donc une erreur sur l'estimation de l'âge absolu de formation d'une surface planétaire. Dans le cas où les cratères secondaires sont mesurés dans les densités de cratères, l'âge de la surface étudiée est surestimé.

La chronologie de cratérisation lunaire fût établie par des mesures de densités de cratères de 1 km de diamètre sur les mers lunaires. Cependant Shoemaker (1965a, b) proposent que la majorité des cratères dont le diamètre est inférieur à 2 km sont des cratères secondaires. Toutefois Hartmann (1969) et Neukum et Ivanov (1994) démontrent que des cratères primaires de petite taille se forment sur les corps planétaires. Pour cela ces auteurs

ont étudié la distribution de taille des petits cratères ($D < 2$ km) sur les astéroïdes et ont mis en évidence que la distribution de taille des petits cratères sur ces corps est comparable à la distribution observée sur la Lune. Or en théorie, la gravité de ces astéroïdes est trop faible pour retenir des blocs éjectés lors de l'impact primaire capable de créer des impacts secondaires. La distribution de taille de cratères observée par Shoemaker (1965a, b) correspond donc à la cratérisation primaire même si une proportion de cratères secondaires n'est pas à exclure de leurs mesures.

McEwen et al. (2005) et McEwen et Bierhaus (2006) ont étudié la population de cratères d'impact de taille décimétrique. Les auteurs proposent que le rapport : (cratères secondaires) / (cratères primaires + cratères secondaires) soit de 0,999 dans les groupes de cratères secondaires. Cependant grâce aux images de la mission Mars Global Surveyor nous contraignons le flux d'impact actuel. Malin et al. 2007 ont pu observer entre plusieurs passages de la sonde au-dessus de mêmes surfaces martiennes la mise en place de cratères d'impacts primaires (Figure 2.34). Le flux d'impact déterminé à partir de ces observations dans les classes de diamètres décimétriques correspond aux fonctions de production d'Hartmann et de Neukum avec une différence d'un facteur 3 seulement.

Werner et al. (2009) et Robbins et Hynek (2011b) ont montré que les distributions de taille des cratères secondaires ont des pentes d'environ -5 à -8 sur Mars. Ces pentes sont supérieures à la pente de -3,82 de la distribution de taille des cratères dont le diamètre est inférieur à 1,41 km définie sur la Lune. Les mesures de densités de cratères secondaires seraient donc reconnaissables dans la distribution de taille des cratères d'impact.

2.3.5.3 Echantillonnage des 3 derniers milliards d'années

Les échantillons des missions lunaires ont une couverture temporelle limitée car la grande majorité est datée à plus de 3 milliards d'années. En effet la majorité des échantillons Apollo a été collectée sur les mers lunaires qui se sont formées il y a plus de 3 Ga. La chronologie lunaire est donc bien contrainte concernant les terrains dont l'âge de formation est supérieur à 3 Ga.

En ce qui concerne les 3 derniers milliards d'années, seulement 4 échantillons sont disponibles pour contraindre la chronologie lunaire. Ces échantillons proviennent des cratères rayés Copernicus, Tycho, North Ray et Cone. Le nombre limité d'échantillons pour calibrer la chronologie lunaire est problématique et à cela s'ajoute un problème de représentativité de ces échantillons. En effet les conditions dans lesquelles ont été choisis ces échantillons et l'interprétation qui en a été faite sont encore débattues.

Le cratère Copernicus est un cratère rayé de 93 km de diamètre et de 3800 m de profondeur environ. Les échantillons récoltés datant la formation du cratère Copernicus sont issus de la mission Apollo 12. Ils ont été prélevés sur la couverture d'éjecta à environ 25 km de la bordure du cratère rayé. Ces échantillons sont composés de basaltes de type KREEP. Cependant la profondeur à laquelle l'impact à l'origine de Copernicus a excavé du matériel ne permet théoriquement pas de mettre à l'affleurement du basalte de type KREEP (Stöffler et al. (2001)). Il est donc possible que les roches prélevées sur la couverture d'éjecta de

CHAPITRE 2 : DATATION ABSOLUE DES SURFACES PLANETAIRES

Copernicus ne soient pas représentatives de la formation de ce cratère. Si tel est le cas cela signifierait que l'âge absolu de 800 Ma utilisé pour calibrer la chronologie lunaire ne serait pas associé aux densités de cratères ($D > 1$ km) mesurées sur la couverture d'éjecta de Copernicus.

Le cratère rayé Tycho est un cratère de 86 km de diamètre localisé sur la face visible de la Lune. Les roches prélevées pour dater Tycho ont été récoltées lors de la mission Apollo 17 sur une avalanche dans la vallée Taurus-Littrow à environ 2250 km du cratère rayé. L'argument utilisé pour justifier la corrélation entre le cratère Tycho et ces échantillons est qu'une portion du matériel secondaire dégagé lors de la formation de Tycho se serait abattu sur le sommet d'un massif (le North Massif) déclenchant une avalanche sur le flanc nord. La distribution de taille des cratères mesurée sur l'avalanche serait comparable à la distribution de taille des cratères sur la couverture d'éjecta de Tycho ce qui lierait chronologiquement la formation de Tycho avec l'avalanche (Lucchitta (1977)). Toutefois la distance de 2250 km séparant le cratère des échantillons récoltés challenge la représentativité des échantillons.

Les 2 autres points disponibles pour la calibration de la chronologie lunaire lors des 3 derniers milliards d'années sont associés aux cratères rayés North Ray et Cone. Les échantillons représentant la formation de ces 2 cratères ne sont pas discutables car ils ont été récoltés en bordure de chaque cratère d'impact lors des missions Apollo 16 et Apollo 14 respectivement. Le diamètre du cratère North Ray est d'environ 1 km pour une profondeur de 230 m et le diamètre du cratère Cone est de 340 m pour une profondeur de 75 m. Cela implique que la quantité de matière excavée lors de l'impact et qui forme la couverture d'éjecta autour de la cavité de chaque cratère pourrait ne pas être assez importante pour combler les cratères d'impacts présents avant chaque impact. Cela aurait pour conséquence de fausser les densités de cratères associées aux âges absolus pour calibrer la chronologie de cratérisation lunaire car les mesures de densités de cratères dans chacun des cas ont été réalisées sur les couvertures d'éjecta des cratères North Ray et Cone. Les densités de cratères associées aux âges absolus des cratères North Ray et Cone sont donc potentiellement trop élevées.

Les 4 points utilisés pour calibrer la chronologie lunaire concernant la période des 3 derniers milliards d'années ont chacun leurs incertitudes. Cependant ce sont également les seules données dont nous disposons pour étudier l'évolution de la cratérisation lunaire.

Il existe également un 5^{ème} site échantillonné datant de moins de 3 Ga et qui n'apparaît pas sur la chronologie lunaire de Neukum et al. (2001). Il s'agit de la datation du cratère rayé lunaire Autolycus échantillonné sur le site d'alunissage de la mission Apollo 15. L'âge de 2,1 Ga associé à Autolycus n'est que très peu utilisé car les échantillons le datant ont été prélevés à environ 130 km du cratère. Cependant ce cratère pourrait redéfinir la limite chronostratigraphique entre l'Erathosténien et le Copernicien (Ryder et al. 1991). La limite entre ces deux ères est considérée aujourd'hui comme étant la date à laquelle le cratère Copernicus s'est formé (il y a environ 800 Ma). Or si Autolycus appartenait stratigraphiquement au système copernicien, la limite entre les deux ères serait plus ancienne.

Dans ce cas le flux d'impact au cours de l'ère Erathosténienne devrait être plus élevé que celui de l'ère Copernicienne alors qu'il est considéré comme étant le même. Cela impliquerait alors un flux d'impact décroissant au cours des 2,1 derniers milliards d'années. Toutefois la position stratigraphique du cratère Autolycus est encore débattue tout comme la représentativité des échantillons le datant à 2,1 Ga.

2.4 Evolution du flux d'impact dans le système solaire interne

L'étude du flux d'impact dans le système solaire interne est déterminante pour comprendre l'évolution des surfaces des planètes telluriques. Les données géochimiques des roches terrestres et lunaires, les modèles dynamiques d'évolution du système solaire et les observations faites depuis la Terre sont autant d'outils indépendants de l'étude des surfaces planétaires pour contraindre les variations du flux d'impact passé et présent.

Dans cette section nous présentons l'évolution du flux d'impact par succession chronologique. Nous posons tout d'abord le débat sur le grand bombardement tardif (LHB, pour Late Heavy Bombardment) supposé être à l'origine de la formation des mers lunaires, puis la diminution du flux d'impact d'environ 3,6 à 2,7 milliards d'années, le flux d'impact des 2,7 derniers Ga et le flux d'impact actuel.

2.4.1 Source et nature des impacteurs

Les impacteurs ont eu trois natures différentes au cours de l'histoire du système solaire interne (Neukum et al. (2001)). Les projectiles les plus observés sont les astéroïdes et les comètes. Un troisième type aurait également eu un rôle majeur au début de la formation des planètes telluriques, les planétésimaux (Hartmann et al. (2001), Gil-Hutton et Brunini (1999)). Les planétésimaux sont des corps ayant participé à la formation des planètes et auraient également joué un rôle lors du LHB.

Les comètes proviennent de la ceinture de Kuiper, qui s'étend de 30 à 55 unités astronomiques (UA), et du nuage d'Oort (d'environ 50 à 150000 UA) (Safronov (1972), Weissman (1999)). Elles sont identifiées comme géocroiseurs et sont catégorisées en tant que NEOs (Near-Earth Objects) lorsque leur périhélie est inférieur à 1,3 UA ou que leur aphélie est supérieur à 0,983 UA (Morbidelli et al. (2002a)). Le flux d'impact dû aux comètes dans le système solaire interne est méconnu (Neukum et al. (2001)). Dans les modèles d'âge les cratères cométaires sont considérés comme étant inclus dans les barres d'erreurs des mesures de densités.

Les astéroïdes sont les impacteurs les plus présents dans le système solaire interne depuis le grand bombardement tardif. Ils sont issus de la ceinture principale qui s'étend de 2,1 à 3,3 UA. La ceinture d'astéroïdes est composée de plusieurs familles d'astéroïdes définies sur des critères astronomiques tels que le demi grand axe, l'excentricité et l'inclinaison de l'orbite (Morbidelli et al. (2002a)). Les familles d'astéroïdes changent de

trajectoires et se placent sur des orbites proches de celle de la Terre lors de perturbations par résonances orbitales. Lorsque le périhélie de ces corps est inférieur à 1,3 UA ou que leur aphélie est supérieur à 0,983 UA, ceux-ci sont catégorisés en tant qu'objets géocroiseurs (NEOs) et font partis de la sous-catégorie des NEAs (Near Earth Asteroids) (Figure 2.23). Les astéroïdes géocroiseurs sont classés en 3 catégories en fonction de leur excentricité et de leur demi-grand axe (Apollos, Atens et Amors).

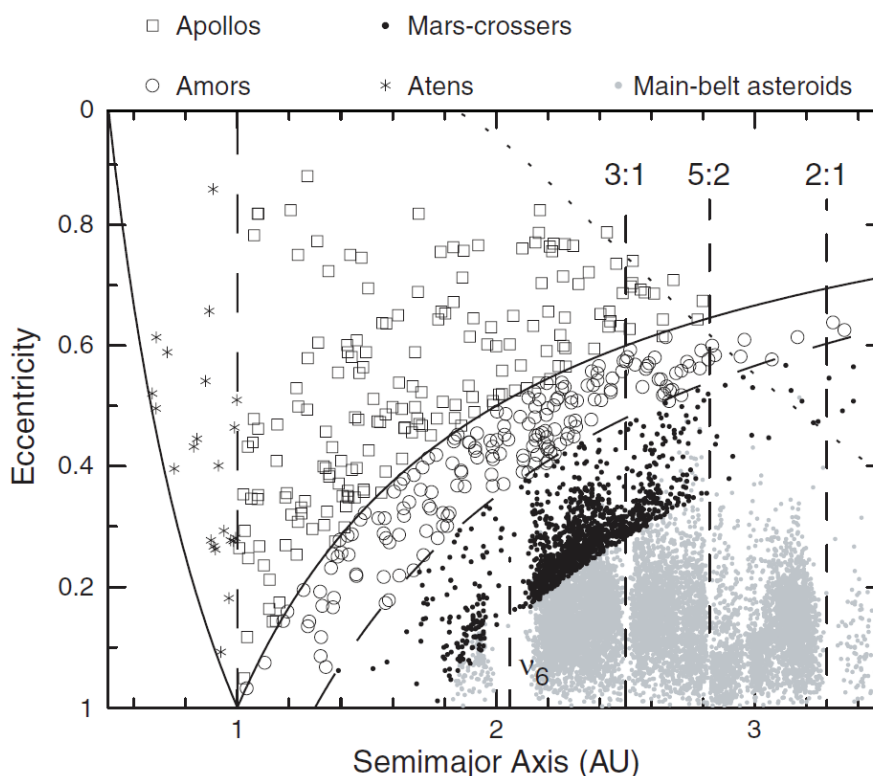


Figure 2.23: Famille d'impacteurs présentes dans le système solaire interne représentées par l'excentricité en fonction du demi grand axe de leur orbite (d'après Morbidelli et al. (2002a)).

2.4.2 Le Late Heavy Bombardment (LHB)

Le scénario de mise en place des bassins d'impacts en une période de quelques centaines de millions d'années est toujours incertain. Cela pourrait être expliqué par un flux d'impact beaucoup plus important que le flux actuel ou par un bombardement météoritique cataclysmique tardif il y a environ 3,9 milliards d'années environ, c'est la théorie du Late Heavy Bombardment (Figure 2.24) (i.e. Tera et al. (1974), Morbidelli et al. (2000), Broz et al. (2013), Gomes et al. (2005), Chapman et al. (2007)). Le LHB aurait été provoqué par une modification rapide et brutale des orbites des planètes géantes (Gomes et al. (2005), Werner et al. (2011)).

Le LHB est une théorie née des rapports isotopiques Uranium/Plomb des échantillons lunaires (Tera et al. (1974)). Le fractionnement Pb-U serait essentiellement causé par la volatilisation du plomb pendant une phase d'impacts intensive sur la Lune. De plus Bell et Harrison (2013) montrent à partir d'études géochimiques que le LHB aurait été enregistré par des zircons terrestres datés de 4 à 3,6 Ga. Ces minéraux auraient enregistré une transition des conditions pétrologiques lors de cette période.

Selon Neukum et al. (2001) et Hartmann et al. (2007) le bombardement tardif aurait une source planétésimale. Ryder et al. (2001) et Tera et al. (1974) proposent un pic d'impacts d'astéroïdes. Des études numériques plus récentes suggèrent que le LHB est le résultat simultané d'impacts de planétésimaux et d'astéroïdes de la ceinture principale primordiale perturbée par la migration des planètes géantes vers le système solaire externe (par exemple Bottke et al. (2012), Marchi et al. (2012), Broz et al. (2013)).

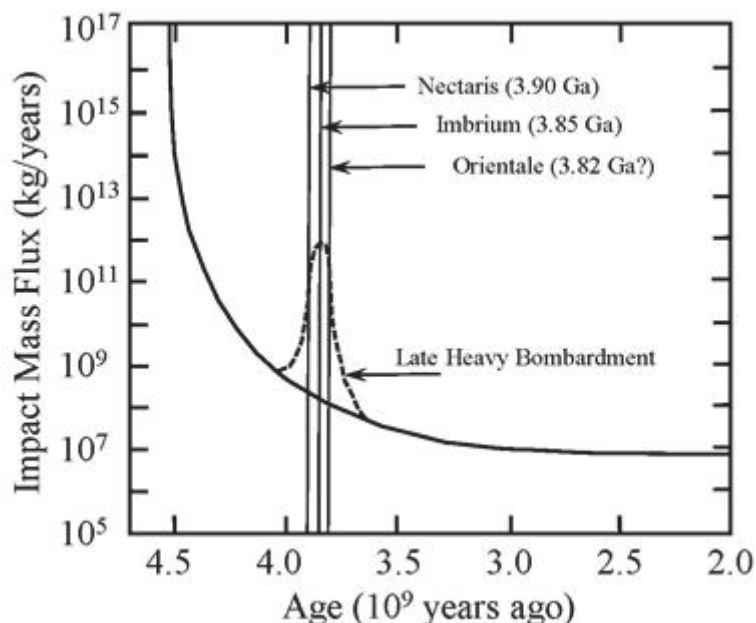


Figure 2.24: Evolution du flux d'impact en fonction du temps. Ce diagramme montre un possible pic à 3,9 Ga qui correspond au grand bombardement tardif (Tajika et al. (2008)).

La théorie du Late Heavy Bombardment concerne également l'histoire géologique de notre planète (Hartmann et al. (2001)). D'après le modèle dynamique de Gomes et al. (2005), la migration des planètes géantes gazeuses en direction du système solaire interne aurait créé une instabilité des impacteurs dans le système solaire entraînant un bombardement cométaire de la Terre. La quantité de matière apportée serait d'environ $1,8 \cdot 10^{23}$ g ce qui correspond à 6% du volume global des océans. Ces valeurs sont en accord avec l'étude de Morbidelli et al. (2010) qui a estimé l'apport cométaire en eau sur Terre grâce à des rapports D/H. Le LHB aurait donc eu un rôle dans la formation des océans terrestres et peut-être donc dans l'apparition de la vie.

Le LHB est bien contraint par les données géochimiques mesurées sur les échantillons Apollo. Toutefois les mesures de densités de cratères réalisées sur la Lune ne mettent pas en évidence un pic d'activité dans le passé. De plus aucun échantillon ne date véritablement de la période pré-LHB ce qui ne permet pas de connaître le flux d'impact antérieur à ce possible évènement. Le flux d'impact antérieur à l'âge supposé du LHB n'est pas contraint par les densités de cratères de la surface lunaire.

La chronologie lunaire montre un flux d'impact plus important que le flux actuel mais pas d'augmentation tardive et catastrophique du nombre d'impacts tel que le prévoit le LHB (Werner et al. (2011), Figure 2.25). D'après Werner et al. (2011), les mesures de cratérisation ne mettent pas en évidence un pic de cratérisation sur la Lune entre 4,1 et 3,6 Ga mais signifieraient les derniers instants du bombardement primitif.

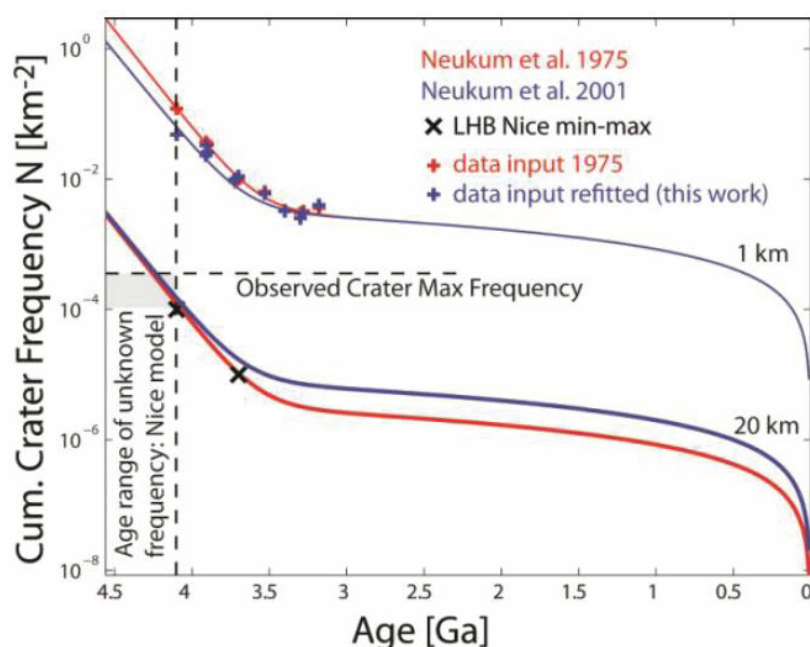


Figure 2.25: Chronologies lunaires à $D > 1$ km en haut et $D > 20$ km en bas du diagramme, en fonction du temps. Les courbes et valeurs rouges sont celle de Neukum et al. (1975). Les courbes et valeurs bleues sont celles de Neukum et al. (2001). Les valeurs noirs sont celles du modèle de Nice de Bottke et al. (2011).

2.4.3 Le diminution du flux d'impact jusqu'à 2,7 milliards d'années

Le retour d'échantillons lors des missions Apollo et Luna a permis d'estimer le flux d'impact dans le temps. La calibration des âges radiométriques d'exposition des roches lunaires associés aux densités de cratères mesurées sur les sites d'alunissages montre une évolution exponentiellement décroissante du flux d'impact dans le système solaire interne de 4 à 2,7 milliards d'années (Figure 2.26). Cette diminution correspond soit à la fin du LHB et

donc à la fin du bombardement catastrophique, soit à la fin du bombardement primitif proposé par Neukum et al. (2001).

Le flux d'impact au cours de cette période est bien contraint car la majorité des échantillons Apollo et Luna proviennent des mers lunaires qui se sont formées en quelques centaines de millions d'années il y a environ 3,9 milliards d'années. La diminution du flux d'impact de 3,9 à 2,7 milliards d'années est une évolution unanimement admise dans tous les scénarii d'évolution du flux d'impact. Le flux d'impact aurait diminué d'environ un facteur 500 de 3,9 à 2,7 Ga selon la théorie de la fin du bombardement primitif (Neukum et al. (2001), Hartmann (1970, 1984) et Neukum (1983)).

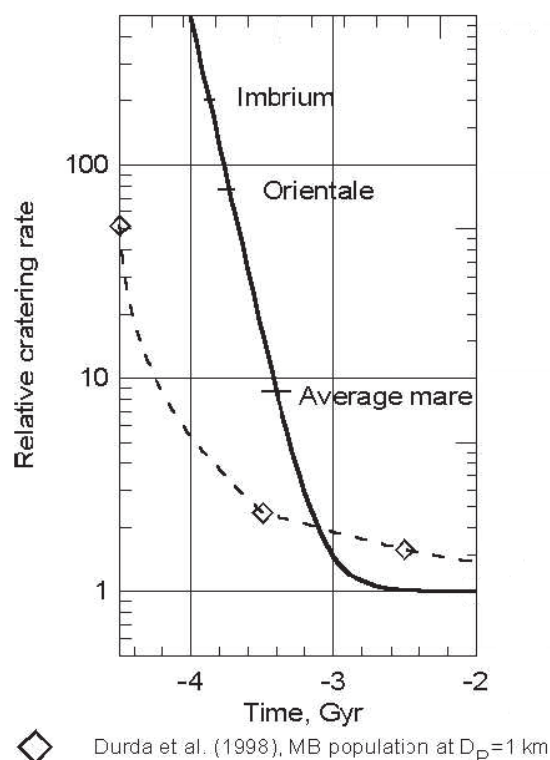


Figure 2.26: Flux d'impact normalisé au flux d'impact actuel de 4,5 à 2 milliards d'années, d'après Stöffler et al. (2006).

2.4.4 Le flux d'impact postérieur à 3 milliards d'années

2.4.4.1 La chronologie lunaire

Les 3 derniers milliards d'années de l'évolution du flux d'impact est la période la moins contrainte par la dérivation de la chronologie de cratérisation lunaire. Le flux d'impact est considéré comme constant au cours de cette période (Figure 2.13). Le peu de données contraignant le flux d'impact sur cette époque s'explique par le choix des sites d'alunissages des missions Apollo. Les sites choisis étaient localisés sur les mers lunaires, exposant un

relief modéré, afin de rendre les opérations plus sûres pour les astronautes. Or les mers lunaires les plus jeunes ont des âges supérieurs à 3 milliards d'années. Il est donc difficile de trouver des surfaces plus récemment formées afin d'y prélever des échantillons. Le flux d'impact récent est contraint par 4 points issus des missions lunaires et 1 point provenant de la population de cratères terrestres (Figure 2.27).

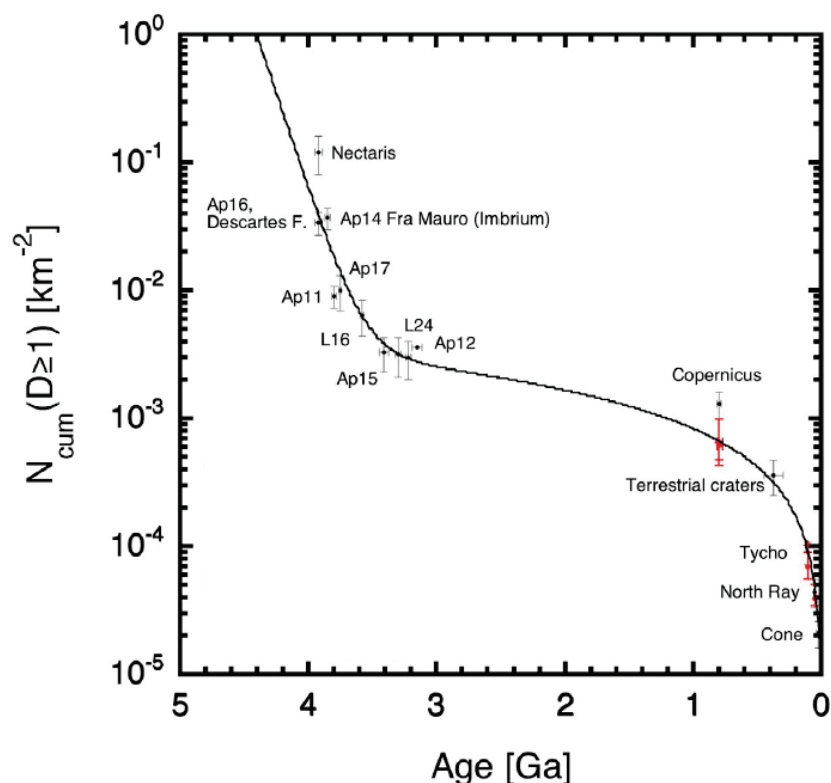


Figure 2.27: Chronologie de la cratérisation lunaire montrant le nombre de cratères cumulés, dont le diamètre est de 1 km, par km² en fonction du temps. En noir: les valeurs de densités de cratères mesurées par Neukum et al. (2001). En rouge: les valeurs de densité de cratères mesurées par Hiesinger et al. (2012).

2.4.4.2 Les modèles dynamiques d'évolution ~~du système solaire interne~~

A partir de la quantification de la distribution de taille des astéroïdes de la ceinture principale, l'utilisation de simulations numériques d'évolution collisionnelles permettent de retrouver les distributions de taille des cratères d'impact sur les différents corps du système solaire interne (i.e. Marzari et al. (1995), Durda et al. (1998), Zappala et al. (1997), Nesvorny et al. (2002), Bottke et al. (2002, 2007), Marchi et al. (2009), Le Feuvre et Wieczorek (2011)). Ainsi, en étudiant la fréquence des perturbations de la ceinture d'astéroïdes les auteurs peuvent remonter jusqu'à l'évolution du flux d'impact dans le système solaire interne.

CHAPITRE 2 : DATATION ABSOLUE DES SURFACES PLANETAIRES

Les simulations proposées par Bottke et al. (2007) et Nesvorny et al. (2007 et 2009) montrent que le flux d'impact au cours des 3 derniers milliards d'années serait moins important que le flux de Neukum et al. (2001) mais que ce flux serait constitué de pics d'activités. Ces pics d'activité sont liés à des collisions entre astéroïdes, une famille d'astéroïdes résultant de la fragmentation d'un astéroïde lors d'un impact. D'après Nesvorny et al. (2007) plusieurs perturbations ont eu lieu au cours des 2 derniers milliards d'années.

Nesvorny et al. (2007 et 2009) ont étudié une famille d'astéroïdes (la famille Flora) provenant de la ceinture principale afin de comprendre comment celle-ci pouvait être à l'origine des géocroiseurs dans le système solaire interne. D'après ces auteurs, les familles d'astéroïdes dans la ceinture principale sont soumises à des forces de gravité, notamment de Mars et de Jupiter. Lorsque ces familles sont éjectées de la ceinture d'astéroïdes, leur trajectoire les amène dans le système solaire interne où les objets peuvent entrer en collision avec les planètes telluriques et leurs satellites. La famille Flora aurait subi une perturbation il y a environ 470 Ma. Cette perturbation aurait entraîné une augmentation soudaine du taux de cratérisation à la surface des planètes du système solaire interne d'environ un facteur 10 pendant 20 Ma (Morbidelli et Gladman (1998)). Cependant cette estimation reste à confirmer.

Une seconde perturbation serait survenue il y a environ 160 Ma (Bottke et al. (2007)). L'augmentation soudaine du flux d'impact serait due à la fragmentation d'un astéroïde qui aurait donné la famille Baptistina (Figure 2.28). Cette perturbation aurait entraîné un second pic d'activité du flux d'impact dans le système solaire interne le multipliant par 2 à 3 sur la Terre et la Lune pour les impacteurs multi-kilométriques. Selon les auteurs, l'augmentation du taux d'impact à cette période pourrait notamment être à l'origine de la formation du cratère rayé lunaire Tycho mais aussi du cratère Chicxulub dans le golfe du Mexique. L'impact à l'origine du cratère Chicxulub est une forte hypothèse expliquant une extinction massive d'espèces vivantes il y a environ 65 Ma. Il est donc important de comprendre l'évolution du flux d'impact dans le temps car cela concerne aussi l'évolution globale des surfaces planétaires et l'apparition ou la destruction de la vie.

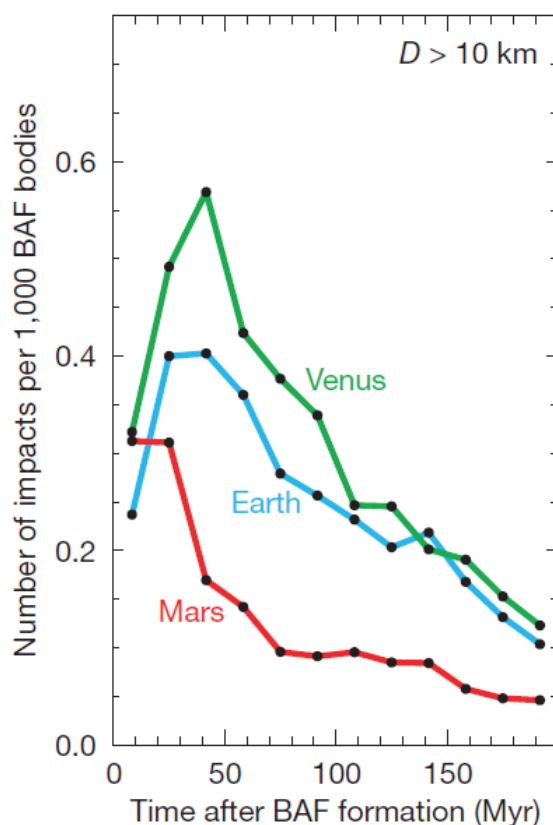


Figure 2.28: Flux d'impact de plus de 10 km de diamètre issu des fragments de la famille Baptistina sur Venus, la Terre et Mars (d'après Bottke et al. (2007)). L'axe des abscisses indique le nombre d'années après la fragmentation de l'astéroïde Flora.

2.4.4.3 Les données géochimiques

Les simulations de Bottke et al. (2007) sont en accord avec l'étude de Culler et al. (2000) qui ont travaillé sur l'âge de formation de sphérules de verres prélevées dans le régolithe lunaire. Les sphérules de verres sont de petites perles de verre qui se forment lors d'un impact témoignant de conditions de pressions et de températures élevées. La variation du nombre de sphérules formées au cours du temps est donc une estimation directe du flux d'impact. L'étude de ces sphérules met en évidence des pics dans l'activité du flux d'impact sur la Lune. En effet la figure 2.29 montre une augmentation du nombre de sphérules jusqu'à 3 Ga environ qui pourrait correspondre au LHB. Le nombre de sphérules diminue ensuite après 3 Ga avec un pic d'activité remarquable lors des derniers 500 Ma. Cette augmentation soudaine du nombre de sphérules au cours de ces 500 Ma est peut-être à mettre en relation avec les simulations de Bottke et al. (2007). En effet, ces simulations prédisent 2 pics de bombardement météoritique pendant cette période.

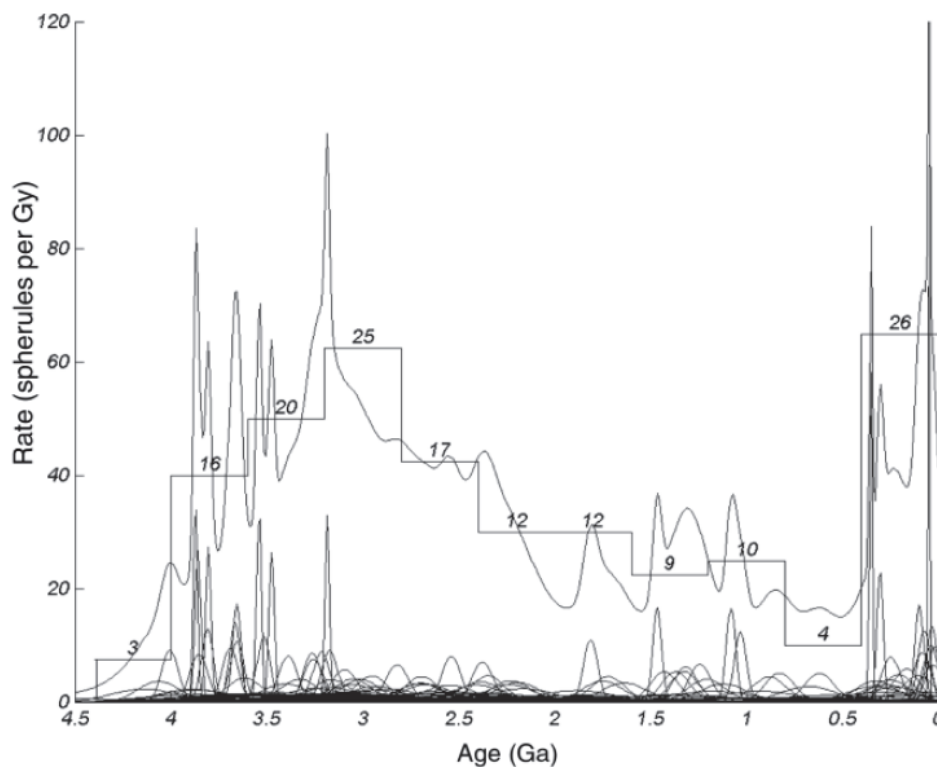


Figure 2.29: Nombre de sphérules de verres lunaires en fonction du temps (Ga) (Culler et al. (2000)). L'histogramme montre le nombre de sphérules pour des classes d'âges de 400 Ma.

2.4.4.4 Les enregistrements géologiques du flux d'impact

2.4.4.4.1 Les glissements de terrain martiens

Le flux d'impact peut aussi être enregistré par des événements géologiques. Si nous arrivons à déterminer la fréquence de formations de ces événements et que nous étudions la densité de cratères venue se sur-imposer, nous pouvons remonter au flux d'impact. Quantin et al. (2007) ont pris en considération 56 glissements de terrains dans la région de Valles Marineris sur la planète Mars. Sur chaque glissement de terrain, ils ont déterminé la distribution de taille des cratères d'impact, par mesures de densités, et ont alors déduit un âge absolu de déclenchement de chaque glissement en utilisant le modèle d'âge de Neukum et al. (2001) qui implique comme nous venons de le voir un flux d'impact constant durant les 3 derniers milliards d'années. D'après leurs mesures le taux de formation des glissements augmenterait régulièrement au cours du temps (Figure 2.30).

Les auteurs proposent que cette tendance ne soit qu'apparente et qu'elle traduise peut-être une mauvaise estimation du flux d'impact dans le modèle d'âge utilisé.

Les auteurs ont alors fait l'hypothèse que le taux de formation des glissements de terrain était constant et que l'apparente augmentation n'était que l'expression du flux d'impact mal estimé dans le modèle d'âge utilisé pour leurs datations. Par inversion, les

auteurs en ont déduit le modèle de flux d'impact nécessaire à l'obtention d'une tendance de formation des glissements de terrain constante. Le modèle déduit est celui d'un flux d'impact décroissant d'un facteur 3 depuis 3 milliards d'années (Figure 2.31).

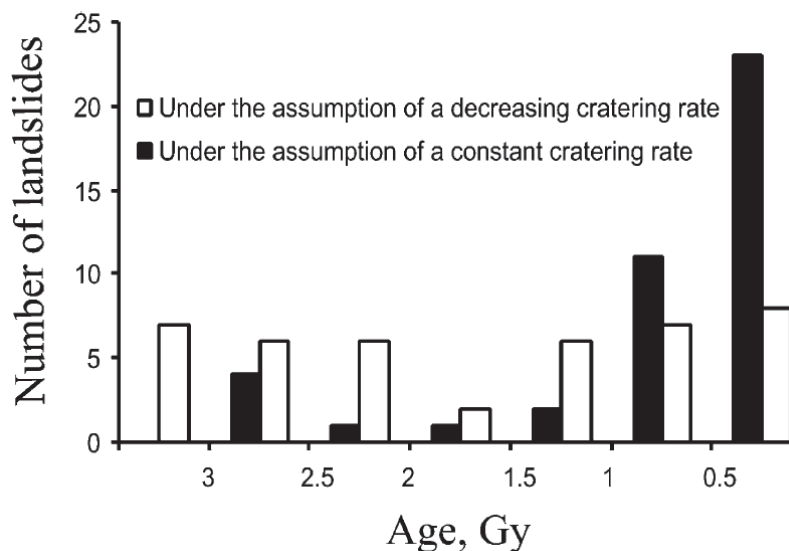


Figure 2.30: Nombre de glissements de terrains martiens en fonction du temps (Ga) avec un flux d'impact décroissant (en blanc) et avec un flux d'impact constant (en noir), d'après Quantin et al. (2007).

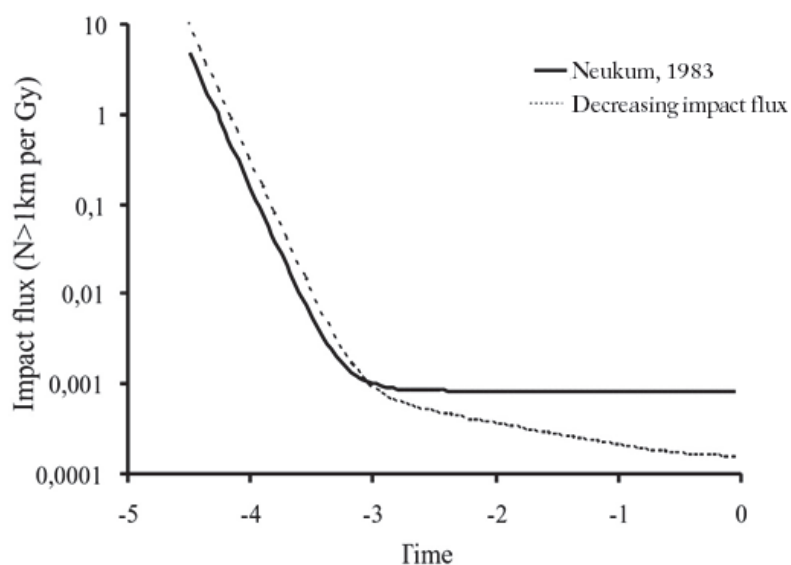


Figure 2.31: Comparaison d'un flux d'impact décroissant d'un facteur 3 (en trait pointillé) au flux d'impact constant (en trait plein) proposée par Neukum (1983), d'après Quantin et al. (2007). Le diagramme représente le nombre de cratères cumulés de cratères de 1 km de diamètre par km² au cours du temps.

2.4.4.4.2 La surface terrestre

L'observation du flux d'impact passé sur Terre est difficile à effectuer en raison du resurfaçage intensif dû à la tectonique des plaques et à l'érosion. Les cratères d'impact terrestres se localisent principalement sur les cratons (Figure 2.32) : en Amérique du Nord, en Scandinavie, en Australie, en Afrique du Nord et en Sibérie. Les datations radiométriques et géologiques de ces cratères montrent un flux d'impact constant sur Terre sur les derniers 100 Ma (Quantin (2005)). Il est malheureusement très difficile de remonter plus loin dans le temps afin de contraindre avec précision le flux d'impact entre 3 et 1 milliards d'années en raison du recyclage de la surface terrestre.

La distribution de taille des cratères d'impact terrestres (Figure 2.33) montre que la pente de la distribution des cratères diminue pour les cratères de diamètre inférieur à 16 km. Cette variation de pente traduit le resurfaçage terrestre. En effet, cette diminution s'explique par un effacement continu des petits cratères de la surface terrestre. De plus l'atmosphère terrestre limite la formation de cratères d'impacts de petite taille car les petits impacteurs y sont détruits par frottement. L'enregistrement de la cratérisation est donc modifié par l'activité géologique et climatologique de notre planète.

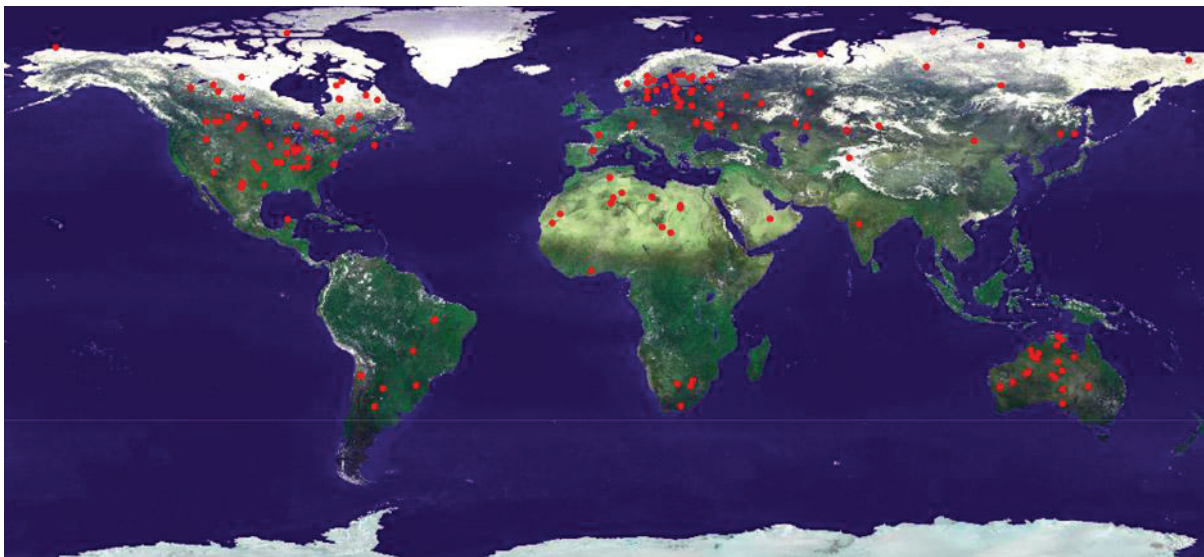


Figure 2.32: Répartition géographique des cratères d'impact terrestres (Crédits : NASA).

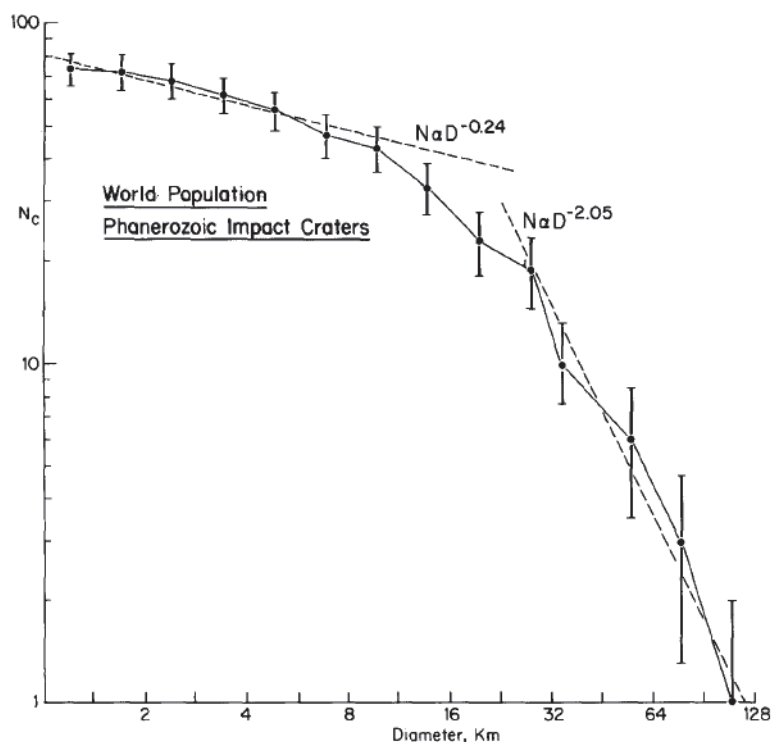


Figure 2.33: Distribution de taille des cratères terrestres (Grieve et Dence (1979)). Le diagramme représente le nombre cumulé de cratères en fonction de leur diamètre.

2.4.5 Le flux d'impact actuel

Le flux d'impact actuel est étudié depuis la Terre pour contraindre le flux d'impact terrestre via l'observation télescopique. Il est également contraint par les missions d'exploration lancées dans le système solaire. Grâce aux réseaux de télescopes présents sur Terre, le nombre d'objets connus et décrits en tant que géocroiseurs est de l'ordre de 1200 (Michel et Morbidelli (2012)). Les observations télescopiques des flashes lunaires sont également importantes (Bouley et al. (2012)). Un flash est une émission lumineuse de quelques microsecondes dégagée lors d'un impact. L'observation de ces flashes est une opportunité d'obtenir des informations sur les populations de NEOs. Dans cet article les auteurs ont observés et recensés 27 flashes lunaires entre 1999 et 2007.

Les sondes actuellement en orbite autour de Mars et de la Lune nous renseignent aussi sur les nouveaux impacts qui se produisent au quotidien. Les images haute résolution des caméras embarquées permettent d'identifier de nouveaux impacts entre 2 survols de sonde sur un point précis de la surface planétaire (Malin et al. (2007), Ivanov et al. (2009), Daubar et al. (2013)) (Figure 2.34). Cela permet d'obtenir une mesure du nombre de cratères pouvant se former à la surface d'un corps planétaire sur une période connue. Daubar et al. (2013) estiment ainsi un flux d'impact actuel sur Mars de $1,65 \times 10^{-6}$ cratères avec un diamètre $\geq 3,9$ m par km² et par an. Malin et al. (2006) proposent un flux actuel de $1,36 \times 10^{-7}$ cratères avec un diamètre ≥ 2 m par km² et par an ce qui est 3 à 5 fois inférieur au flux proposé par Neukum et al. (2001).

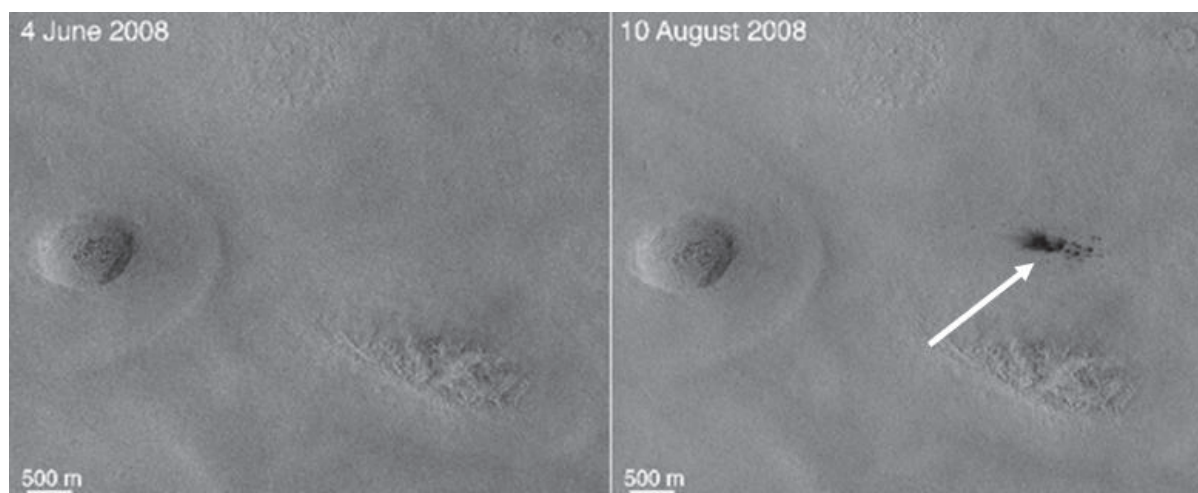


Figure 2.34: Formation d'un groupe de cratères d'impact (cluster) entre le 4/06/08 et le 10/08/08. Images CTX de la sonde Mars Reconnaissance Orbiter P20_008699_2247_XN, 44°N, 182°W et P22_009556_2263_XI, 46°N et 183°W.

2.5 Conclusion : Les intérêts et enjeux de l'étude de la cratérisation lunaire

Le flux d'impact tel qu'il est utilisé dans les modèles d'âges actuels pour dater les surfaces planétaires aurait donc été exponentiellement décroissant au début de l'histoire du système solaire jusqu'à 2,7 milliards d'années et ensuite constant. La possibilité d'un grand bombardement tardif à 3,9 milliards d'années est toujours débattue. L'évolution du flux d'impact sur les 3 derniers milliards d'années est aussi très discutée car plusieurs études tendent à démontrer que ce flux serait perturbé par des pics d'activités ou qu'il serait décroissant sur les 2,7 derniers milliards d'années (Figure 2.13) (Durda et al. (1998), Bottke et al. (2007), Quantin et al. (2007), Hartmann et al. (2007)). Nous voyons donc qu'il reste encore beaucoup de contraintes à apporter pour définir l'histoire du flux d'impact dans notre système solaire interne.

La Lune est un satellite à la surface duquel l'activité volcanique est interrompue depuis environ 3 milliards d'années (Hiesinger et al. (2000)). C'est un corps dépourvu d'atmosphère permettant une bonne conservation des cratères d'impact. C'est donc un satellite sur lequel les conditions de surface sont bonnes pour étudier les cratères d'impact et leur formation au cours du temps et particulièrement depuis 3 milliards d'années.

Dans le but d'analyser les variations de flux d'impact récent lunaire, nous avons cherché les surfaces lunaires formées régulièrement au cours des 3 derniers milliards d'années. Le seul processus géologique actif durant les 3 derniers milliards d'années à la surface de la Lune capable de créer régulièrement de nouvelles surfaces est la cratérisation elle-même. Nous avons concentré nos efforts sur les cratères d'impact lunaire de plus de 15 km de diamètre qui se sont potentiellement formés durant les 3 derniers milliards d'années : les cratères rayés.

CHAPITRE 2 : DATATION ABSOLUE DES SURFACES PLANETAIRES

La cavité et les éjectas des cratères rayés lunaires sont donc potentiellement les surfaces les plus jeunes de la Lune. Nous allons voir grâce au chapitre 3 comment et à partir de quelle donnée nous pouvons étudier l'enregistrement du flux d'impact sur les cratères rayés.

Références

Alexander, E.C., Jr., Bates, A., Coscio, M.R., Jr., Dragon, J.C., Murthy, V.R., Pepin, R.O., & Venkatesan, T.R. (1976). K/Ar Ddating of Lunar Soils II, *Proceedings for the 7th Lunar Science Conference*, Vol. 7, 625–648.

Arvidson, R.E., Boyce, J., Chapman, C., Insti-, P. S., Cintala, M., Fulchignoni, M., Moore, H., et al. (1979). Standard Techniques for Presentation and Analysis of Crater Size-Frequency Data, *Icarus*, 474, 467–474.

Arvidson, R.E., Drozd, R., Guinness, E., Hohenberg, C., Morgan, C., Morrison, R. & Oberbeck, V. (1976). Cosmic ray exposure ages of Apollo 17 samples and the age of Tycho, *Proceedings for the 7th Lunar Science Conference*, 2817-2832.

Baldwin, R.B. (1971). On the history of lunar impact cratering: the absolute time scale and the origin of planetesimals, *Icarus* 14, 36 – 52.

Bandermann, L.W. & Singer, S.F. (1973). Calculation of meteoroid impacts on Moon and Earth. *Icarus* 19, 108–113.

Bell, E. A., & Harrison, T. M. (2013). Post-Hadean transitions in Jack Hills zircon provenance: A signal of the Late Heavy Bombardment? *Earth and Planetary Science Letters*, 364, 1–11. doi:10.1016/j.epsl.2013.01.001

Bottke, W. F., Vokrouhlický, D., & Nesvorný, D. (2007). An asteroid breakup 160 Myr ago as the probable source of the K/T impactor. *Nature*, 449(7158), 48–53. doi:10.1038/nature06070

Bottke, W.F., Durda, D., Nesvorny, D., Jedicke, R., Morbidelli, a, Vokrouhlicky, D., & Levison, H. (2005b). Linking the collisional history of the main asteroid belt to its dynamical excitation and depletion. *Icarus*, 179(1), 63–94. doi:10.1016/j.icarus.2005.05.017

Bottke, W.F., Durda, D., Nesvorny, D., Jedicke, R., Morbidelli, a, Vokrouhlicky, D., & Levison, H. (2005a). The fossilized size distribution of the main asteroid belt. *Icarus*, 175(1), 111–140. doi:10.1016/j.icarus.2004.10.026

Bottke, W.F., Morbidelli, A., Jedicke, R., Petit, J-M., Levison, H.F. et al. (2002). Debaised orbital and absolute magnitude distribution of the near-Earth objects, *Icarus*, Vol.156, 399 – 433.

Bottke, W.F., Rubincam, D.P. & Burns, J.A. (2000b). Dynamical Evolution of Main Belt Meteoroids: Numerical Simulations Incorporating Planetary Perturbations and Yarkovsky Thermal Forces. *Icarus*, 145(2), 301–331. doi:10.1006/icar.2000.6361

CHAPITRE 2 : DATATION ABSOLUE DES SURFACES PLANETAIRES

Bottke, W.F., Jedicke, R., Morbidelli, A., Petit, J-M. & Gladman, B. (2000a). Understanding the distribution of near-Earth asteroids, *Science*, Vol. 288, 2190 – 2194.

Bouley, S., Baratoux, D., Vaubaillon, J., Mocquet, A., Le Feuvre, M., Colas, F., Benkhaldoun, Z., et al. (2012). Power and duration of impact flashes on the Moon: Implication for the cause of radiation. *Icarus*, 218(1), 115–124. doi:10.1016/j.icarus.2011.11.028

Brož, M., Morbidelli, A., Bottke, W. F., Rozehnal, J., Vokrouhlický, D., & Nesvorný, D. (2013). Constraining the cometary flux through the asteroid belt during the late heavy bombardment. *Astronomy & Astrophysics*, 551, A117. doi:10.1051/0004-6361/201219296

Canup, Robin M. (2004). Simulations of a late lunar-forming impact. *Icarus*, 168(2), 433–456. doi:10.1016/j.icarus.2003.09.028

Canup, R M, & Esposito, L.W. (1996). Accretion of the Moon from an Impact-Generated Disk, *Icarus*, 446(119), 427–446.

Chapman, C.R., Cohen, B.A. & Grinspoon, D.H. (2007). What are the real constraints on the existence and magnitude of the Late Heavy Bombardment?, *Icarus*, Vol. 189, 233-245.

Chapman, C.R. & Haefner, R.R. (1967). A critique of methods for analysis of the diameter-frequency relation for craters with special application to the Moon, *Journal of Geophysical Research*, Vol. 72, 559.

Cremonese, G., Borin, P., Lucchetti, a., Marzari, F., & Bruno, M. (2013). Micrometeoroids flux on the Moon. *Astronomy & Astrophysics*, 551, A27. doi:10.1051/0004-6361/201220541

Culler, T. S. (2000). Lunar Impact History from $^{40}\text{Ar}/^{39}\text{Ar}$ Dating of Glass Spherules. *Science*, 287(5459), 1785–1788. doi:10.1126/science.287.5459.1785

Dalrymple, G.B. & Ryder, G. (1996). $^{40}\text{Ar}/^{39}\text{Ar}$ Age Spectra of Apollo 17 Highlands Breccia Samples by Laser Step-heating and the Age of the Serenitatis Basin, *Journal of Geophysical Research*, Vol. 101,26,069–26,084.

Daubar, I. J., McEwen, a. S., Byrne, S., Kennedy, M. R., & Ivanov, B. (2013). The current martian cratering rate. *Icarus*, 225(1), 506–516. doi:10.1016/j.icarus.2013.04.009

Deutsch, A. & Stöffler, D. (1987). Rb-Sr Analyses of Apollo 16 Melt Rocks and a New Age Estimate for the Imbrium Basin : Lunar Basin Chronology and the Early Heavy Bombardment of the Moon, *Geochimica et Cosmochimica Acta* (51), 1951–1964.

Drozd, R.J., Hohenberg, C.M., C.J. Morgan & Raiston C.E. (1974). Cosmic-ray exposure history at the apollo 16 and other lunar sites: lunar surface dynamics, *Geochimica et Cosmochimica Acta*, Vol. 38(10), 1625-1642.

CHAPITRE 2 : DATATION ABSOLUE DES SURFACES PLANETAIRES

Durda, D. D., Greenberg, R., & Jedicke, R. (1998). Collisional Models and Scaling Laws : A New Interpretation of the Shape of the Main-Belt Asteroid Size Distribution, *Icarus*, 135, 431–440.

Eberhardt, P., Geiss, J., Grögler, N., and Stettler, A. (1973). How Old is the Crater Copernicus?, *The Moon* 8, 104–114.

Gallant, J., Gladman, B., & Čuk, M. (2009). Current bombardment of the Earth–Moon system: Emphasis on cratering asymmetries. *Icarus*, 202(2), 371–382. doi:10.1016/j.icarus.2009.03.025

Gil-Hutton, R., & Brunini, A. (1999). Collisional evolution of the early asteroid belt. *Planetary and Space Science*, 47(3-4), 331–338. doi:10.1016/S0032-0633(98)00135-4

Gomes, R., Levison, H. F., Tsiganis, K., & Morbidelli, a. (2005). Origin of the cataclysmic Late Heavy Bombardment period of the terrestrial planets. *Nature*, 435(7041), 466–9. doi:10.1038/nature03676

Grieve, R. A. F. & Dence, M. R. (1979), The terrestrial cratering record. II. The crater production rate, *Icarus*, Vol. 38, p. 230–242.

Hartmann, W. K. (2005). Martian cratering 8: Isochron refinement and the chronology of Mars. *Icarus*, 174(2), 294–320. doi:10.1016/j.icarus.2004.11.023

Hartmann, W.K. (1999). Martian cratering VI: Crater count isochrons and evidence for recent volcanism from Mars Global Surveyor, *Meteoritics & Planetary Science*, Vol. 34, 167-177.

Hartmann, W.K. (1995). Planetary cratering 1. The question of multiple impactor populations: Lunar evidence, *Meteoritics*, Vol. 30, 451-467.

Hartmann, W. K. (1984). Does crater “saturation equilibrium” occur in the solar system? *Icarus*, 60(1), 56–74. doi:10.1016/0019-1035(84)90138-6

Hartmann, W.K. (1971). Martian cratering III: theory of crater obliteration, *Icarus*, Vol. 15, 410 – 428.

Hartmann, W. K. (1970). Lunar cratering chronology. *Icarus*, 13(2), 299–301. doi:10.1016/0019-1035(70)90059-X

Hartmann, W.K. (1969). Terrestrial, lunar, and interplanetary rock fragmentation, *Icarus*, Vol. 10, 201–213.

Hartmann, W. K. (1966). Early Lunar Cratering, *Icarus*, Vol. 5, 406–418.

CHAPITRE 2 : DATATION ABSOLUE DES SURFACES PLANETAIRES

Hartmann, W. K. (1965). Terrestrial and lunar flux of large meteorites in the last two billion years. *Icarus*, 4(2), 157–165. doi:10.1016/0019-1035(65)90057-6

Hartmann, W. K., Quantin, C., & Mangold, N. (2007). Possible long-term decline in impact rates. *Icarus*, 186(1), 11–23. doi:10.1016/j.icarus.2006.09.009

Hartmann, W. K., Neukum, G., Zentrum, D., & Berlin, D. (2001). CRATERING CHRONOLOGY AND THE EVOLUTION OF MARS, *Space Science Reviews*, 165–194.

Hartmann, W.K. & Gaskell, R.W. (1997). Planetary cratering 2: studies of saturation equilibrium, *Meteoritics & Planetary Science*, Vol. 32, 109 – 121.

Hartmann, W.K., Strom, R.G., Weidenschilling, S.J. et al. (1981), Chronology of planetary volcanism by comparative studies of planetary craters, *Basaltic Volcanism on the Terrestrial Planets*, Pergamon Press, Elmsford, NY, 1050 – 1127.

Hartmann, W.K. & Davis, D.R. (1975). Satellite-sized planetesimals and lunar origin, *Icarus*, Vol. 24, 504 – 515.

Hartmann, W.K. & Wood, C.A. (1971). Moon: origin and evolution of multi-ring basins, *Moon* 3, 3.

Hauber, E., Brož, P., Jagert, F., Jodłowski, P., & Platz, T. (2011). Very recent and widespread basaltic volcanism on Mars. *Geophysical Research Letters*, 38(10), n/a–n/a. doi:10.1029/2011GL047310

Hiesinger, H., Van der Bogert, C. H., Pasckert, J. H., Funcke, L., Giacomini, L., Ostrach, L. R., & Robinson, M. S. (2012). How old are young lunar craters? *Journal of Geophysical Research*, 117(February), E00H10. doi:10.1029/2011JE003935

Hiesinger, Harald, Jaumann, R., Neukum, G., & Head, J. W. (2000). Ages of mare basalts on the lunar nearside, *Journal of Geophysical Research*, Vol. 105(E12), 29239-29275.

Hodges, R.R. (1975). Formation of the lunar atmosphere, *Moon* 14, 139-157.

Holsapple, K. a., & Housen, K. R. (2007). A crater and its ejecta: An interpretation of Deep Impact. *Icarus*, 187(1), 345–356. doi:10.1016/j.icarus.2006.08.029

Horedt, G.P. & Neukum, G. (1984). Cratering rate over the surface of a synchronous satellite. *Icarus* 60, 710–717.

Ivanov, Boris A. (2001). Mars/moon cratering rate ratio estimates, *Chronology and evolution of Mars*, Vol. 96, 87-104.

CHAPITRE 2 : DATATION ABSOLUE DES SURFACES PLANETAIRES

Ivanov, B.A., Melosh, H.J., McEwen, A.S. and the HiRISE team (2009). Small impact crater clusters in high resolution HiRISE images II. *Lunar and Planetary Science Institute Conference Abstracts*, Vol.40, 1410.

Ivanov, B. A., Neukum, G., Bottke, W.F. & Hartmann, W.K. (2002). The Comparison of Size-Frequency Distributions of Impact Craters and Asteroids and the Planetary Cratering Rate, Asteroids III, 89–101.

Jaumann, R., Hiesinger, H., Anand, M., Crawford, I. A., Wagner, R., Sohl, F., Jolliff, B. L., et al. (2012). Geology, geochemistry, and geophysics of the Moon: Status of current understanding. *Planetary and Space Science*, 74(1), 15–41. doi:10.1016/j.pss.2012.08.019

Jessberger, E.K. (1983). ^{40}Ar - ^{39}Ar dating of North Ray crater ejecta I, *Proceedings 14th Lunar Planetary Science Conference*, 349-350.

Jessberger, E.K., Kirsten, T. & Staudacher, T. (1977). One Rock and Many Ages – Further Data on Consortium Breccia 73215, *Proceeding for 8th Lunar Science Conference*, 2567–2580.

Jolliff, B. L., Gillis, J. J., Haskin, L. A., Korotev, R. L., & Wieczorek, M. A. (2000). Major lunar crustal terranes : Surface expressions and crust-mantle origins, *Journal of geophysical Research*, 105(1999), 4197–4216.

König B. (1977). Investigations of primary and secondary impact structure on the Moon and laboratory experiments to the ejecta of secondary particles, *PhD Thesis*, Ruprecht Karl Univ., Heidelberg, 88 pp.

Le Feuvre, M., & Wieczorek, M. A. (2011). Nonuniform cratering of the Moon and a revised crater chronology of the inner Solar System. *Icarus*, 214(1), 1–20. doi:10.1016/j.icarus.2011.03.010

Lucchitta, B.K. (1977). Crater Clusters and Light Mantle at the Apollo 17 Site: A Result of Secondary Impact from Tycho, *Icarus*, Vol. 30, 80–96.

Lucchitta, B.K. & Sanchez, A.G. (1975). Crater Studies in the Apollo 17 Region, *Proceedings for the 6th Lunar Science Conference*, 2427–2441.

Malin, M. C., Bell, J. F., Cantor, B. a., Caplinger, M. a., Calvin, W. M., Clancy, R. T., Edgett, K. S., et al. (2007). Context Camera Investigation on board the Mars Reconnaissance Orbiter. *Journal of Geophysical Research*, 112(E5), E05S04. doi:10.1029/2006JE002808

Marchi, S., Bottke, W. F., Kring, D. a., & Morbidelli, A. (2012). The onset of the lunar cataclysm as recorded in its ancient crater populations. *Earth and Planetary Science Letters*, 325-326, 27–38. doi:10.1016/j.epsl.2012.01.021

CHAPITRE 2 : DATATION ABSOLUE DES SURFACES PLANETAIRES

Marchi, S., Mottola, S., Cremonese, G., Massironi, M., & Martellato, E. (2009). A New Chronology for the Moon and Mercury. *The Astronomical Journal*, 137(6), 4936–4948. doi:10.1088/0004-6256/137/6/4936

Marzari, F., Davis, D & Vanzani, V. (1995). Collisional evolution of asteroid families, *Icarus*, Vol. 113, 168-187.

Maurer, P., Eberhardt, P., Geiss, J., Grögler, N, Stettler, A. et al. (1978). Pre-Imbrian craters and basins: ages, compositions and excavation depths of Apollo 16 breccias, *Geochimica et Cosmochimica Acta*, Vol. 42, 1687-1720.

McEwen, A. S., & Bierhaus, E. B. (2006). The Importance of Secondary Cratering To Age Constraints on Planetary Surfaces. *Annual Review of Earth and Planetary Sciences*, 34(1), 535–567. doi:10.1146/annurev.earth.34.031405.125018

McEwen, a, Preblich, B., Turtle, E., Artemieva, N., Golombek, M., Hurst, M., Kirk, R., et al. (2005). The rayed crater Zunil and interpretations of small impact craters on Mars. *Icarus*, 176(2), 351–381. doi:10.1016/j.icarus.2005.02.009

Meyer, C., Jr., Brett, R., Hubbard, N.J., Morrison, D.A., McKay, D.S., Aitken, F.K., Takeda, H., & Schonfeld, E. (1971), Mineralogy, Chemistry and Origin of the KREEP Component in Soil Samples from the Ocean of Storms, *Proceedings for the 2nd Lunar Science Conference*, 393–411.

Michel, P. & Morbidelli, A. (2012). Population of impactors and the impact cratering rate in the inner Solar System, *Impact Cratering* (Osinski, R. & Pierazzo, E., Wiley-Blackwell eds.), 21-31.

Morbidelli, A., Brasser, R., Gomes, R., Levison, H.F. & Tsiganis, K. (2010). Evidence from the asteroid belt for a violent past evolution of Jupiter's orbit, *The Astronomical Journal*, Vol. 140, 1391-1401.

Morbidelli, A., Petit, J.M., Gladman, B. & Chambers J. (2000), a plausible cause of the Late Heavy Bombardment, *Meteoritics and Planetary Science*, Vol.36, 371-380.

Morbidelli, A., Bottke W.F., Froeschlé, C., & Michel, P. (1999). Origin and Evolution of Near-Earth Objects, *Asteroids III*, 409–422.

Morbidelli, A. & Gladman, B. (1998). Orbital and temporal distribution of meteorites originating in the asteroid belt, *Meteoritics and Planetary Science*, Vol. 33, 999-1016.

Nesvorný, D. (2002). The Flora Family: A Case of the Dynamically Dispersed Collisional Swarm?, *Icarus*, 157(1), 155–172. doi:10.1006/icar.2002.6830

CHAPITRE 2 : DATATION ABSOLUE DES SURFACES PLANETAIRES

Nesvorný, David, Vokrouhlický, D., Morbidelli, A., & Bottke, W. F. (2009). Asteroidal source of L chondrite meteorites. *Icarus*, 200(2), 698–701. doi:10.1016/j.icarus.2008.12.016

Neukum, G. (1983). Meteoritenbombardement and datierung planetarer oberflächen, *Habilitation Dissertation for Faculty membership*, Univ. of Munich, 186 pp.

Neukum, G., Jaumann, R., Hoffmann, H., Hauber, E., Head, J. W., Basilevsky, a T., Ivanov, B. a, et al. (2004). Recent and episodic volcanic and glacial activity on Mars revealed by the High Resolution Stereo Camera. *Nature*, 432(7020), 971–9. doi:10.1038/nature03231

Neukum, G., Ivanov, B. A., & Hartmann, W. K. (2001). Cratering records in the inner solar system in relation to the lunar reference system, *Space Science Reviews*, Vol. 96, Issue 1-4, 55 – 86.

Neukum G. & Ivanov B.A. (1994), Crater size distribution and impact probabilities on Earth from lunar, terrestrial-planet, and asteroid cratering data, Hazards due to comets and asteroids, T. Gehrels (ed.), Univ. Arizona Press, Tucson, 359 – 416.

Neukum, G. & Hiller, K. (1981). Martian Ages, *Journal of Geophysical Research*, Vol. 86, 3097–3121.

Neukum, G. & König, B. (1975). A study of lunar impact crater size-distributions, *The Moon*, Vol. 12, 201 – 229.

Neukum, G., König, B. & Fechtig, H. (1975). Cratering in the earth-moon system: consequences for age determination by crater counting, *Proceedings for the Lunar and Planetary conference*, 2597 – 2620.

Nyquist, L.E., Bogard, D.D., Shih, C.Y., Greshake, A., Stöffler, D. & Eugster, O. (2001). Ages and geologic histories of Martian meteorites, *Chronology and evolution of Mars*, Vol. 96, 105-164.

Pieters, C.M., Staid, M.I., Fischer, E.M., Tompkins, S. & He, G. (1997). A sharper view of impact craters from Clementine data, *Science*, Vol. 266, 1844-1848.

Podosek, F.A., Huneke, J.C., Gancarz, A.J. & Wasserburg, G.J. (1973). The Age and Petrography of Two Luna 20 Fragments and Inferences for Widespread Lunar Metamorphism, *Geochimica et Cosmochimica Acta*, Vol. 37, 887–904.

Prockter, L.M., Ernst, C.M., Denevi, B.W., Chapman, C.R., Head III, J. et al. (2010). Evidence for young volcanism on Mercury from the third MESSENGER flyby, *Science*, Vol. 329, 668, DOI: 10.1126/science.1188186.

Quantin, C., Mangold, N., Hartmann, W. K., & Allemand, P. (2007). Possible long-term decline in impact rates. *Icarus*, 186(1), 1–10. doi:10.1016/j.icarus.2006.07.008

Robbins, S. J., & Hynek, B. M. (2011). Secondary crater fields from 24 large primary craters on Mars: Insights into nearby secondary crater production. *Journal of Geophysical Research*, 116(E10), E10003. doi:10.1029/2011JE003820

Robinson, M. S., Brylow, S. M., Tschimmel, M., Humm, D., Lawrence, S. J., Thomas, P. C., Denevi, B. W., et al. (2010). Lunar Reconnaissance Orbiter Camera (LROC) Instrument Overview. *Space Science Reviews*, 150(1-4), 81–124. doi:10.1007/s11214-010-9634-2

Ryder, G., Bogard, D., Garrison, D. (2001). Probable age of Autolycus and calibration of lunar stratigraphy, *Geology*, Vol. 19, 143-146.

Ryder, G., Bogard, D. & Garrison, D. (1991). Probable age of Autolycus and calibration of lunar stratigraphy, *Geology*, Vol. 19, 143-146.

Safronov, V.S. (1972). Ejection of bodies from the Solar System in the course of the accumulation of the giant planets and the formation of the cometary cloud. In *The Motion, Evolution of Orbits, and Origin of Comets* (eds. G. A. Chebotarev, E. I. Kazimirchak-Polonskaia and B. G. Marsden), pp. 329-334. D. Reidel, Dordrecht, Holland.

Schmidt, R.M. & Housen, K.R. (1987). Some recent advances in the scaling of impact and explosion cratering, *International Journal of Impact Engineering*, Vol. 5, 543 – 560.

Schwadron, N. a., Baker, T., Blake, B., Case, a. W., Cooper, J. F., Golightly, M., Jordan, a., et al. (2012). Lunar radiation environment and space weathering from the Cosmic Ray Telescope for the Effects of Radiation (CRaTER). *Journal of Geophysical Research*, 117, E00H13. doi:10.1029/2011JE003978

Shoemaker, E.M. (1977). Astronomically observable crater-forming projectiles, *Impact and Explosion Cratering* (eds D.J. Roddy, R.O. Pepin and R.B. Merrill), Pergamon Press, New York, NY, 639 – 656.

Shoemaker, E.M. (1965b). Preliminary analysis of the fine structure of Mare Cognitum, Jet Propulsion Laboratory, *Californian Institute of Technology, Report 32 – 700*, 75 – 134.

Shoemaker, E.M. (1965a). Preliminary analysis of the fine structure of the lunar surface, *Jet Propulsion Laboratory Report 32 – 700*.

Shoemaker, E.M. & Wolfe, R.A. (1982). Cratering timescales for the Galilean satellites. In: *Morrison, D. (Ed.), Satellites of Jupiter. University of Arizona Press, Tucson.*, pp. 277–339.

Shoemaker, E.M., Batson, R.M., Bean, A.L., Conrad, C.Jr., Dahlem, D.H. et al. (1970). Preliminary geologic investigation of the Apollo 12 landing site, *Part A, geology of the Apollo 12 Landing Site, Apollo 12 Preliminary Science Report*, NASA SP-235.

CHAPITRE 2 : DATATION ABSOLUE DES SURFACES PLANETAIRES

Silver, L.T. (1971). U-Th-Pb Isotope Systems in Apollo 11 and 12 Regolithic Materials and a Possible Age for the Copernican Impact, *Eos, Transactions of the American Geophysical Union*, Vol. 52, p. 534.

Spudis, P.D. (1993), The geology of multi-ring basins: The Moon and other planets, *Cambridge University Press*.

Stöffler, D. (2006). Cratering History and Lunar Chronology. *Reviews in Mineralogy and Geochemistry*, 60(1), 519–596. doi:10.2138/rmg.2006.60.05

Stöffler, D. & Ryder G. (2001). Stratigraphy and isotope ages of lunar geologic units: chronological standard for the inner solar system, *Space Science Reviews*, Vol. 96, 9-54.

Stöffler, D., Bischoff, A., Borchardt, R., Burghel, A., Deutsch, A. et al. (1975). Composition and evolution of the lunar crust in the Descartes Highlands, Apollo 16, *Journal of Geophysical Research*, Vol. 90, C449-C506.

Stuart, J. S., & Binzel, R. P. (2004). Bias-corrected population, size distribution, and impact hazard for the near-Earth objects. *Icarus*, 170(2), 295–311. doi:10.1016/j.icarus.2004.03.018

Swindle, T.D., Spudis P.D., Taylor G.J., Korotev, R.L., Nichols R.H., & Olinger, C.T. (1991), Searching for Crisium Basin Ejecta: Chemistry and Ages of Luna 20 Impact Melts, *Proceedings for the 21st Lunar and Planetary Science Conference*, Vol. 21, 167–181.

Tajika, E. (2008). Theoretical constraints on early Earth's environment, *Viva Origino*, 36, 55–60.

Tera, F., Papanastassiou, D.A., Wasserburg, G.J. (1974). Isotopic evidence for a terminal lunar cataclysm, *Earth and Planetary Science Letters*, 22 (1974) 1-21

Turski, W. (1962). On the origin of lunar maria. *Icarus* 1 (1–6), 170–172.

Wacker, K., Müller, N. et Jessberger, E.K. (1983). ^{40}Ar - ^{39}Ar dating of North Ray crater ejecta II, *Meteoritics*, Vol. 18, 201.

Weber, R.C., Lin P-Y., Garner, E.J., Williams, Q. & Lognonné, P. (2011). Seismic detection of the lunar Core, *Science*, Vol. 331, 309-312.

Weissman, P.R. & Levison, H.F. (1997). The population of the transneptunian region. In *Pluto* (eds. D. J. Tholen and S. A. Stern), pp. 559-604. University Arizona Press., Tucson, Arizona, USA.

Werner, S.C. (2005). Major aspects of the chronostratigraphy and geologic evolutionary history of Mars, *PhD thesis (eds. Cuvillier Verlag)*.

CHAPITRE 2 : DATATION ABSOLUE DES SURFACES PLANETAIRES

Werner, S C, Morbidelli, A., Quantin, C., & Marchi, W. F. B. S. (2011). Timing of the early geological evolution on Moon and Mars, *European Planetary Science Conference*, 6, 20–21.

Werner, Stephanie C., & Medvedev, S. (2010). The Lunar rayed-crater population — Characteristics of the spatial distribution and ray retention. *Earth and Planetary Science Letters*, 295(1-2), 147–158. doi:10.1016/j.epsl.2010.03.036

Werner, Stephanie C., Ivanov, B. a., & Neukum, G. (2009). Theoretical analysis of secondary cratering on Mars and an image-based study on the Cerberus Plains. *Icarus*, 200(2), 406–417. doi:10.1016/j.icarus.2008.10.011

Wiesel, W. (1971). The meteorite flux at the lunar surface. *Icarus* 15, 373–383.

Wilhelms, D.E. (1987). The geologic history of the Moon, *U.S. Geological Survey Professional Paper* 1348, pp 302.

Wilhelms, G.W. (1979). Relative ages of lunar basins, *Reports of Planetary geology Program 1978 – 1979*, NASA TM-80339, 135- 137.

Wolfe, E.W., Lucchitta, B.K., Reed, V.S., Ulrich, G.E. & Sanchez, A.G. (1975), Geology of the Taurus-Littrow Valley Floor, *Proceedings for the 6th Lunar Science Conference*, 2463–2482.

Wood, J.A. (1973). Bombardment as a cause of the lunar asymmetry. *Earth Moon Planet.* 8, 73–103.

Yurimoto, H. (2012). Characteristics of asteroid Itokawa from Hayabusa return samples, Origin of Matter and Evolution of Galaxies 2011, *AIP Conference Proceedings*, Vol. 1484, 139 – 141.

Zahnle, K., Dones, L. & Levison, H.F. (1998). Cratering rates on the Galilean satellites. *Icarus*, 136, 202–222.

Zappalà, V., Cellino, A., Gladman, B. J., Manley S. & Migliorini, F. (1997) Asteroid showers on Earth after family breakup events. *Icarus*, Vol.134, 176–179.

Chapitre 3 : Traitement des données et méthodes d'analyses

3.1 Introduction	109
3.2 Les données utilisées	109
3.2.1 <i>Données d'imagerie orbitales disponibles</i>	109
3.2.2 <i>Les données d'imagerie orbitale utilisées</i>	114
3.2.2.1 <i>Les images Clementine</i>	114
3.2.2.2 <i>Les images LROC</i>	115
3.2.2.3 <i>Les données altimétriques LOLA</i>	119
3.3 Traitement et utilisation des données par Système d'information Géographique (SIG)	120
3.3.1 <i>Données LROC brutes</i>	120
3.3.1.1 <i>Format des données</i>	120
3.3.1.2 <i>Système de coordonnées des données LROC</i>	121
3.3.2 <i>Pré-traitement des images LROC WAC</i>	121
3.3.3 <i>Géoréférencement des données LROC</i>	123
3.3.4 <i>Mise en œuvre d'un Système d'Information Géographique</i>	124
3.3.4.1 <i>Les données insérées et leur projection</i>	125
3.3.4.2 <i>Choix des projections de travail</i>	125
3.4 Analyse de la distribution de taille des cratères	126
3.4.1 <i>Cartographie des cratères d'impacts</i>	126
3.4.2 <i>Mesures de densités de cratères multi-échelle</i>	127
3.4.3 <i>L'aire des surfaces considérées</i>	128
3.4.4 <i>Représentation graphique des comptages</i>	129
3.5 Détermination des âges des surfaces observées	130
3.5.1 <i>Les âges absolus</i>	130
3.5.2 <i>Calcul des pentes des distributions</i>	131
3.6 Limites des analyses des distributions de taille des cratères d'impact et des déterminations des âges	132
3.6.1 <i>Hétérogénéités des densités de cratères mesurées</i>	132
3.6.2 <i>La cratérisation secondaire</i>	133
3.6.3 <i>Le resurfaçage des fonds des cratères d'impact</i>	134

3.7 Conclusion	136
Références	137

3.1 Introduction

Dans le chapitre 2 nous avons présenté les différents modèles de datations par mesures de densités de cratères. Nous avons vu la méthodologie avec laquelle ils ont été construits et ce que cela implique pour l'estimation du flux d'impact passé. Ainsi nous avons constaté que le flux d'impact sur les 2,7 derniers milliards d'années comporte encore des incertitudes. Ces incertitudes sont amplifiées par les résultats issus des modèles dynamiques d'évolution du système solaire interne (Bottke et al. (2007), Nesvorny et al. (2007)) et par les études de la répartition des âges des sphérules de verres lunaires. Nous avons donc décidé d'étudier les cratères rayés lunaires car ce sont les surfaces lunaires les plus jeunes et que la Lune développe peu d'activités géologiques susceptibles de dégrader ces structures depuis environ 3 milliards d'années. Nous pensons donc que la surface lunaire ait enregistré le flux d'impact passé via les cratères rayés.

L'étude des cratères rayés lunaires nécessite des images avec une résolution suffisante pour pouvoir déterminer les distributions de taille des cratères à la surface de ces structures. Dans ce chapitre 3 nous détaillerons tout d'abord les caractéristiques de chaque type de données utilisé. Nous expliquerons les processus de traitement développés pour chaque type de données et la façon dont nous les utilisons sous systèmes d'informations géographiques.

Nous détaillerons ensuite la méthodologie nous permettant de déterminer les distributions de taille des cratères d'impact sur le fond des cratères rayés lunaires. Nous présenterons par la suite comment nous définissons un âge absolu à partir de ces mesures de densités de cratères.

Enfin nous terminerons ce chapitre en discutant des limites de chaque étape nous permettant de passer de l'image brute d'un cratère rayé lunaire à la détermination de l'âge absolu de ce cratère rayé.

3.2 Les données utilisées

3.2.1 Données d'imagerie orbitales disponibles

La majorité des données d'imagerie de la surface lunaire ont été acquises au cours de missions principalement financées par la NASA depuis le début des années 1960. Les premières images orbitales ont été enregistrées pendant le programme Apollo soit par les sondes des missions Lunar Orbiter préparant l'alunissage des astronautes soit par des photographies prises depuis l'orbite par ces mêmes astronautes. Depuis le début des années 1990 les missions spatiales se développent de plus en plus. La NASA a ainsi lancé en orbite lunaire les sondes Clementine (1994) et LRO (2009) ayant pour objectif d'obtenir des images de la surface lunaire avec une résolution spatiale de plus en plus élevée atteignant 0,5 m par pixel pour les clichés les plus précis.

De la même façon les agences spatiales européennes (ESA), indiennes (ISRO), japonaises (JAXA) et chinoises (CNSA) ont développé des programmes spatiaux dans le but d'acquérir des images de l'ensemble de la surface lunaire (Table 3.1).

CHAPITRE 3 : TRAITEMENT DES DONNEES ET METHODES D'ANALYSES

Nom des missions	Objectifs	Instrument	Résolution des images	Période d'acquisition
Apollo 8	Acquérir des images stéréoscopiques de la face cachée de la Lune pendant au moins 2 révolutions, des images de cibles prédéterminées et des images de potentiels sites d'alunissages.	2 caméras Hasselblad avec une distance focale (DF) de 70 mm 1 caméra Maurer avec une DF de 16 mm	~ 100 m par pixel	21 - 27 décembre 1968
Apollo 10	Acquérir des images de la Lune et de la Terre à longue distance et du site d'alunissage de la mission Apollo 11	Caméras Hasselblad 500 EL avec des lentilles Zeiss panacolor de 60, 80 et 250 mm.	~ 100 m par pixel	18 - 26 mai 1969
Apollo 11	Photographier des régions d'intérêt scientifique et obtenir des bandes stéréoscopiques de la face visible et de la face cachée.	1 caméra Hasselblad de 70 mm de DF 1 caméra Maurer 16 mm d'acquisition de données	~ 100 m par pixel	16 - 24 juillet 1969
Apollo 12	Obtenir des images des futurs sites d'alunissages et trouver des sites d'intérêts scientifiques plus importants que les sites des missions Apollo 11 et 12.	1 caméra électrique Hasselblad de 70 mm de DF 1 caméra Maurer 16 mm d'acquisition de données avec des lentilles de 5, 10, 18 et 75 mm de DF.	~ 100 m par pixel	14 - 24 novembre 1969
Apollo 13	Photographier des régions d'intérêt scientifique et obtenir des bandes stéréoscopiques de la face visible et de la face cachée	2 caméras Hasselblad de 70 mm de DF 2 caméra Maurer 16 mm d'acquisition de données avec des lentilles de 5, 10, 18 et 75 mm de DF.	~ 100 m par pixel	11 - 17 avril 1970
Apollo 14	Photographier des régions d'intérêt scientifique et obtenir des bandes	1 caméra Hasselblad de 70 mm de DF 3 caméra Maurer 16 mm d'acquisition de	~ 100 m par pixel	31 janvier – 9 février 1971

CHAPITRE 3 : TRAITEMENT DES DONNEES ET METHODES D'ANALYSES

	stéréoscopiques de la face visible et de la face cachée	données avec des lentilles de 5, 10, 18 et 75 mm de DF.		
Apollo 15	Photographier des régions d'intérêt scientifique et obtenir des bandes stéréoscopiques de la face visible et de la face cachée	1 caméra Hasselblad de 70 mm de DF 1 caméra Maurer 16 mm d'acquisition de données 1 caméra panoramique 1 système de caméra de cartographie	~ 100 m par pixel	26 juillet – 7 août 1971
Apollo 16	Photographier des régions d'intérêt scientifique et obtenir des bandes stéréoscopiques de la face visible et de la face cachée	1 caméra Hasselblad de 70 mm de DF 1 caméra Maurer 16 mm d'acquisition de données 1 caméra panoramique 1 système de caméra de cartographie	~ 100 m par pixel	16 - 27 avril 1972
Apollo 17	Photographier des régions d'intérêt scientifique et obtenir des bandes stéréoscopiques de la face visible et de la face cachée	1 caméra Hasselblad de 70 mm de DF 1 caméra Maurer 16 mm d'acquisition de données 1 caméra panoramique 1 système de caméra de cartographie	~ 100 m par pixel	7 - 19 décembre 1972
Chandrayaan-1	Générer des images haute résolution de la totalité de la surface lunaire	Terrain Mapping Camera	5 m par pixel	8 novembre 2008 – 28 août 2009
Chang'e I	Obtenir des images 3D de la totalité de la surface lunaire	Camera CCD	120 m par pixel	5 novembre 2007 – 1 mars 2009
Chang'e II	Obtenir des images	Caméra CCD	7 m par pixel	6 octobre 2010

CHAPITRE 3 : TRAITEMENT DES DONNEES ET METHODES D'ANALYSES

	3D de la totalité de la surface lunaire			- 8 juin 2011
Clementine	Réaliser une couverture d'images globale de la Lune	HIRES : High Resolution Camera	7 à 20 m par pixel	19 février - 3 mai 1994
KAGUYA (SELENE)	Réaliser une couverture d'images globale de la Lune	Terrain camera (caméra multi-bande)	10 m par pixel	3 octobre 2007 - 10 juin 2009
Luna 12	Acquérir des images de la surface lunaire depuis l'orbite.	Système de télévision	14,9 à 19,8 m par pixel	25 octobre 1966 - 19 janvier 1967
Luna 19	Acquérir des images de la surface lunaire depuis l'orbite.	Système de télévision	14,9 à 19,8 m par pixel	3 octobre 1971 - 20 octobre 1972
Luna 22	Acquérir des images de la surface lunaire depuis l'orbite.	Système de télévision	14,9 à 19,8 m par pixel	2 juin 1974 - novembre 1975
Lunar Orbiter 1	Acquérir des images dans le domaine du visible des sites d'alunissages des missions Apollo.	Système photographique composé d'une caméra à double lentille, une lentille avec une DF de 80 mm et une lentille avec une DF de 610 mm	200 à 1000 m par pixel pour les images à basse résolution 20 à 130 m par pixel pour les images à haute résolution	18 - 29 août 1966
Lunar Orbiter 2	Acquérir des images dans le domaine du visible des sites d'alunissages des missions Apollo.	Système photographique composé d'une caméra à double lentille, une lentille avec une DF de 80 mm et une lentille avec une DF de 610 mm	200 à 1000 m par pixel pour les images à basse résolution 20 à 130 m par pixel pour les images à haute résolution	18 - 25 novembre 1966
Lunar Orbiter 3	Acquérir des images dans le domaine du visible des sites d'alunissages des missions Apollo.	Système photographique composé d'une caméra à double lentille, une lentille avec une DF de 80 mm et une lentille avec une DF de 610 mm	200 à 1000 m par pixel pour les images à basse résolution 20 à 130 m par pixel pour les images à haute résolution	15 - 23 novembre 1967

CHAPITRE 3 : TRAITEMENT DES DONNEES ET METHODES D'ANALYSES

Lunar Orbiter 4	Photographier la face cachée de la Lune.	Système photographique composé d'une caméra à double lentille, une lentille avec une DF de 80 mm et une lentille avec une DF de 610 mm	200 à 1000 m par pixel pour les images à basse résolution 20 à 130 m par pixel pour les images à haute résolution	11 – 16 mai 1967
Lunar Orbiter 5	Compléter l'acquisition d'images de la face cachée de la Lune	Système photographique composé d'une caméra à double lentille, une lentille avec une DF de 80 mm et une lentille avec une DF de 610 mm	200 à 1000 m par pixel pour les images à basse résolution 20 à 130 m par pixel pour les images à haute résolution	6 - 18 août 1967
Lunar Reconnaissance Orbiter	Déterminer les conditions d'illumination et les potentielles ressources aux pôles et réaliser une couverture globale de la Lune avec les images basse résolution (WAC). Sélectionner de potentiels sites d'alunissages avec les images à haute résolution (NAC).	Lunar Reconnaissance Orbiter Camera : 2 caméras à angle réduit 1 caméra grand angle	50 cm par pixel avec les caméras à angle réduit 60 m par pixel avec la caméra grand angle	En cours depuis le 23 juin 2009
SMART-1	Réaliser une couverture d'images globale de la Lune	AMIE : Advanced Moon micro-Imager Experiment (caméra multi-bande)	80 m par pixel	15 novembre 2004 – 3 septembre 2006

Table 3.1: Données d'imagerie disponibles prises depuis l'orbite lunaire depuis le début de l'exploration lunaire.

Les données traitées au cours de cette thèse sont mises en libre accès sur les serveurs de la NASA (PDS : Planetary Data System). Les responsables de la mission LRO possèdent toutefois l'exclusivité des données durant 3 mois avant de rendre leur utilisation libre et

gratuite. La sélection des images se fait par localisation géographique sur le site internet de l'instrument Lunar Reconnaissance Orbiter Camera. Une interface expose les empreintes des images disponibles sur un planisphère lunaire et les images sélectionnées via leur empreinte peuvent être pré-visualisées avant de les télécharger. La recherche d'images peut également être faite en utilisant l'identifiant de l'image. Les données sont ensuite téléchargées, géoréférencées puis insérées dans des systèmes d'informations géographiques dans le but de développer une base de données des sites étudiés.

Les cartes globales géoréférencées de la Lune sont téléchargées sur le site de l'USGS (United States Geological Survey) en libre accès sur le PIGWAD (Planetary Interactive G.I.S. on the Web Analyzable Database). Ces cartes globales sont des mosaïques d'images directement insérables sous systèmes d'informations géographiques.

3.2.2 Les données d'imagerie orbitale utilisées

Les données utilisées dans cette thèse sont des images panchromatiques et des données topographiques. Afin de travailler sur la surface globale de la Lune nous avons utilisé une mosaïque réalisée à partir de données Clementine acquises à 750 nm de longueur d'onde sur laquelle nous avons superposé les images Lunar Reconnaissance Orbiter qui sont à plus haute résolution spatiale (Table 3.1). La topographie lunaire est disponible grâce aux données altimétriques de l'instrument LOLA embarqué sur la sonde LRO.

3.2.2.1 Les images Clementine

Les images visibles Clementine ont été acquises par l'instrument HIRES (High-Resolution Camera, Figure 3.1) entre les mois de janvier et juin 1994. La caméra haute résolution était composée d'un télescope avec un intensificateur d'image et un imageur à transfert de trame CCD (Charge-Coupled Device). L'imageur était une caméra CCD Thompson avec une roue porte filtre à 6 positions. Les 6 filtres étaient constitués d'un filtre large-bande de 400 à 800 nm, de 4 filtres à bandes étroites avec des longueurs d'ondes centrées sur 415 nm (40 nm), 560 nm (10 nm), 650 nm (10 nm) et 750 nm (20 nm), et un couvercle opaque pour protéger l'intensificateur d'image. Le champ couvert par l'objectif était de 0,3 x 0,4 degrés produisant une taille d'image de 288 x 384 pixels avec une résolution de 7 à 20 m en fonction de l'altitude du satellite. La vitesse nominale de prise d'image est de 10 clichés par secondes.



Figure 3.1: Caméra haute résolution (HIRES) de la sonde Clementine (Crédit : NASA).

3.2.2.2 Les images LROC

Les images dans les longueurs d'ondes du visible de la sonde Lunar Reconnaissance Orbiter sont enregistrées depuis 2009 par 3 caméras et sont toujours en cours d'acquisition en 2013. Deux caméras à angle étroit (NAC) et une caméra grand angle (WAC) sont disposées sur le satellite (Figure 3.2). Les images NAC sont ciblées souvent sur des zones d'intérêt scientifiques comme les sites d'alunissages potentiels ou les zones polaires par exemple. Ces images doivent aussi permettre de créer une base de données sur les figures morphologiques lunaires, de caractériser les propriétés du régolithe et de déterminer les derniers impacts formés sur la surface lunaire depuis les missions Apollo.

La majorité des cratères rayés lunaires a été photographiée par les caméras de la sonde LRO car ces cratères ont un grand intérêt pour la communauté scientifique. Les cratères rayés ont des couvertures d'éjectas et des rais bien définis ce qui permet d'analyser précisément la matière excavée lors de l'impact et d'estimer la profondeur à laquelle l'échantillon était avant l'impact. De plus comme tous les cratères, les cratères rayés sont des foreurs naturels ayant pu extraire des roches de sub-surface.

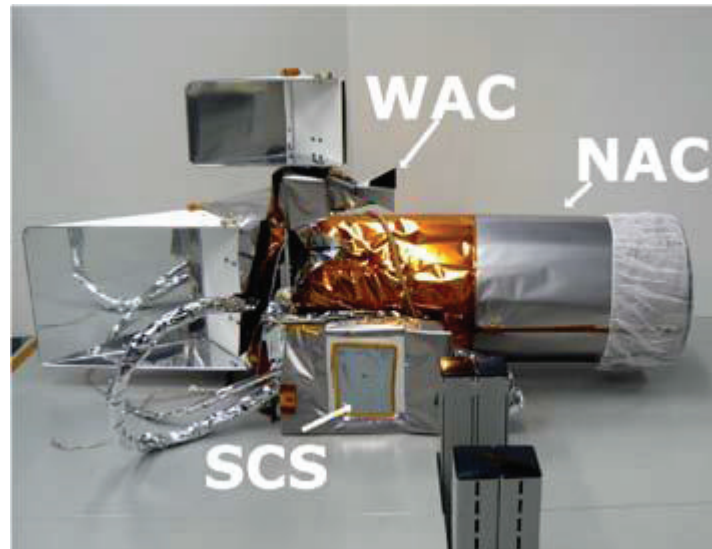


Figure 3.2: Caméras WAC et NAC de la sonde Lunar Reconnaissance Orbiter, SCS : Sequence and Compressor System (Crédits : NASA).

Les deux caméras NAC sont référencées NAC-L (NAC-Left) et NAC-R (NAC-Right) (Robinson et al. (2010), Figure 3.3). Chaque caméra utilise un télescope avec une lentille focale de 700 mm qui envoie l'image sur un capteur push broom. La mémoire tampon de chaque caméra est de 256 Mb ce qui permet d'obtenir une longueur d'image d'environ 25 km (Table 3.2). La longueur de l'image peut atteindre 104 km si elle est traitée par binning (association d'un groupe de pixels en un pixel unique revenant à dégrader la résolution). Les images LROC ont enregistré plus de 700 000 clichés ciblant des endroits considérés comme intéressants de la surface lunaire.

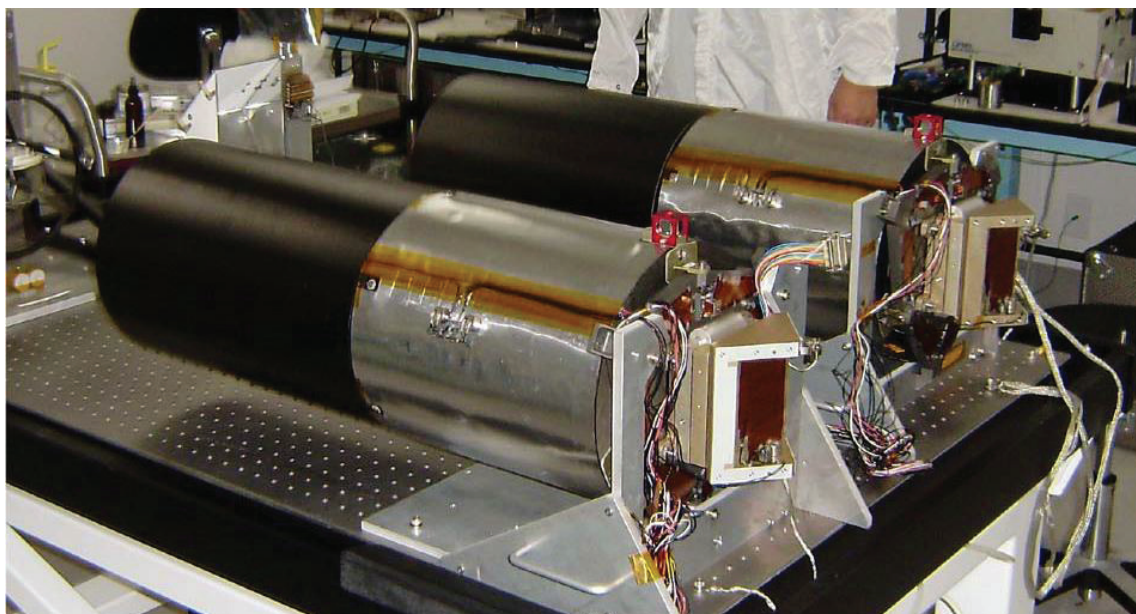


Figure 3.3: Caméras à angle serré, le diamètre de chaque tube est de 27 cm, d'après Robinson et al. (2010).

Les 2 NACs sont montées de façon à ce que leur barrette de CCD soit perpendiculaire à la trajectoire du satellite. Les 2 images issues des caméras ont un recouvrement commun de 135 pixels environ et la NAC-R est décalée de $0,106^\circ$ en avant de la NAC-L (Figure 3.4) (Robinson et al. (2010)).

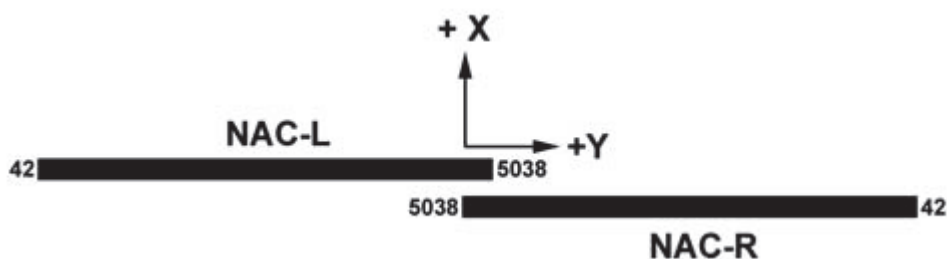


Figure 3.4: Orientations des CCDs des NACs montées sur LRO. Les chiffres correspondent aux nombres de pixels, les images issues de ces caméras se recouvrent d'environ 135 pixels sur l'axe Y et sont séparées de $0,106^\circ$ sur l'axe X, d'après Robinson et al. (2010).

La caméra grand angle (WAC : wide angle camera) de la sonde LRO (Figure 3.5) a été conçue pour produire des images à une résolution de 100 m/pixel (Robinson et al. (2010)). Deux longueurs d'ondes sont disponibles dans l'ultraviolet et les cinq autres bandes sont dans le visible (Table 3.2). Les images WAC ont couvert la totalité de la surface lunaire dans le visible.

CHAPITRE 3 : TRAITEMENT DES DONNEES ET METHODES D'ANALYSES

Au cours du travail effectué dans cette thèse les images LROC nous ont permis de cartographier les cratères lunaires à plusieurs échelles. Les images WAC nous ont permis d'étudier la distribution des populations de cratères avec un diamètre supérieur à 200 m et les images NAC nous ont donné accès à la distribution des cratères de tailles métriques. Les images WAC nous ont également permis de réaliser des cartographies précises de plusieurs cratères rayés lunaires ainsi que du site d'alunissage de la mission Apollo 17 (cf. chapitre 4).

Données	Instrument	Résolution	Taille de l'image	Champ couvert	Poids de l'image
NAC	Caméra munie d'un télescope avec une lentille focale de 700 mm avec un capteur push broom panchromatique de 5000 pixels.	0,5 m par pixel	De 5*25 km à 5*104 km (en traitement par binning)	2,85 °	12 bits par pixel
WAC	Capteur CCD de 1000*1000 pixels à 7 filtres monochromes à 320, 360, 415, 565, 605, 645 et 690 nm.	100 m par pixel dans le visible 400 m dans l'UV	104*104 km	60 à 80 °	11 bits par pixel

Table 3.2: Caractéristiques des images des NACs et de la WAC de la sonde LRO, d'après Robinson et al. (2010).

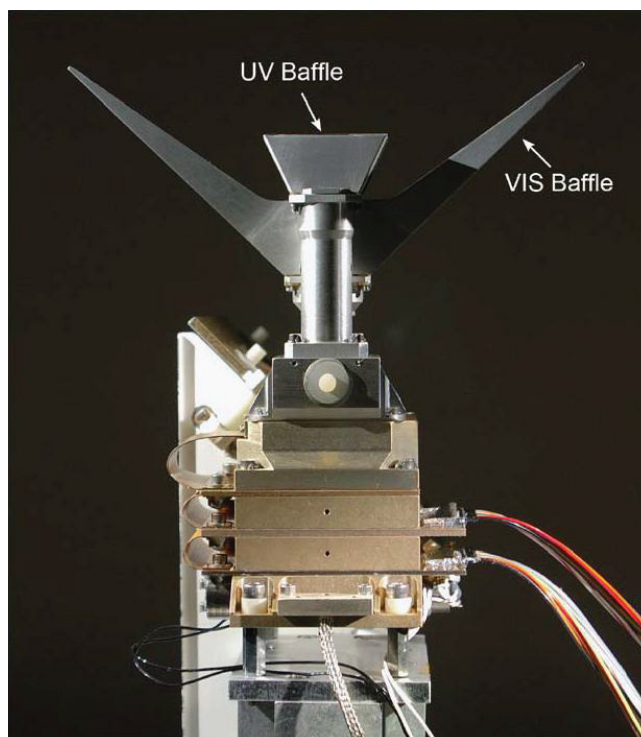


Figure 3.5: Caméra grand angle de la sonde LRO. Les flèches montrent le déflecteur des bandes dans l'UV et le déflecteur des bandes dans le visible dont la largeur est de 15,95 cm, d'après Robinson et al. (2010).

3.2.2.3 Les données altimétriques LOLA

Les données LOLA (Lunar Orbiter Laser Altimeter) utilisées nous renseignent sur la topographie de la surface lunaire. L'instrument produit un faisceau laser en direction du sol lunaire et calcule le temps nécessaire au retour du signal afin de définir l'altitude de la surface. L'impulsion du laser est de 6 ns et est émise depuis une altitude optimale de 50 km sur une longueur d'onde de 1,064 nm. L'instrument produit 5 impulsions simultanées 28 fois par secondes avec un espacement au sol de 20 m entre chaque impulsion. La précision de la mesure est estimée à 10 cm. L'altimètre laser mesure également l'étalement de l'impulsion laser et l'énergie retournée afin de déterminer respectivement la rugosité et la réflectance du sol (Riris et al. (2010)). La totalité des points de mesures est interpolé sur une grille de pixels afin de réaliser des modèles numériques de terrain (MNT). Lorsque qu'une zone de la grille dispose de plusieurs mesures, celles-ci sont moyennées afin d'avoir une seule valeur par zone.

Le développement de la carte topographique globale de la Lune a nécessité environ 1 milliard de tirs lasers le long de trajectoires orbitales espacées de $0,1^\circ$ au sol (Figure 3.6). Cela correspond à un espacement de 4,5 km à l'équateur et de moins de 200 m aux pôles entre deux passages de sonde.

L'établissement de cartes topographiques de la Lune à haute résolution doit permettre la définition de futurs sites d'alunissages lunaires. D'un point de vue scientifique la mise en

place d'une telle cartographie a notamment permis de définir avec plus de précision les limites des bassins d'impacts lunaires (Romine et Frey (2011)).

Dans le cadre du travail réalisé au cours de cette thèse, les données LOLA nous ont permis d'étudier le contexte géologique de chacun des cratères rayés.

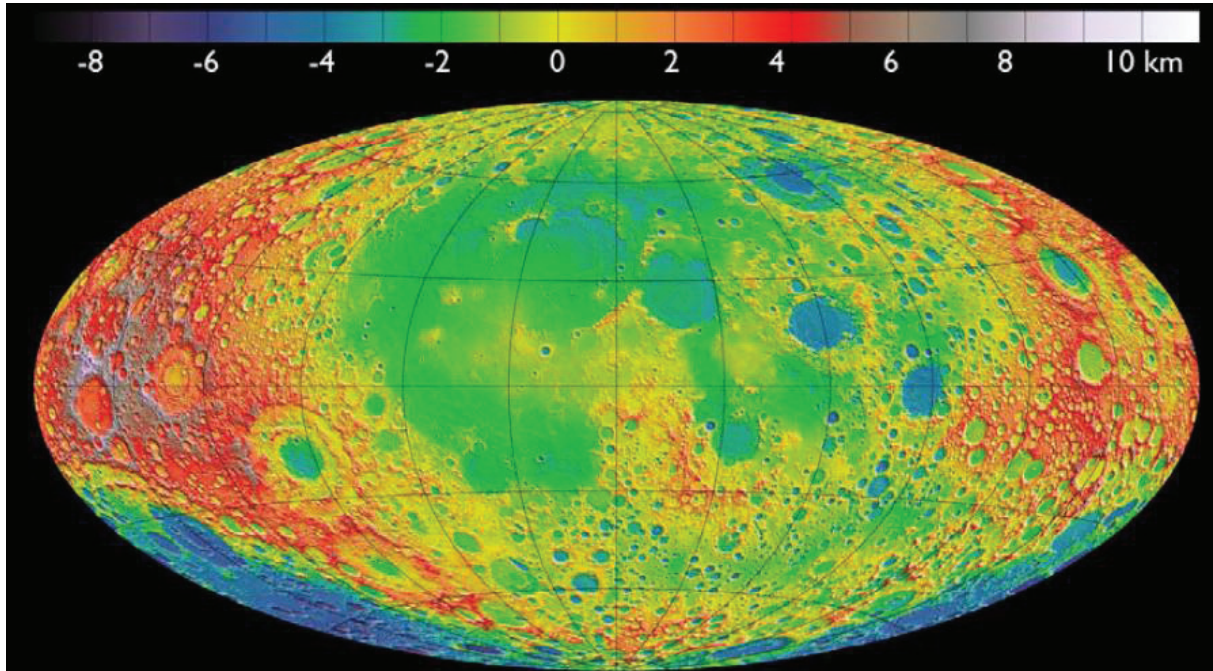


Figure 3.6: Carte topographique globale réalisée en 2010 grâce à l'instrument LOLA, d'après Riris et al. (2010).

3.3 Traitement et utilisation des données par Système d'information Géographique (SIG)

La combinaison de données de résolutions spatiales différentes est nécessaire pour couvrir toutes les gammes de classes de cratères depuis les diamètres de 4 m jusqu'au kilomètre. Afin de pouvoir travailler avec des données dont les formats et les caractéristiques varient nous utilisons les systèmes d'information géographique (SIG)

3.3.1 Données LROC brutes

3.3.1.1 Format des données

Les images brutes LROC sont téléchargées en format Image (fichier avec une extension .img) sur le site internet de l'instrument Lunar Reconnaissance Orbiter Camera. A chaque image est associée un fichier label (fichier entête avec une extension .lbl) synthétisant

toutes les informations des conditions d'acquisition d'image comme le numéro de l'orbite, l'heure de début et de fin d'acquisition ou encore la température de la sonde par exemple.

Le fichier entête contient aussi toutes les informations concernant l'image telles que le nombre lignes de l'image et les coordonnées des 4 pixels situés aux coins de l'image (cf. Annexe E).

L'ensemble des données fournies dans les fichiers label de chacune des images disponibles sur le PDS sont rassemblées dans une table (fichier avec une extension .tab) disponible en libre accès sur le site. Ce tableau, après la dernière mise à jour de septembre 2013, occupe un volume de 946 Mo et nous allons nous en servir pour extraire automatiquement les informations de chacune des images utilisées dans ce travail (cf. section 3.2.3).

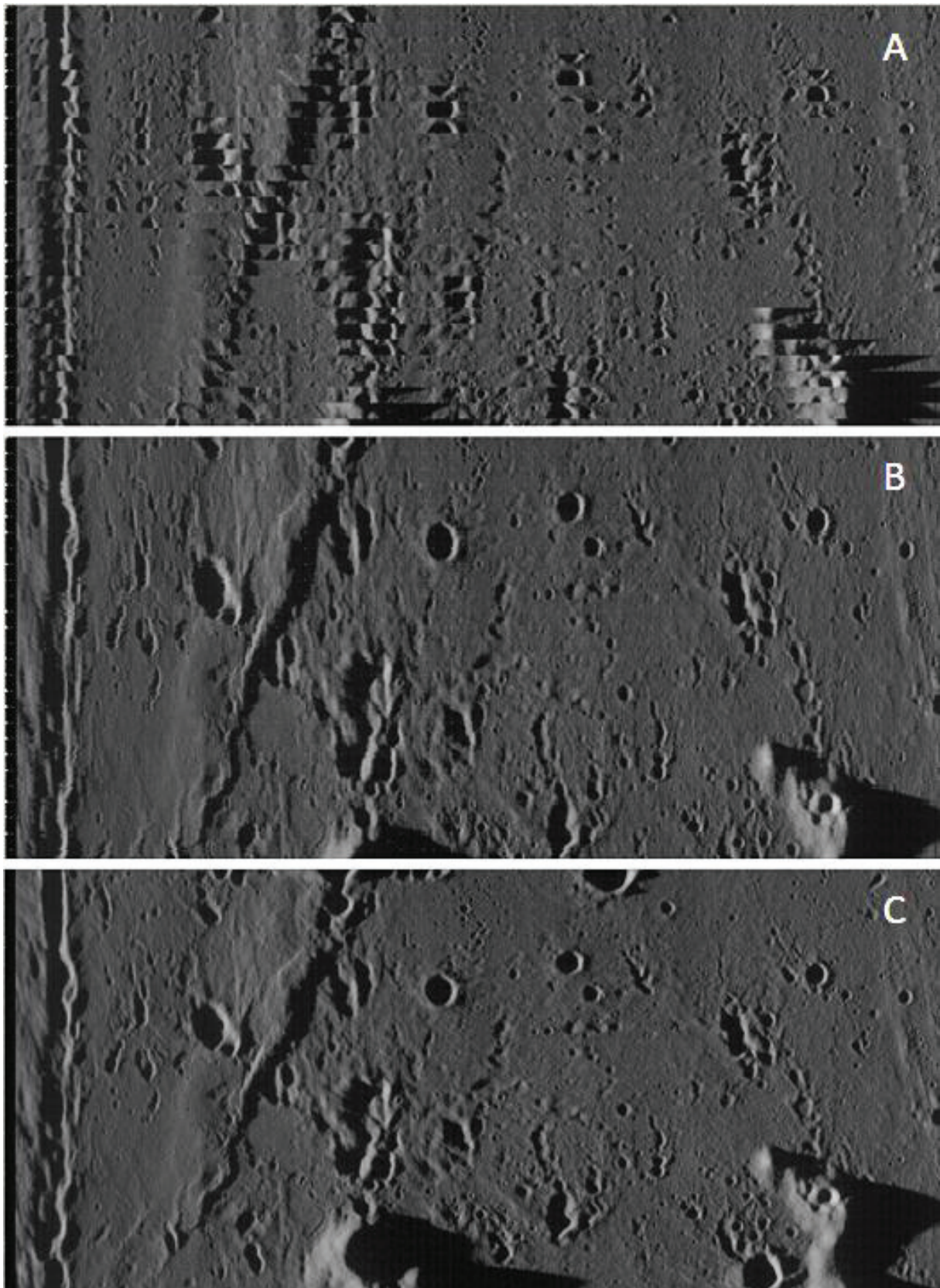
3.3.1.2 Système de coordonnées des données LROC

Un système de coordonnées lunaires standard a été mis en place afin que les données de la mission LRO puissent être utilisées par l'ensemble de la communauté scientifique (LRO Project and LGCWG White Paper (2008)). Le système de coordonnées utilisé pour cette mission est le système de coordonnées géographiques « Moon 2000 », défini par l'International Astronomical Union. Ce système de coordonnées géographiques est un modèle de sphéroïde lunaire avec un rayon équatorial de 1737,4 km égal au rayon polaire. Le méridien primaire lunaire est défini par la droite passant par le point lunaire le plus proche de la Terre (Walden et al. (2002)). Dans ce système de coordonnées géographiques, la longitude varie de 0 à 360° vers l'est.

La position des images LROC sur le sphéroïde lunaire est définie par les coordonnées des 4 coins de l'image. Ces coordonnées sont déterminées en fonction de la position de la sonde qui est connue à 25 m près. L'erreur sur les coordonnées n'excède pas les 1/1000^{ème} de degrés soit environ à 35 m près.

3.3.2 Pré-traitement des images LROC WAC

Le format brut des images LROC WAC est inexploitable. En effet, ces images sont fournies avec des séquences de bandes horizontales désordonnées (Figure 3.7). Nous avons corrigé cet effet avec un utilitaire donné par l'équipe LROC : LROC WAC Previewer. Cet outil est fourni en libre accès et permet d'inverser les bandes des images et de supprimer les espaces entre ces bandes.



*Figure 3.7: Traitement préliminaire des images WAC via l'utilitaire LROC WAC Previewer.
A: Image WAC brute; B: Images WAC après l'inversion des bandes de l'image; C: Image WAC après la suppression des espaces entre les bandes d'images.*

3.3.3 Géoréférencement des données LROC

Le géoréférencement des données consiste à définir des coordonnées géographiques pour chaque pixel d'une image. Cette étape est indispensable à l'insertion des images dans des systèmes d'informations géographiques (Figure 3.9).

Le géoréférencement des données LROC se fait grâce à un programme développé sous langage IDL dans le système de coordonnées Moon 2000. Ce programme fût mis en œuvre à l'origine par C. Quantin pour les images de l'instrument Mars Orbiter Camera de la mission Mars Global Surveyor. Le but du programme est de calculer pour chaque image les coordonnées géographiques de chaque pixel de l'image. Pour cela le programme doit accéder à la liste des images à traiter, aux paramètres techniques de l'image.

Ce programme IDL fût modifié (Figure 3.8) pour être appliqué au géoréférencement des données LROC. Tout d'abord les paramètres de la planète Mars ont été remplacés par ceux de la Lune. Ensuite, le programme a été adapté à la lecture du tableau récapitulant toutes les informations techniques de chacune des images LROC (.tab). Ce tableau est mis à jour à chaque mise en ligne de nouvelles données LROC (environ tous les 3 mois).

Le programme débute donc en lisant une liste d'images à géoréférencer. Puis, pour chaque image, le programme cherche dans le fichier TAB les informations techniques de l'image à géoréférencer. Il en extrait les coordonnées des 4 coins de l'image, ainsi que le nombre de lignes et de colonnes de l'image. Puis le programme exécute une routine ENVI qui recalcule pour chaque pixel de l'image des coordonnées à partir des coordonnées des 4 coins de l'image.

Le produit du programme est une image en format GEOTIFF. Le format GEOTIFF est constitué d'une image en .tif, et d'un fichier .tfw qui contient les informations de géoréférencement de l'image. Ce format est lu par les logiciels de systèmes d'informations géographiques.

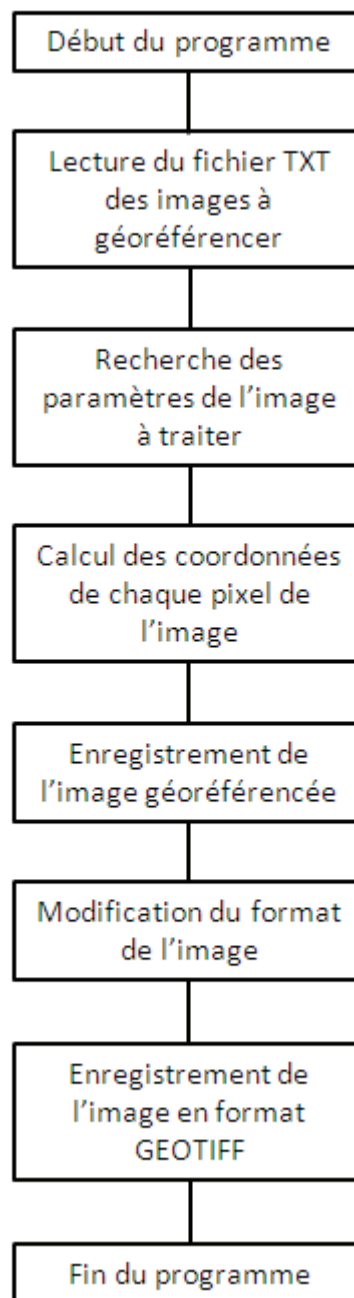


Figure 3.8: Description des étapes de programme de géoréférencement des données LROC.

3.3.4 Mise en œuvre d'un Système d'Information Géographique

Un système d'informations géographiques (SIG) permet de produire, de traiter et de représenter cartographiquement des bases de données à références spatiales. Le logiciel de SIG utilisé au cours de cette thèse est le logiciel ArcGIS développé par ESRI. ArcGIS est composé de trois interfaces : Arcmap, Arctoolbox et Arccatalog. Arcmap est utilisé pour la superposition géographique des données permettant de les visualiser et de les analyser.

Arctoolbox met à disposition des outils de projection, de cartographie ou encore de traitements d'images. Arccatalog permet de gérer l'arborescence de la base de données.

3.3.4.1 Les données insérées et leur projection

Les données insérées sous SIG au cours de cette thèse sont : la mosaïque globale issue des données Clementine, les images LROC NA et WA et enfin les données altimétrique LOLA (Figure 3.9). L'ensemble de ces données est géoréférencé sous le système de coordonnées géographique « Moon 2000 ».

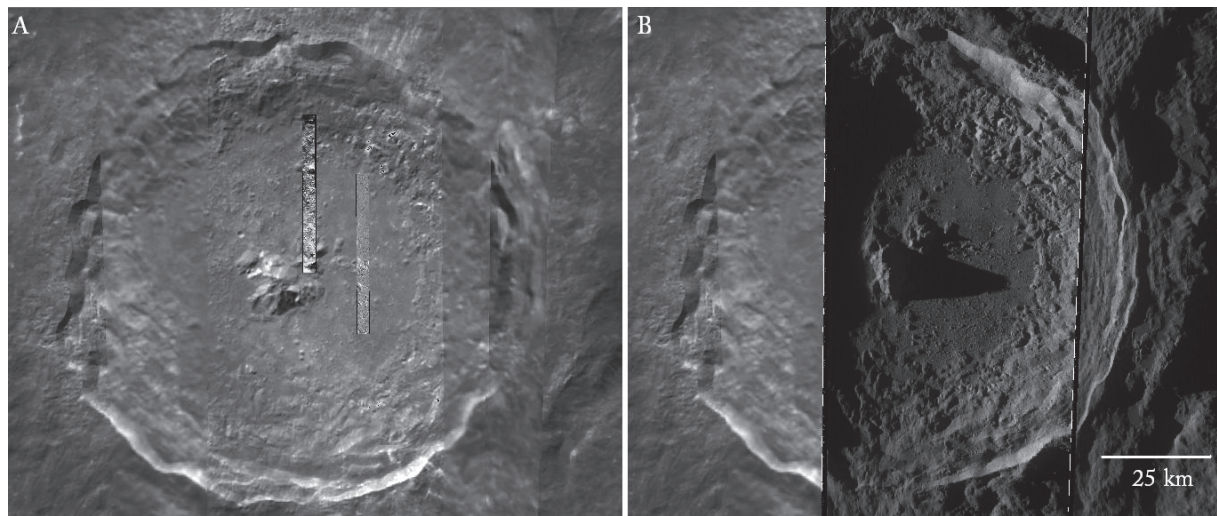


Figure 3.9: Superposition d'images à différentes résolutions sur un planisphère lunaire après géoréférencement des images. A: Superposition d'images NAC sur la mosaïque globale Clementine; B: Superposition d'images WAC sur la mosaïque globale Clementine.

3.3.4.2 Choix des projections de travail

La projection que nous avons utilisée est la projection azimutale équivalente de type Lambert. La projection azimutale équivalente de type Lambert est la projection d'une sphère sur un plan tangent à celle-ci en un point (Figure 3.10). Cette projection est dite équivalente car elle conserve le rapport entre les surfaces des objets. En revanche les angles des objets ou entre les objets sont modifiés lors de la projection.

La distorsion est nulle au point tangent entre le plan et la sphère. Cependant plus nous nous éloignons du point de la sphère tangent au plan et plus la distorsion des longueurs est accentuée. Nous avons donc développé un SIG avec sa propre projection pour chacun de la centaine de cratères rayés étudiés. Chacun de ces SIGs a sa propre projection centrée sur le centre du cratère étudié. Ainsi nous pouvons réaliser des mesures correctes de tailles de cratères.

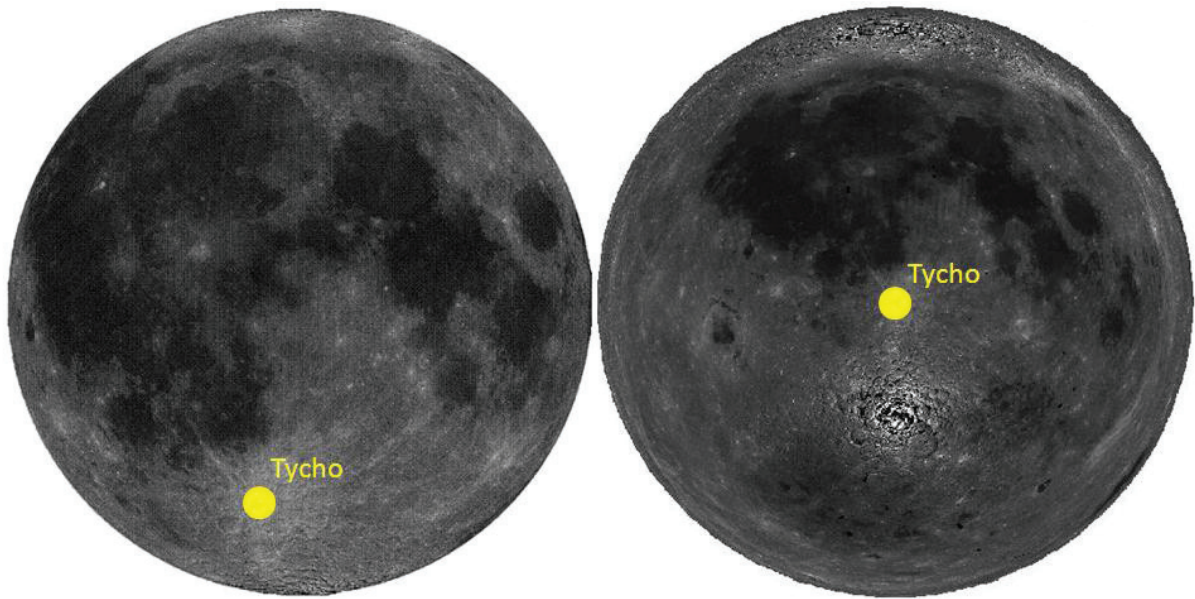


Figure 3.10: Projection azimutale équivalente de type Lambert du cratère Tycho. A droite : la face visible de la Lune centrée sur le point de coordonnées 0°N, 0°E. A gauche : la Lune en projection azimutale équivalente de Lambert centrée sur le cratère rayé Tycho aux coordonnées (43°18'S, 11°12'O).

3.4 Analyse de la distribution de taille des cratères

3.4.1 Cartographie des cratères d'impacts

Les cratères d'impact sont des dépressions circulaires à la surface des corps planétaires. Afin de ne pas confondre ces objets avec un relief positif il est nécessaire de vérifier dans quelle direction la lumière du soleil illumine la surface. Ainsi en fonction de la position de l'ombre par rapport à l'objet que nous observons nous savons s'il s'agit d'un relief positif ou d'un relief négatif. Dans le cas où nous observons un relief négatif et que celui-ci est circulaire, nous observons un cratère d'impact.

Lorsque le cratère d'impact est reconnu nous pouvons le prendre en considération dans nos mesures de densités de cratères. La cartographie des cratères d'impact est réalisée sous ArcGIS. Ce logiciel permet de tracer des cercles et de créer une base de données répertoriant le diamètre et les coordonnées géographiques (latitude et longitude) du centre de chaque cercle. Pour chaque cratère représenté par un cercle, ArcGIS enregistre la position géographique du centre du cratère et son diamètre dans une table attributive (Figure 3.11). Les cercles sont enregistrés dans un fichier de formes. Les fichiers de formes sont ensuite exportés du logiciel ArcGIS en fichier texte pour l'exploitation des informations qui y sont contenues.

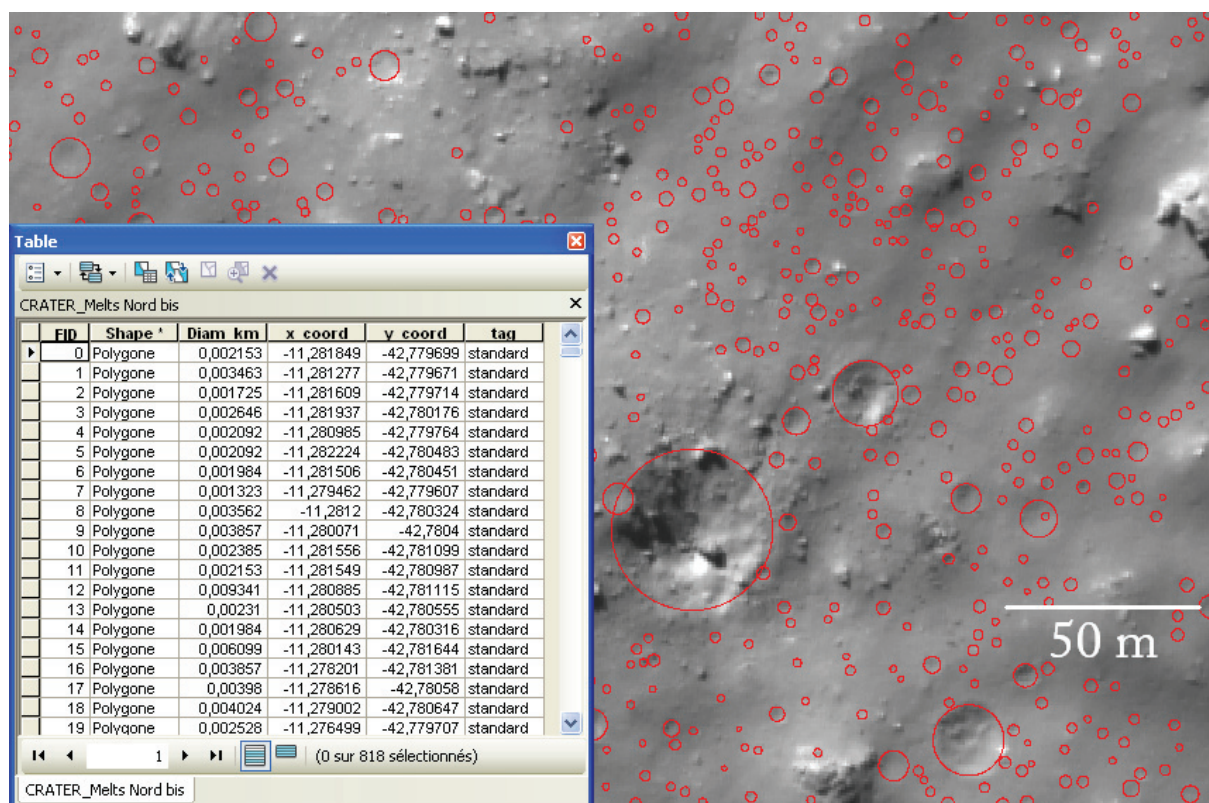


Figure 3.11: Exemple de table attributaire reportant les informations des cratères cartographiés sous SIG.

3.4.2 Mesures de densités de cratères multi-échelle

La détermination de la distribution de taille des cratères est faite sur des images à différentes résolutions. En fonction de la précision de l'image nous pouvons définir la distribution de taille des cratères sur des gammes de diamètres variées (Figure 3.12).

Les images LROC NAC ont une résolution d'environ 50 cm par pixel ce qui permet de discerner des cratères jusqu'à 4 m de diamètre. La taille de 4 m de diamètre est la taille minimale d'observation des cratères d'impacts sur ces images car il est difficile avec moins de 8 pixels de diamètre de détecter tous les cratères. En deçà de 8 pixels, comme tous les cratères ne sont pas comptés, la pente de la distribution en taille des cratères s'inverse. Cet effet est uniquement dû à la résolution de l'image. Nous excluons donc tous les comptages de cratères en deçà de 8 pixels de diamètre quel que soit la résolution de l'image.

Les images LROC ne faisant que 2,5 km de large, la distribution de taille des cratères de toutes les classes de diamètres ne peut être définie sur une seule image. En effet en fonction de l'âge de la surface, le nombre de cratères disponibles pour définir la distribution de taille des cratères dont le diamètre est supérieur à 50 m peut être trop faible. Dans ce cas nous réalisons nos mesures sur une combinaison de plusieurs images NAC pour accéder à cette distribution.

Pour accéder à la distribution de taille des cratères dont le diamètre est supérieur à 200 m nous utilisons des données avec une résolution plus faible. Les images WAC ont des résolutions supérieures à 60 m par pixel ce qui nous permet de définir la distribution de taille des cratères avec un diamètre supérieur à 200 m. Ces images ont une fauchée de 104 km, elles recouvrent donc souvent la totalité de la surface du fond du cratère.

La distribution de taille des cratères les plus grands est mesurée grâce à la mosaïque Clementine dont la résolution est d'environ 100 m par pixel.

La distribution de taille des cratères sur le fond des cratères rayés lunaires est donc définie pour toutes les tailles de cratères dont le diamètre est supérieur à 4 m. Ceci est possible grâce la complémentarité des images LROC et des images Clementine dont les résolutions permettent de voir les cratères lunaires dans ces gammes de diamètres (Figure 3.12).

Diameter range	4 m to 200 m	200 m to 2 km	> 2 km
Image type and resolution	LROC NA images (50 cm/pixels)	LROC WA images (60 m/pixels)	Clementine mosaic (100 m/pixels)

Figure 3.12: Images utilisées pour déterminer la distribution de taille des cratères en fonction de leur résolution.

3.4.3 L'aire des surfaces considérées

Les mesures des distributions de taille des cratères d'impact à différentes résolutions sont effectuées sur les fonds des cratères rayés afin d'éviter toute contamination par l'auto-cratérisation secondaire (section 3.5.2). Le choix de réaliser nos mesures sur les fonds des cratères d'impact est tout de même contraignant car les surfaces disponibles pour effectuer nos comptages sont parfois petites car limitées par la taille du cratère. En effet sur le fond des cratères dont le diamètre n'excède pas 20 km, l'aire disponible pour effectuer des mesures de densités dans des conditions correctes, c'est-à-dire avec une surface lisse, imagée par les données et non affectée par des processus géologiques tels que les glissements de terrain par exemple, est de quelques kilomètres carrés. Le nombre de cratères observés peut alors être limité (Basaltic Volcanism Study Project, Hartmann et al. (1981)).

Cet effet dépend aussi de l'âge de la surface mesurée. Lorsqu'une surface accumule un nombre important de cratères sur une petite aire, le seuil de saturation est rapidement atteint pour les petits cratères mais les plus gros cratères sont souvent sous-échantillonnés. La détermination d'un âge devient alors difficile dans ces cas extrêmes de petites aires mais anciennes. Cependant dans la plupart de nos mesures, le nombre et l'occurrence des cratères mesurés sont suffisants pour contraindre correctement la distribution de taille des cratères.

Les mesures sont ensuite réalisées à plusieurs résolutions afin de déterminer le plus de classes de cratères possibles. Les comptages sont réalisés sur les images NAC, WAC et Clementine. La détermination de l'âge est réalisée en utilisant les classes de cratères qui n'atteignent pas la courbe de saturation et de préférence avec les classes de cratères les plus grandes car ce sont celles qui sont les mieux contraintes par le modèle d'âge de Neukum et al. (2001).

3.4.4 Représentation graphique des comptages

La représentation graphique des mesures de densités de cratères se fait en utilisant le diagramme d'Hartmann. Le diagramme d'Hartmann est une représentation incrémentale des densités de cratères mesurées pour chaque classe de diamètre par incrément de racine de 2. Le choix d'utiliser un diagramme incrémental nous permet de mettre en évidence les variations de pentes de la distribution. Ainsi nous pouvons mieux analyser les effets de l'érosion par bombardement météoritiques ou les effets de la saturation par exemple.

La représentation graphique du diagramme d'Hartmann est réalisée en utilisant un programme IDL mis en œuvre par C. Quantin pour la représentation des mesures de densités de cratères martiennes. Dans le cadre de cette thèse, ce programme fût adapté aux conditions de cratérisation lunaire. En effet les isochrones du diagramme ont été calculées avec les équations de la fonction de production de cratérisation lunaire développées par Hartmann et Gaskell (1997), Hartmann et al. (1981, 2005) et Hartmann (1966) (cf. section 2.1.1). De plus la courbe de saturation définie par Hartmann et Gaskell (1997) a également été ajoutée.

En ce qui concerne la représentation des mesures issues de la cartographie des cratères réalisée sous ArcGIS nous utilisons le fichier texte exporté du logiciel (cf. section 3.3.1). La première ligne de chaque fichier texte donne l'aire de la zone de mesure. Les autres lignes correspondent au diamètre de chaque cercle cartographié sous ArcGIS.

Le programme IDL comptabilise le nombre de cratères de chaque classe de diamètre du diagramme d'Hartmann et divise ces sommes par l'aire de la surface comptée. Ainsi nous obtenons la densité de cratères de chaque classe de diamètres. Les densités de cratères sont ensuite reportées dans le diagramme d'Hartmann pour déterminer l'âge de la surface étudiée (Figure 3.13).

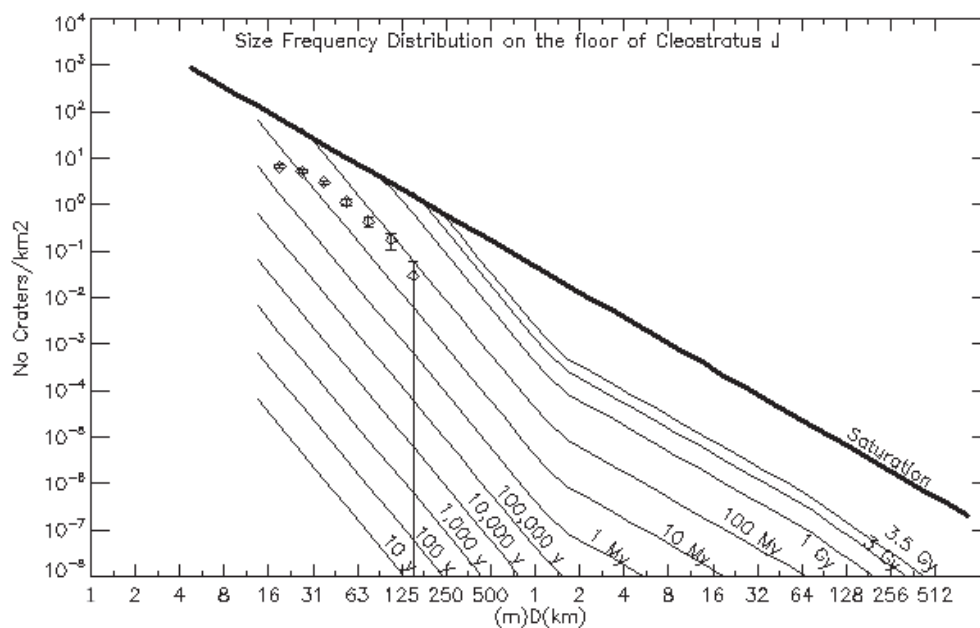


Figure 3.13: Représentation incrémentale d'une mesure de densité de cratères dans un diagramme d'Hartmann en fonction des diamètres des cratères. Cette mesure a été effectuée sur le fond du cratère rayé Cleostratus J.

3.5 Détermination des âges des surfaces observées

3.5.1 Les âges absolus

L'estimation des âges absolus des unités géologiques peut être déterminée en première approximation par lecture graphique sur un diagramme d'Hartmann. Cependant dans cette thèse nous avons développé un calcul d'âge à partir des densités de cratères mesurées. Pour chaque classe de diamètre de cratères dont nous définissons la densité de cratères par unité de surface et nous calculons l'âge correspondant à cette densité en fonction de leur valeur par rapport aux isochrones d'Hartmann (Hartmann (2005)). Nous obtenons donc un âge par classe de cratères. L'erreur sur la mesure de densité (E) est calculée en faisant la racine carrée de la densité de cratère (N) divisée par la surface de l'aire comptée (S) pour chaque classe de diamètre étudiée :

$$E = \left(\sqrt{\frac{N}{S}} \right) \quad (3.1)$$

Ensuite nous calculons la moyenne des âges déterminés pour chaque classe de cratère afin d'obtenir l'âge moyen de formation de la surface étudiée. Nous avons néanmoins exclu de notre moyenne les classes de densités de cratères atteignant la saturation, ou encore celle avec une barre d'erreur maximum (lorsqu'un seul cratère a été compté dans cette classe de taille). Nous excluons également les valeurs des classes de diamètres de cratères inférieures à

11 m car les isochrones du diagramme d'Hartmann ne sont pas définies pour ces petites classes.

Le calcul de l'erreur sur cet âge se fait de la même façon en moyennant les limites maximales et minimales des barres d'erreurs sur les âges pour chaque classe de diamètre. Nous obtenons ainsi un âge maximum et un âge minimum de la surface étudiée.

Cette méthode a l'avantage de prendre vraiment en compte chaque classe de diamètre et de ne pas chercher l'isochrone la plus proche de l'ensemble des densités de cratères ce qui est souvent utilisé (Neukum et al. (2001)). La limite de cette méthode est que chaque classe de diamètre a le même poids dans le calcul de l'âge moyenné sans tenir compte de sa barre d'erreur.

Quoiqu'il en soit, les âges obtenus sont en accords avec les interprétations visuelles qui pourraient être faites à la lecture du diagramme d'Hartmann.

3.5.2 Calcul des pentes des distributions

A partir d'une distribution de taille de cratères représentée dans un diagramme d'Hartmann il est également possible de calculer la pente de la distribution. Pour cela nous faisons passer une droite entre les points de chaque classe de diamètre représentés en utilisant la méthode des moindres carrés. Cette méthode consiste à calculer la somme des carrés des écarts (S) entre une droite modélisée ($f(x)$) et les points de la distribution de taille de cratères (y) :

$$S = \sum_{i=1}^n [y_i - f(x_i)]^2 \quad (3.2)$$

A chaque itération du calcul, la somme des carrés des écarts entre la droite modélisée et les points de la distribution diminue jusqu'à arriver à un minimum. Lorsque ce minimum est atteint, la droite obtenue est la droite passant au mieux dans le nuage de points des données (Figure 3.14).

Nous calculons ensuite la pente de cette droite et nous considérons que cette pente correspond à la pente de la distribution de taille des cratères de l'unité géologique étudiée.

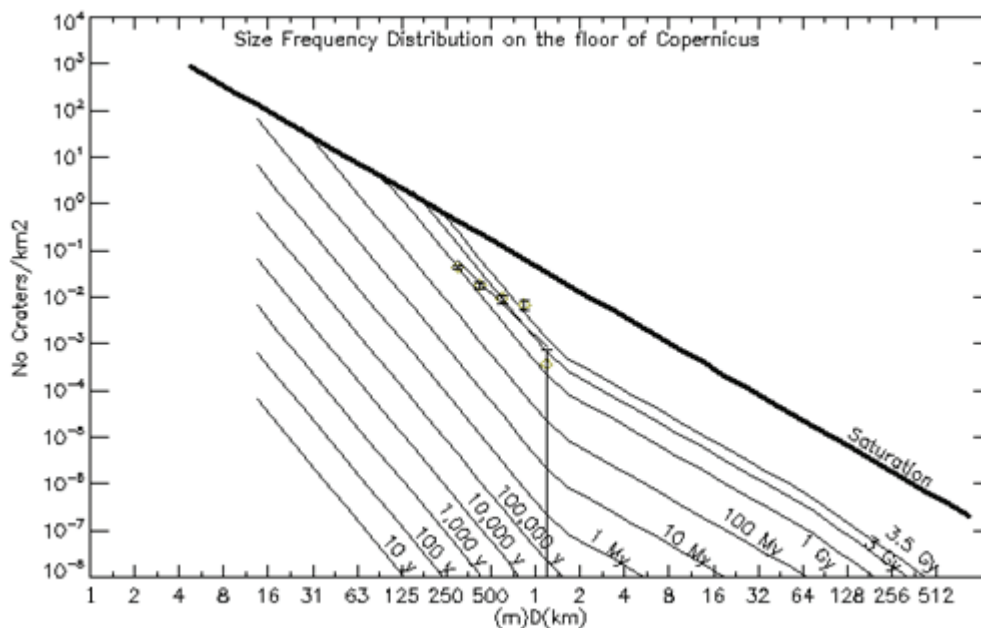


Figure 3.14: Diagramme d'Hartmann représentant une droite modélisée définie par la méthode des moindres carrés passant par les données de la distribution de taille de cratères.

3.6 Limites des analyses des distributions de taille des cratères d'impact et des déterminations des âges

3.6.1 Hétérogénéités des densités de cratères mesurées

D'un strict point de vue théorique, une surface lunaire exposée le même nombre d'années à la cratérisation a une densité de cratères homogène. C'est sur cette hypothèse de base qu'a été fondée la méthode de datation des terrains planétaires. Dans cette thèse nous nous sommes intéressés aux fonds des cratères rayés lunaires nous pouvons observer que la cratérisation est parfois hétérogène sur l'ensemble du fond du cratère (Figure 3.15). Cet effet peut être lié aux propriétés de la cible comme ses aspects de surface (rugosité) ou la composition et la compétence des roches à l'affleurement. Par exemple, la figure 3.15 montre le fond du cratère Langrenus où la densité de cratère au nord de la ligne rouge est inférieure à celle du sud. Ceci peut s'expliquer par la différence de rugosité entre les deux surfaces : au sud, nous sommes sur une zone fondue par l'impact et la surface est assez lisse et très cratérisée. A nord, la zone est beaucoup plus rugueuse et semble avoir conservé moins de cratères.

Il est donc important de sélectionner les zones les plus lisses possibles et éviter les zones où le relief est très variable par exemple. Cependant certains fonds de cratères n'exposent pas de surfaces lisses. Dans ce cas nous réalisons plusieurs mesures afin d'étudier une distribution globale de taille des cratères.

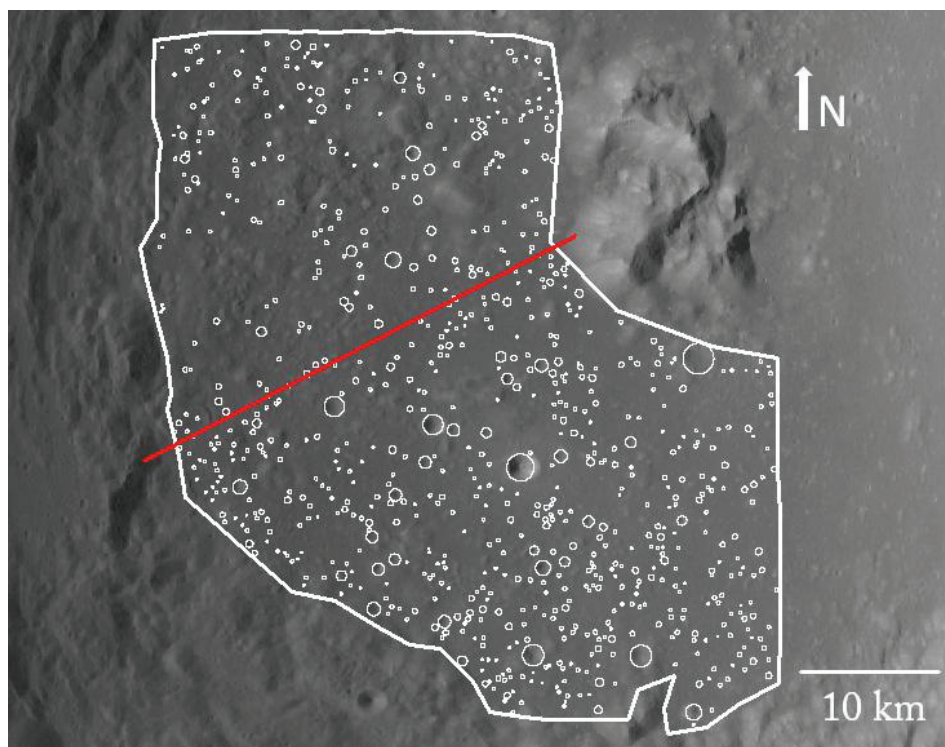


Figure 3.15: Différence de densités de cratères sur le fond du cratère rayé lunaire Langrenus. La ligne rouge marque la limite entre deux zones dont les densités de cratères sont différentes sur le fond du cratère d'impact. La zone au nord de la ligne rouge est moins cratérisée que la zone au sud de cette même ligne. Image WAC M119455330ME, 8° 54' S ; 60° 54' E. Cette différence de cratérisation peut être due aux variations de rugosité sur le fond du cratère.

3.6.2 La cratérisation secondaire

Un cratère secondaire est un cratère formé à partir de l'éjection de matériel lors de la phase d'excavation d'un cratère plus grand appelé cratère primaire. Les cratères secondaires sont en partie reconnaissables car ils sont agrégés en grappes de cratères alignés radialement au cratère primaire (cf. chapitres 1 et 2) (Figure 3.16). Lorsque de tels amas sont donc identifiés, nous les excluons des comptages. La présence des cratères secondaires fait significativement augmenter les densités de cratères sur les surfaces planétaires, il est donc important d'éviter de compter les cratères secondaires. Ainsi les distributions de taille de cratères mesurées sur les surfaces étudiées représentent au moins la cratérisation primaire et peut-être aussi la cratérisation secondaire dispersée mais pas celle concentrée dans les grappes radiales au cratère primaire. C'est justement ce mélange de cratérisation primaire et de cratérisation secondaire dispersée qui a été corrélé aux âges des échantillons lunaires (Hartmann et al. (2010)).

Il existe également un débat pour savoir si les éjectas d'un cratère primaire sont soumis ou non à l'auto-cratérisation secondaire. Bien que cela n'ait pas été formellement démontré à ce jour par les modèles numériques, nous avons quelques observations récentes sur la Lune qui suggèrent de l'auto-cratérisation des éjectas. La figure 3.16 nous illustre par exemple une chaîne de cratères alignée radialement au cratère Zhukovsky sur ses propres éjectas. Egalement, comme l'ont montré Hartmann et al. 2010, la cratérisation sur les éjectas des cratères est souvent un ordre de grandeur supérieur à la cratérisation au fond du cratère suggérant de l'auto-secondarisation des éjectas. Nous avons donc choisi de réaliser nos mesures de densités de cratères uniquement sur le fond des cratères rayés ce qui nous permet de nous affranchir de cet effet.

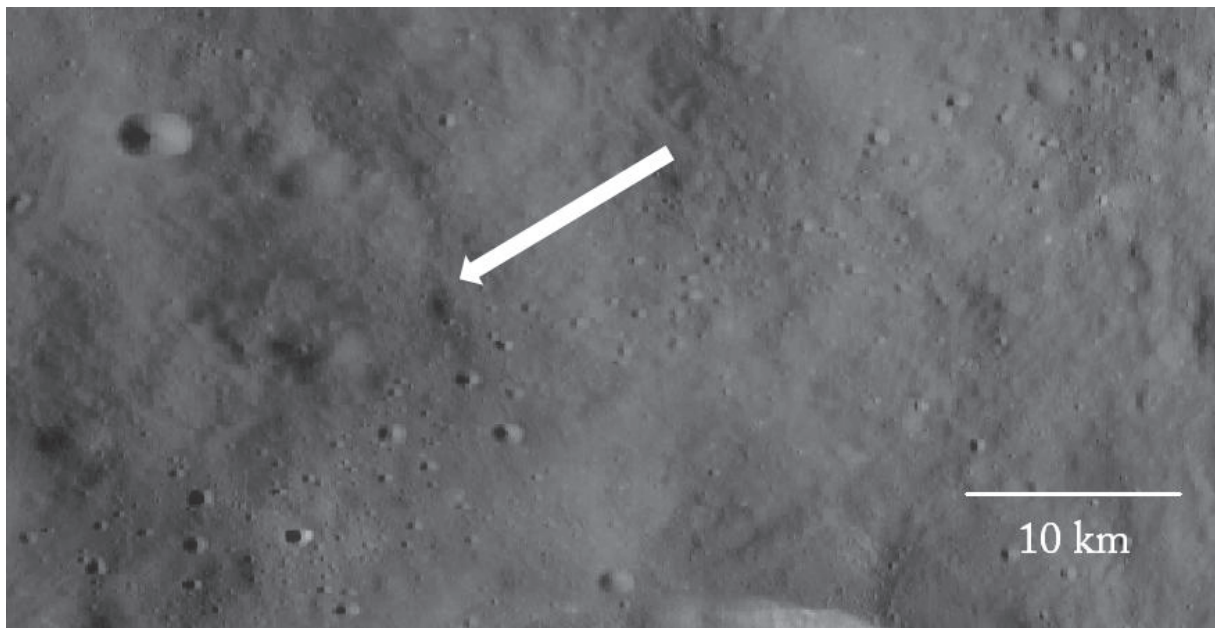


Figure 3.16: Groupe de cratères secondaires sur la couverture d'éjecta au nord du cratère Zhukovsky Z ; 10,6° N ; 167,4° O. Image LROC WAC M118593940ME. La flèche indique la direction du cratère primaire.

3.6.3 Le resurfaçage des fonds des cratères d'impact

Les mesures des densités de cratères d'impact sur le fond des cratères rayés nécessitent une attention particulière pour les processus de resurfaçages qui ont lieu après l'impact. Nous cherchons l'âge de formation des cratères et pas l'âge des processus de resurfaçage. Sur la Lune, seuls les processus gravitaires ont potentiellement été actifs dans des cratères d'impacts rayés après leur formation. Par exemple, il est impératif de ne pas effectuer de mesures sur les zones à l'aplomb des murs du cratère. Ces versants sont sans cesse réajustés par des mouvements gravitaires et les versants intérieurs d'un cratère d'impact lunaire sont formés d'éboulis quasiment dépourvus de cratères d'impact suggérant leur renouvellement continu.

Des glissements de terrain plus importants peuvent venir combler une partie des fonds des cratères. Nous répertorions sur la Lune des indices de mouvements gravitaires lents et toujours actifs. Le mouvement de ces glissements de terrains déforme les cratères d'impact ce qui peut en entraîner l'effacement (Figure 3.17).

Van der Bogert et al. (2012) ont étudié la distribution de taille des cratères d'impact sur un glissement de terrain actif sur le site d'alunissage de la mission Apollo 17 dans la vallée Taurus Littrow ainsi que sur le substratum de la vallée. Les mesures ont daté le fond de la vallée entre 91 et 105 Ma alors que sur le glissement de terrain les mesures de densités de cratères datent celui-ci à environ 75 Ma. De plus des cratères localisés sur le glissement de terrain ont une forme elliptique suggérant de leur déformation.

Les mesures de densités de cratères réalisées sur le fond des cratères rayés doivent donc être réalisées sur des surfaces stables. Ces surfaces doivent être les plus lisses possibles et appartenir à la même sub-unité géologique intra-cratère. C'est pour cela que pour chaque cratère rayé, une carte géologique du fond du cratère a été réalisée avant de choisir les aires cratérisées à étudier.

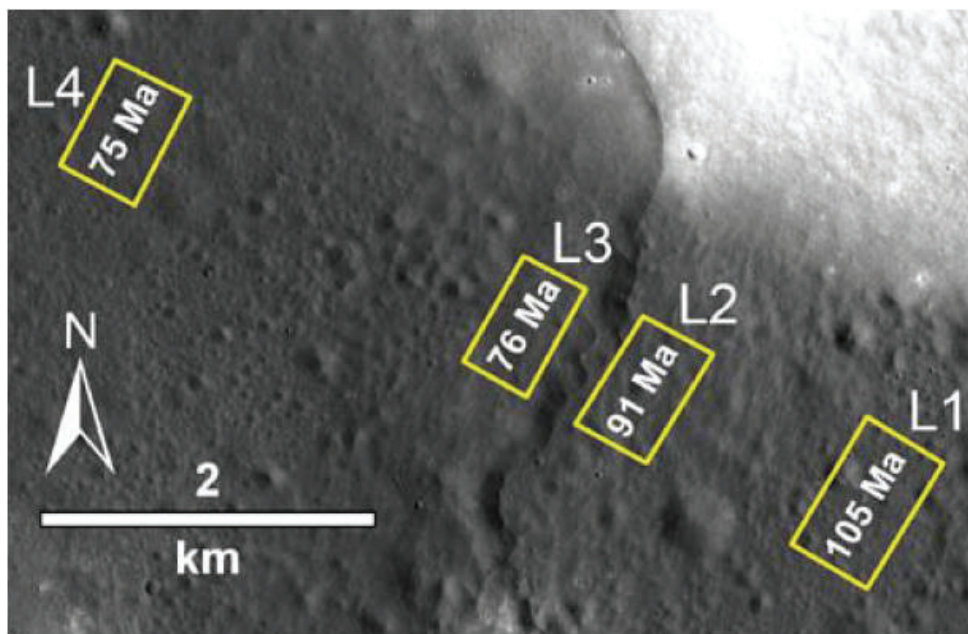


Figure 3.17: Datations par mesures de densités de cratères sur le fond de la vallée Taurus-Littrow (L1 et L2) et sur le glissement de terrain lunaire Lee-Lincoln (L3 et L4) à 20,27°N ; 30,56° E. Paire d'image LROC NAC M104318871. Les différences d'âges absolus sur le glissement de terrain et sur le fond de la vallée sont dues à la dégradation des petits cratères d'impact par les mouvements du glissement de terrain.

3.7 Conclusion

Le traitement et l'analyse des données utilisées au cours de cette thèse comportent plusieurs étapes successives. Les données sont choisies en fonction de nos objectifs. Par exemple, la résolution des images doit être adaptée aux gammes de cratères dont nous souhaitons définir la densité. Les images sélectionnées sont ensuite géoréférencées et insérées sous systèmes d'informations géographiques afin de pouvoir réaliser les mesures de densités de cratères sur les surfaces de notre choix.

Les mesures de densités de cratères sont par la suite traitées par un programme pour à la fois représenter les distributions de cratères dans un diagramme incrémental mais aussi calculer les âges des surfaces analysées.

Chacune de ces phases présente ses propres limites, notamment lors des mesures et des analyses des densités de cratères. Ainsi nous devons être particulièrement vigilants aux conditions dans lesquelles sont réalisées ces mesures.

Références

- Bottke, W. F., Vokrouhlický, D., & Nesvorný, D. (2007). An asteroid breakup 160 Myr ago as the probable source of the K/T impactor. *Nature*, 449(7158), 48–53. doi:10.1038/nature06070
- Hartmann, W. K. (2005). Martian cratering 8: Isochron refinement and the chronology of Mars. *Icarus*, 174(2), 294–320. doi:10.1016/j.icarus.2004.11.023
- Hartmann, W. K. (1966). Early Lunar Cratering, *Icarus*, Vol. 5, 406–418.
- Hartmann, W. K., Quantin, C., Werner, S. C., & Popova, O. (2010). Do young martian ray craters have ages consistent with the crater count system? *Icarus*, 208(2), 621–635. doi:10.1016/j.icarus.2010.03.030
- Hartmann, W.K. & Gaskell, R.W. (1997). Planetary cratering 2: studies of saturation equilibrium, *Meteoritics & Planetary Science*, Vol. 32, 109 – 121.
- Hartmann, W.K., Strom, R.G., Weidenschilling, S.J. et al. (1981), Chronology of planetary volcanism by comparative studies of planetary craters, *Basaltic Volcanism on the Terrestrial Planets*, Pergamon Press, Elmsford, NY, 1050 – 1127.
- Nesvorný, D., Vokrouhlický, D., Bottke, W. F., Gladman, B., & Häggström, T. (2007). Express delivery of fossil meteorites from the inner asteroid belt to Sweden. *Icarus*, 188(2), 400–413. doi:10.1016/j.icarus.2006.11.021
- Neukum, G., Ivanov, B. A., & Hartmann, W. K. (2001). Cratering records in the inner solar system in relation to the lunar reference system, *Space Science Reviews*, Vol. 96, Issue 1-4, 55 – 86.
- Riris, H., Cavanaugh, J., Sun, X., Liiva, P., Rodriguez, M., & Neuman, G. (2010). THE LUNAR ORBITER LASER ALTIMETER (LOLA) ON NASA ' S LUNAR RECONNAISSANCE ORBITER (LRO) MISSION, (October), *International Conference on space Optics*, 1–5.
- Robinson, M. S., Brylow, S. M., Tschimmel, M., Humm, D., Lawrence, S. J., Thomas, P. C., Denevi, B. W., et al. (2010). Lunar Reconnaissance Orbiter Camera (LROC) Instrument Overview. *Space Science Reviews*, 150(1-4), 81–124. doi:10.1007/s11214-010-9634-2
- Romine, G.C. & Frey, H.V. (2011). Using LOLA Data to Test the Reality of Candidate Lunar Basins Derived from Older Data, *41st Lunar and Planetary Science Conference*, Abstract 1188, March 1-5, The Woodlands, TX.

CHAPITRE 3 : TRAITEMENT DES DONNEES ET METHODES D'ANALYSES

Van der Bogert, C.H., Hiesinger, H., Banks, M.E., Watters, T.R. & Robinson, M.S. (2012). Derivation of absolute model ages for lunar lobate scarps, Proceedings for the 43rd Lunar and Planetary Science Conference, Abstract 1847.

Walden, B., York, C., McGown, R. & Billings, T. (2002). Mare Orientale Prime Meridian lunar coordinate system, 34th COSPAR Scientific Assembly, *The second world space congress*, Houston, Texas, USA, Abstract.

Chapitre 4 : Les cratères rayés lunaires

4.1 Introduction	141
4.2 Ages des cratères rayés lunaires	141
<i>4.2.1 Base de données des cratères rayés lunaires</i>	141
<i>4.2.2 Datation des cratères rayés lunaires</i>	143
<i>4.2.2.1 Le cratère Mandel'shtam F</i>	144
<i>4.2.2.2 Le cratère Giordano Bruno</i>	146
<i>4.2.2.3 Le cratère Tycho</i>	149
<i>4.2.2.4 Le cratère Burg</i>	150
<i>4.2.2.5 Les âges des cratères rayés</i>	151
<i>4.2.3 Relation avec la réflectance des rais ?</i>	155
4.3 Enregistrement du flux d'impact sur le dernier milliard d'années	161
<i>4.3.1 Période du flux d'impact enregistrée par les cratères rayés lunaires</i>	161
<i>4.3.2 Sélection temporelle des cratères rayés lunaires</i>	163
<i>4.3.3 L'enregistrement des cratères rayés au cours du dernier milliard d'années</i>	163
<i>4.3.4 Modèle d'âge avec un flux d'impact décroissant</i>	165
<i>4.3.5 Age des cratères rayés avec le nouveau modèle d'âge</i>	168
<i>4.3.6 Discussion</i>	170
4.4 Conclusion	171
Références	172

4.1 Introduction

Nous avons vu dans le chapitre 2 que le flux d'impact lunaire est très mal contraint depuis 3 milliards d'années. Comme vu dans le chapitre 3, la Lune est un objet sans atmosphère et sur lequel le resurfaçage ne se fait globalement que par les impacts météoritiques. L'enregistrement du flux d'impact est possiblement conservé. Le but de nos travaux est donc d'étudier l'enregistrement du flux d'impact. L'analyse des glissements de terrain martiens (cf. chapitre 2) a montré que seul un processus géologique actif sur une longue période peut nous révéler l'enregistrement du bombardement. Sur la Lune, le seul processus actif sur plusieurs milliards d'années est la cratérisation elle-même. Nous avons donc entrepris d'étudier la cratérisation venue se surimposer aux cratères d'impact lunaires. Afin de se focaliser sur la période la plus récente de l'histoire de la Lune, nous nous sommes concentrés sur les cratères rayés lunaires dont on pense qu'ils sont les cratères d'impact les plus jeunes de la surface lunaire.

Dans ce chapitre nous verrons dans un premier temps comment nous avons établi notre base de données des cratères rayés lunaires et les âges de ces cratères issus de la méthode de datation par mesures de densités de cratères. Nous essaierons également de mettre ces âges en relation avec la maturité des rais des cratères rayés. Dans une seconde section nous étudierons la fréquence de formation des cratères rayés lunaires et ce que cela implique pour le flux d'impact lunaire.

4.2 Ages des cratères rayés lunaires

4.2.1 Base de données des cratères rayés lunaires

Notre premier travail a été de sélectionner les cratères rayés à étudier. Nous avons choisi de répertorier tous les cratères rayés lunaires de plus de 15 km de diamètre. Les cratères ayant des diamètres plus petits exposent des surfaces cratérisées trop petites pour avoir enregistré une densité de cratères représentative du flux d'impact. Pour cela, nous sommes partis des bases de données existantes telles que celles présentées par Grier et al. (2001) et Werner et al. (2010). Grier et al. (2001) ont travaillé sur la variation de la réflectance des rais des cratères rayés en fonction de la distance à la bordure des cratères (cf. section 4.3). Les auteurs ont ainsi souhaité établir une chronologie de formation des cratères rayés à partir de la brillance des rais. C'est à ce jour, la seule tentative de datation des cratères rayés qu'il existe. Ils ont créé pour cela une base de données de 64 cratères rayés dont le diamètre est supérieur à 20 km. Werner et al. (2010) ont quant à eux analysé la répartition des cratères rayés lunaires entre les latitudes 70°N et 70°S. Le but de leur travail était de vérifier si la cratérisation sur la surface lunaire est homogène ou hétérogène. Pour réaliser cela les auteurs ont développé une base de données de 1615 cratères dont le diamètre est supérieur à 500 m.

Nous avons choisi de travailler sur les cratères rayés de plus de 15 km de diamètre pour avoir une surface de fond du cratère suffisamment grande pour y avoir accumulé un nombre minimum de cratères. Pour cela, nous avons extrait les cratères de plus de 15 km des

CHAPITRE 4 : LES CRATERES RAYES LUNAIRES

2 bases de données existantes. Puis nous avons complété cette population de cratères rayés par une cartographie des cratères rayés de plus de 15 km à partir d'une analyse visuelle de la mosaïque des données Clementine.

Notre base de données complète compte 106 cratères rayés (Annexe A) sur la surface de la Lune entre les latitudes 75°N et 75°S (Figure 4.1A). La base de données est présentée en Annexe A et recense les cratères rayés par ordre alphabétique, leurs coordonnées géographiques et leur diamètre. Le cratère rayé le plus grand sur la surface lunaire est le cratère Langrenus avec un diamètre de 127 km. Sur les 106 cratères identifiés nous en avons daté 91 (Figure 4.1B). En effet dans certains cas les images orbitales NAC n'étaient pas disponibles pour imager le fond des cratères rayés. Nous ne pouvions donc pas déterminer la distribution de taille des cratères sur le fond des cratères rayés. Nous avons donc mesuré 91 distributions de taille de cratères sur le fond des cratères rayés lunaires dont 4 exemples sont présentés ci-après (Figure 4.3, 4.4F, 4.5C et 4.6C). Ces distributions de taille de cratères nous permettent de proposer un âge absolu pour chaque cratère étudié (cf. chapitres 2 et 3).

La figure 4.1 présente la carte globale des 106 cratères identifiés ici. Leur distribution géographique est assez homogène au premier ordre. Il semblerait toutefois que les mers lunaires montrent plus de cratères rayés comme le suggère Wiesel (1971) par exemple (cf. chapitre 2). La région située au sud de la latitude 45°S est moins impactée que la globalité de la surface lunaire ce qui est en accord avec les modèles de Le Feuvre et Wieczorek (2008) et Gallant et al. (2009).

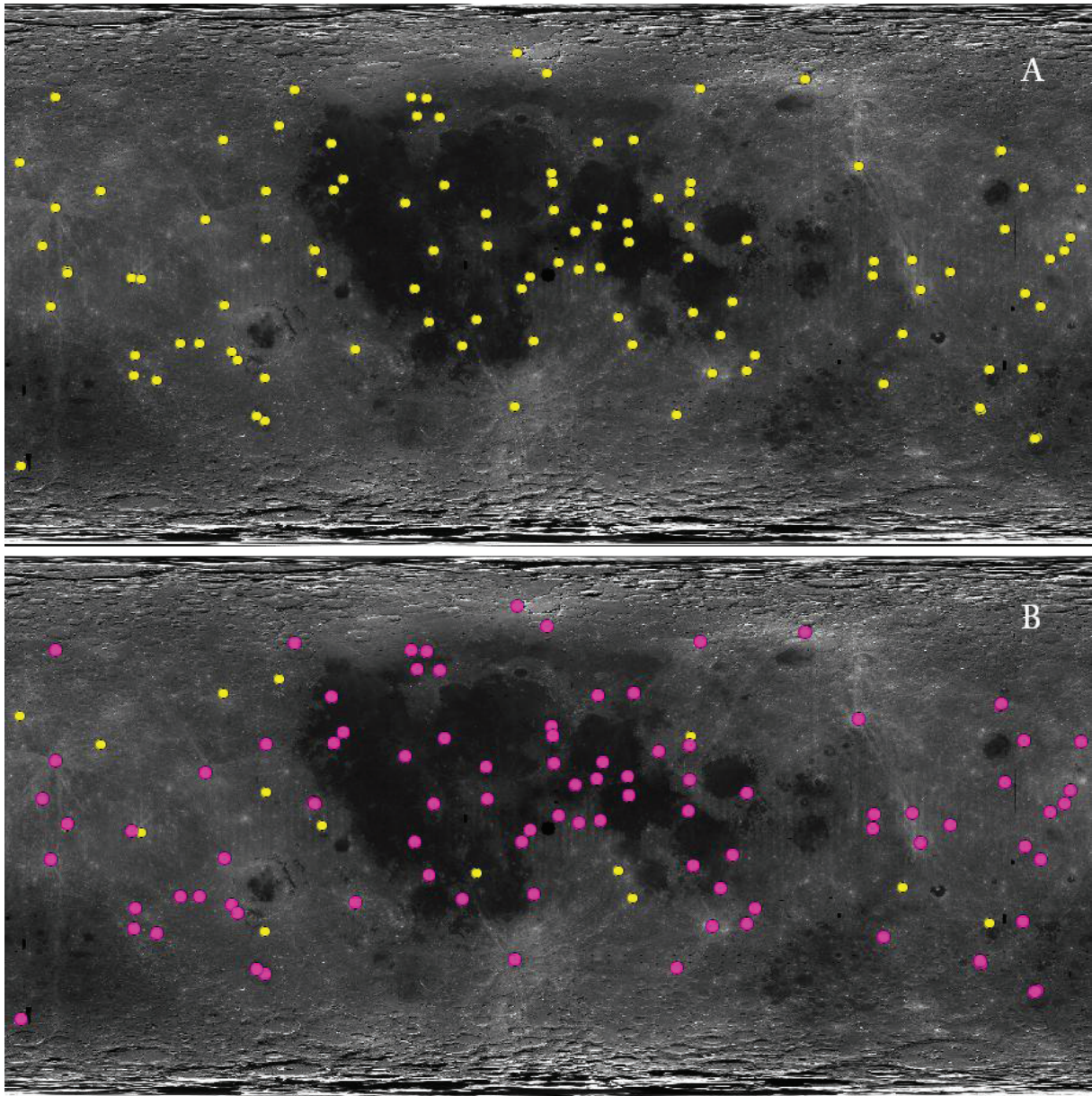


Figure 4.1: Localisation des cratères rayés cartographiés sur la surface de la Lune sur un planisphère Clementine. A : Tous les cratères rayés avec un diamètre de plus de 15 km; B : les points roses représentent les cratères rayés dont nous avons défini la distribution de taille alors que les points jaunes représentent les cratères rayés dont le fond du cratère ne pouvait pas être analysé.

4.2.2 Datation des cratères rayés lunaires

La datation des 91 cratères rayés lunaires de notre base de données, dont le diamètre est supérieur à 15 km, est extraite de l'analyse de la distribution de taille des cratères surimposés au fond des cratères rayés. Les déterminations des distributions de taille de cratères d'impact sur le fond des cratères rayés ont été réalisées en utilisant la même méthode

sur chaque site étudié (cf. chapitre 3). Nous proposons dans cette section de détailler comment nos mesures de densités de cratères ont été réalisées sur 4 cratères rayés avec des densités de petits cratères très différentes et des états de conservations différents : Burg, Tycho, Giordano Bruno et Mandel'shtam F. Le cratère Burg est un cratère ancien autour duquel les rais sont difficiles à distinguer, c'est donc un cratère sur lequel les densités de cratères sont élevées et où les problèmes de resurfaçages et de cratérisation secondaire sont susceptibles de se poser. Le cratère Tycho est un des plus grands cratères rayés lunaires dont la spécificité est qu'il est récent (109 Ma selon Stöffler et Ryder (2001)) avec des rais encore très apparents. C'est également un des points clés de la calibration de la chronologie de cratérisation lunaire pour la période inférieure à 2,7 Ga. Le cratère Giordano Bruno comme le cratère Tycho a des rais très brillants mais son diamètre n'est que de 22 km. La spécificité de ce cratère est qu'il est très difficile de cartographier des cratères sur son fond ce qui témoigne d'un resurfaçage intensif notamment par l'activité de plusieurs glissements de terrain (cf. chapitre 3). Enfin le cratère rayé Mandel'shtam F est un cratère de 17 km de diamètre dont la surface du fond est très limitée et donc le nombre de cratères à mesurer.

4.2.2.1 Le cratère Mandel'shtam F

Le cratère Mandel'shtam F est un cratère rayé de 17 km de diamètre dont les coordonnées géographiques sont 5° 5' N et 166° 5' E. C'est probablement l'un des cratères les plus récents de la Lune car les rais qui s'étendent radialement autour de la cavité ont une différence de luminosité importante avec le substratum (cf. section 4.1.3). Les éboulements le long des parois du cratère sont nombreux. Ils empêchent toutes mesures de densités de cratères dans ces zones.

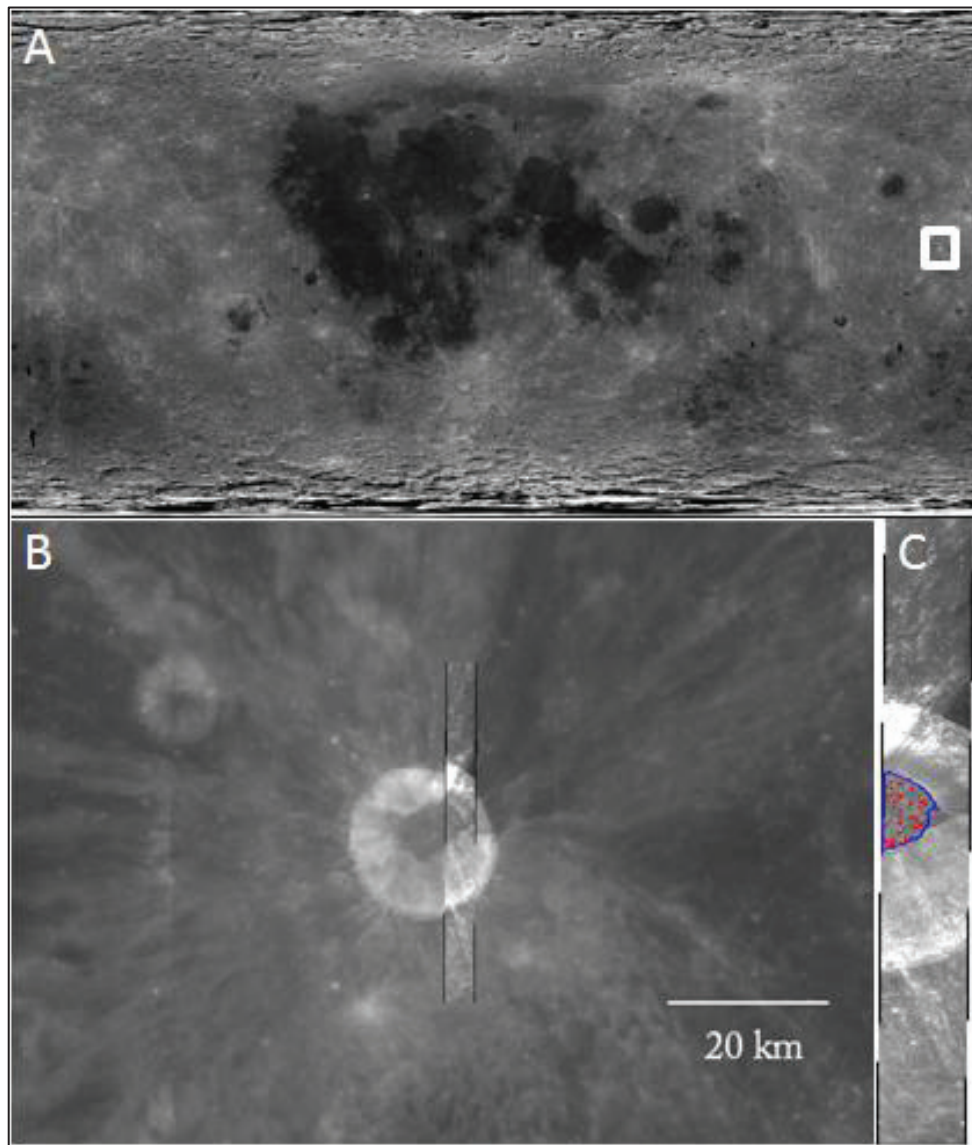


Figure 4.2: Couverture LROC NAC du fond du cratère rayé lunaire Mandel'Shtam F, 5°4'N, 166°6'E. A : Localisation du cratère Mandel'Shtam sur la carte globale lunaire Clementine. B : Position de l'image LROC M110506225RC couvrant partiellement le fond du cratère. C : Mesure de densité de cratères réalisée l'image LROC M110506225RC.

De plus l'aire du fond de ce cratère n'est que de 227 km² pour étudier la distribution de taille des cratères sur cette surface géologique (cf. section 3.3.3). L'utilisation des images WAC n'est pas utile car la résolution de celles-ci ne permet pas de voir les cratères du fond de Mandel'shtam F. Nous avons donc utilisé les images LROC NAC disponibles pour mesurer les densités de cratères du fond du cratère rayé (Figure 4.2).

Le nombre de cratères mesuré sur le fond du cratère rayé Mandel'shtam F est de 425 sur une surface disponible à l'étude d'environ 5 km² ce qui correspond à 15% de la surface totale du fond de ce cratère rayé. Le plus grand cratère mesuré a un diamètre de 27 m. Les 425 cratères mesurés nous permettent de définir la distribution de taille des cratères de diamètre

entre 4 et 27 m. La distribution suit les isochrones du diagramme d'Hartmann sauf pour les deux classes de diamètres les plus petites. La figure 4.3 nous indique que l'âge de formation du cratère Mandel'Shtam F est d'environ 1 Ma. Nous y déterminons un âge absolu de 1,02 Ma. Ce cratère est donc très jeune et aucune classe de diamètre n'atteint la courbe de saturation. Ce résultat démontre donc que l'aire de la surface étudiée dans ce cas est suffisante pour définir la distribution de taille des cratères malgré sa superficie limitée à 5 km².

Nous remarquerons enfin sur cet exemple de distribution de taille de cratères que la pente définie par les petites classes de diamètres est inférieure à la pente des isochrones du diagramme d'Hartmann. Nous discuterons de cet écart dans le chapitre suivant.

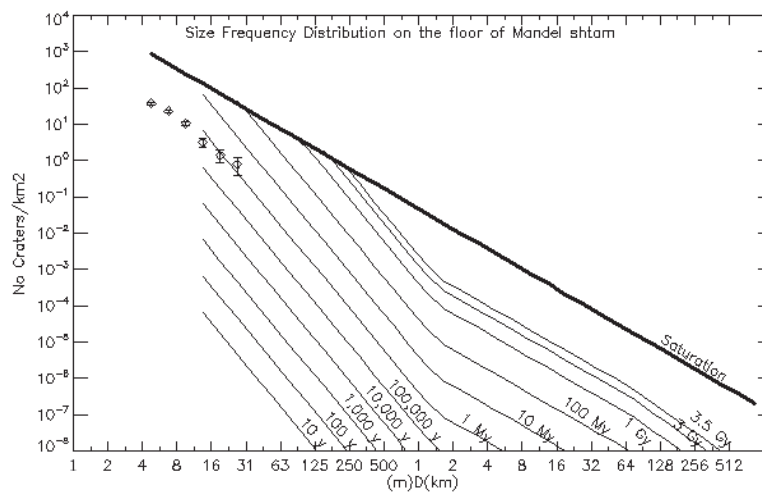


Figure 4.3: Distribution de taille des cratères sur le fond du cratère rayé Mandel'shtam F. Le diagramme représente les densités de cratères mesurées en fonction des diamètres de cratères étudiés.

4.2.2.2 Le cratère Giordano Bruno

Le cratère rayé Giordano Bruno est localisé sur la face cachée de la Lune. Son diamètre est de 22 km et ses coordonnées sont 35° 56' N et 102° 50' E. Les rais de ce cratère sont très brillants et s'étendent sur plusieurs centaines de kilomètres. Ce cratère lunaire est très particulier car des témoignages remontant au moyen âge pourraient relater l'histoire de sa formation. Dans les chroniques médiévales de Gervase de Canterbury, cinq moines racontent avoir observé un évènement qui s'est produit sur la surface de la Lune le 18 juin 1178. Dans leur témoignage, ces moines racontent avoir vu « une scission au niveau de la corne supérieure du premier croissant lunaire à partir de laquelle une torche enflammée a surgie » (Hartung (1976)). Dans cet article Hartung (1976) a resitué la Lune dans le contexte spatio-temporel des moines et en a déduit la localisation à partir de laquelle aurait surgie cette « torche ». A partir de ces travaux, Hartung (1976) propose que ces observations soient dues à la formation du cratère rayé Giordano Bruno.

Nous observons au fond du cratère Giordano Bruno plusieurs figures morphologiques remarquables : des glissements de terrain, des zones de roches fondues (Plescia et al. 2010). Nous observons également des roches fondues dans les éjectas (Figure 1.11 et 4.4D). La particularité du cratère Giordano Bruno est qu'il est très difficile de trouver des cratères d'impact sur le fond du cratère rayé en raison du resurfaçage qu'a connu le fond du cratère. Les mesures de densités de cratères ont été réalisées au pied des parois du cratère Giordano Bruno car ce sont les seules surfaces exposant des cratères d'impact sur la cavité du cratère. Il faut donc être prudent lorsque nous utilisons l'âge défini sur le fond de Giordano Bruno. Ces mesures ont été faites sur des images LROC NAC et ne nécessitaient pas l'utilisation d'images LROC WAC car le diamètre du plus grand cratère observé est de 30 m environ.

L'âge absolu déterminé par nos mesures de densités de cratères est 1,67 Ma (Figure 4.4F) ce qui est en accord avec les mesures réalisées par Morota et al. (2009). D'après nos résultats, il est donc peu probable que la formation du cratère rayé lunaire Giordano Bruno ait été observée par l'homme.

Les points représentant les classes de diamètres les plus petites ne suivent pas cette tendance et ont une valeur de densité plus faible. Cet effet peut être associé à la résolution de l'image qui devient trop faible pour discerner les cratères avec un diamètre inférieur à 8 m (cf. chapitre 3).

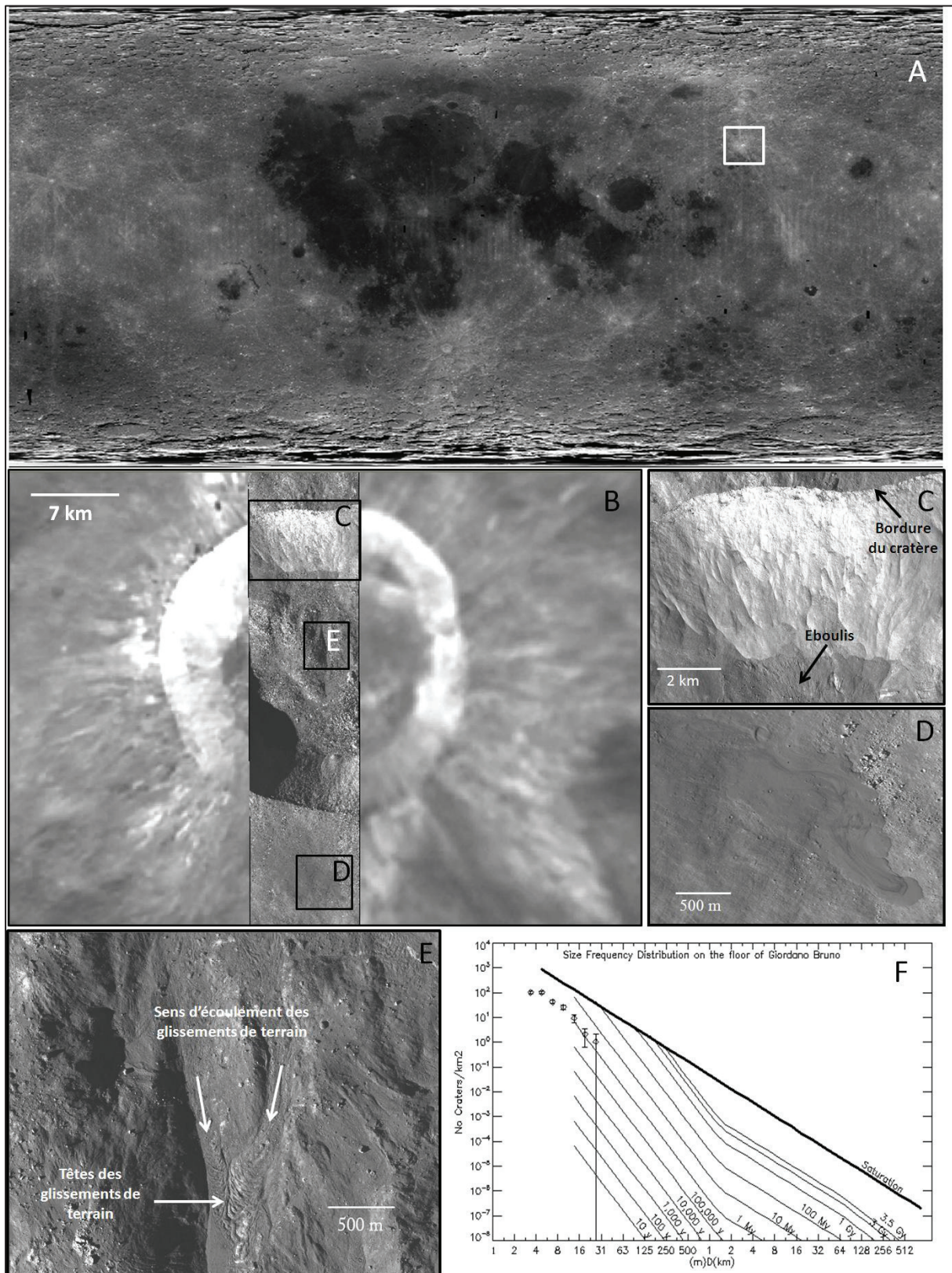


Figure 4.4: A : Localisation du cratère rayé Giordano Bruno (35°55'N, 102°50'E) sur la mosaïque lunaire Clementine. B : Image LROC M103838997RC superposant la mosaïque Clementine en projection équivalente de type Lambert et imageant le fond du cratère. C : Zoom sur les éboulis en base de murs. D : Roches fondues dans les éjectas. E : Glissements

de terrain sur le fond du cratère. F : Distribution de taille des cratères sur le fond du cratère rayé lunaire Giordano Bruno. Le diagramme représente les densités de cratères en fonction des classes de diamètres mesurées.

4.2.2.3 Le cratère Tycho

Le cratère rayé lunaire Tycho a un diamètre de 86 km localisé sur la face visible de la Lune aux coordonnées 43° 18' S et 11° 12' O. La datation de ce cratère est très importante pour l'établissement de la chronologie lunaire car c'est l'un des seuls points récents de cette chronologie (cf. chapitre 5). L'échantillon Apollo 17 attribué à la formation de ce cratère est d'environ 109.

Le relief du fond du cratère rayé Tycho est assez variable. Nous pouvons y distinguer une zone lisse avec peu de relief et une zone avec un relief plus important. Nous allons donc nous focaliser sur la zone lisse qui est bien imagée par les données LROC NAC et LROC WAC. Nous avons réalisé 3 comptages différents sur le fond de Tycho afin de définir cette distribution (Figure 4.5). Nous avons d'abord effectué une mesure de densité des cratères avec un diamètre inférieur à 10 m sur les images LROC NAC à pleine résolution. Ensuite nous avons mesuré la densité des cratères dont le diamètre est situé entre 10 m et 125 m sur une mosaïque de 3 images LROC NAC et enfin nous avons complété la distribution de taille des cratères en réalisant une mesure de densité des cratères dont le diamètre est supérieur à 125 m sur une image WAC.

Sur la figure 4.5, nous pouvons voir que la distribution des cratères dont le diamètre est inférieur à 10 m est très proche de la courbe de saturation. En revanche la distribution de taille des cratères dont le diamètre est compris entre 10 et 125 m indique un âge de formation entre 10 et 90 Ma. La distribution de taille des cratères dont le diamètre est supérieur à 125 m indique un âge entre 30 Ma et 900 Ma, cependant les points des gammes de taille de cratères à 250 m et à 1,41 km ne sont contraints que par 1 seul cratère et ont donc une barre d'erreur maximum. L'âge minimum de formation du cratère rayé Tycho est donc ici d'environ 30 Ma. L'âge absolu que nous avons calculé est de 37,81 Ma.

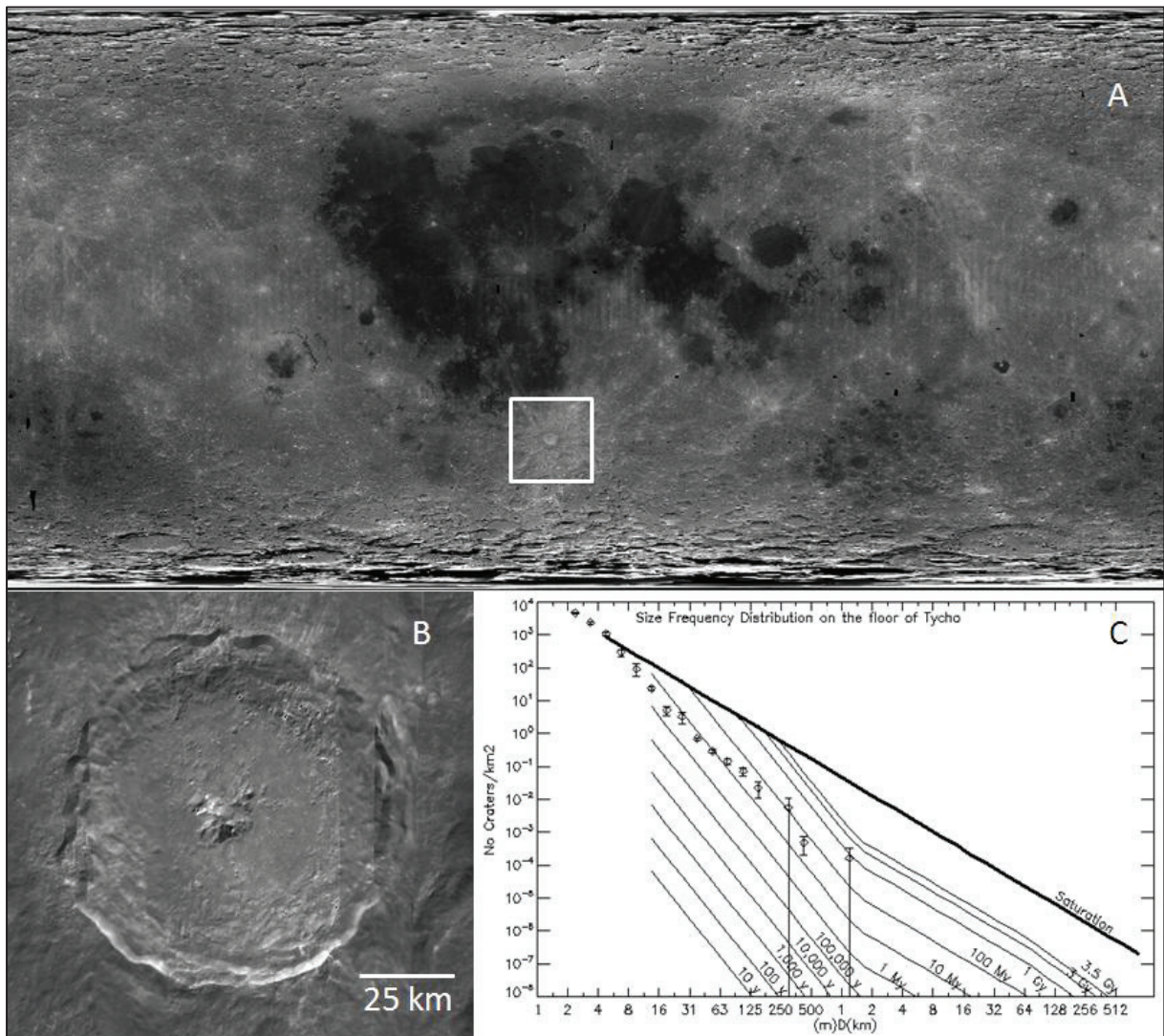


Figure 4.5: A : Localisation du cratère rayé Tycho ($43^{\circ}18'S$, $11^{\circ}12'O$) sur la mosaïque lunaire Clementine. B : Zoom sur le cratère rayé Tycho, image Clementine en projection équivalente de type Lambert. C : Distribution de taille des cratères sur le fond du cratère rayé lunaire Tycho dans le diagramme d'Hartmann.

4.2.2.4 Le cratère Burg

Le cratère Burg est un cratère rayé localisé sur la face visible de la Lune à $45^{\circ} N$, $28^{\circ}12' E$ et son diamètre est de 39 km. Les rais du cratère Burg sont difficiles à discerner pouvant suggérer un âge plus ancien que pour les cas précédents. Le nombre de cratères sur le fond de ce cratère rayé est très important et la saturation survient pour tous les cratères dont le diamètre est inférieur à 200 m. Les densités de cratères dont le diamètre est plus large que 200 m datent la formation de Burg à environ 3 Ga (Figure 4.6C). L'âge absolu que nous avons calculé est de 3,2 Ga.

CHAPITRE 4 : LES CRATERES RAYES LUNAIRES

Les mesures de densités de cratères ont été faites grâce aux images LROC WAC. En effet l'utilisation des images LROC NAC est inutile sur le cratère Burg car la densité de cratères dont le diamètre est inférieur à 50 m atteint la saturation.

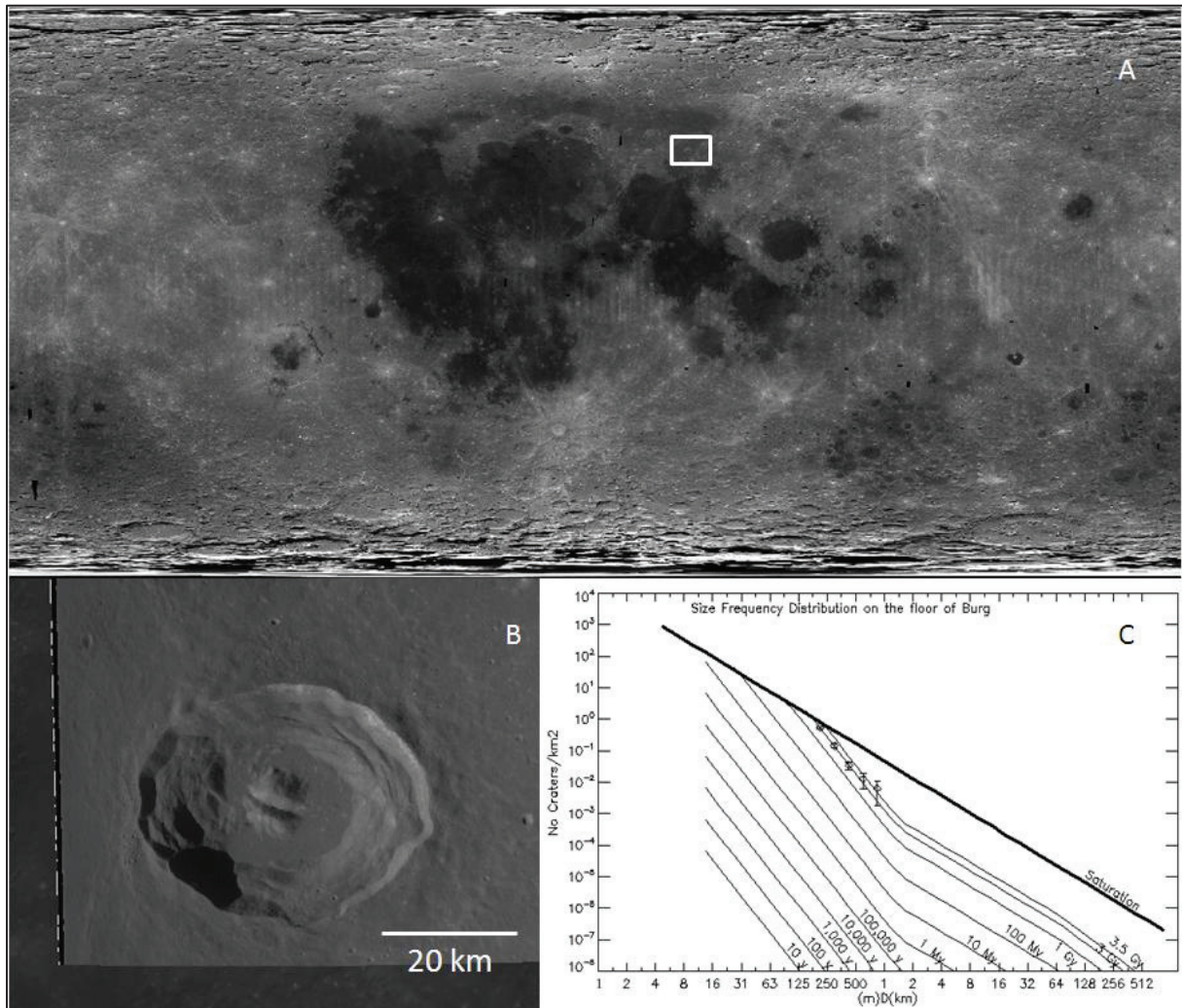


Figure 4.6: A : Localisation du cratère rayé Burg ($44^{\circ}9'S$, $28^{\circ}3'E$) sur la mosaïque lunaire Clementine. B : Zoom sur le cratère rayé Burg, image LROC NAC M119660105ME en projection équivalente de type Lambert centrée sur le cratère. C : Distribution de taille des cratères sur le fond du cratère rayé lunaire Burg dans le diagramme d'Hartmann.

4.2.2.5 Les âges des cratères rayés

Après avoir présenté des exemples de distributions nous exposons dans cette section la totalité des âges des cratères rayés. Les âges des cratères rayés sont présentés dans une table en Annexe B et dans les figures 4.7 et 4.8. Pour chaque cratère nous indiquons dans la table son diamètre, les âges définis en utilisant le modèle d'âge d'Hartmann ainsi que l'erreur sur ces âges. Nous présentons aussi pour chaque âge déterminé la gamme de diamètre analysée, les images utilisées, la surface de l'image et les aires comptées à haute et basse résolution.

CHAPITRE 4 : LES CRATERES RAYES LUNAIRES

Enfin nous avons également défini les âges de chaque cratère d'impact avec le modèle d'âge de Neukum afin de pouvoir comparer les âges des cratères rayés en utilisant deux modèles d'âges différents. Les âges déterminés avec chaque modèle d'âge sont présentés dans la figure 4.9. L'ensemble des distributions de taille des cratères qui nous ont permis de définir les âges absolus des cratères rayés sont présentées en Annexe C.

Les âges des cratères rayés couvrent une grande partie de l'histoire de la surface lunaire de 1,02 Ma pour le cratère Mandel'Shtam F (17 km de diamètre) à 3,9 Ga pour le cratère Cabannes Q (49 km de diamètre). La datation des 91 cratères rayés lunaires nous permet d'établir une carte des âges des cratères rayés sur la Lune (Figure 4.7). Cette figure nous montre que la répartition spatiale des cratères rayés sélectionnés sur la Lune semble homogène en première approximation. Toutefois les cratères les plus vieux dont les âges sont supérieurs à 3 Ga semblent être plus concentrés sur la face visible de la Lune et en particulier sur les mers lunaires. C'est peut-être une signature de la cratérisation asymétrique de cette époque (Tera et al. (1974)). Cependant il n'est pas sûr que les cratères rayés de plus de 3 Ga soient un échantillonnage complet de la cratérisation de l'époque. En effet, il n'est pas établi que les rais d'un cratère survivent systématiquement sur une si longue période de temps. Une hypothèse alternative pour expliquer ces résultats pourrait être le rôle de la nature du matériel sur la durée de conservation des rais. La concentration plus importante de cratères rayés datés à plus de 3 Ga sur les mers lunaires pourrait ainsi s'expliquer par une meilleure conservation des rais sur les mers lunaires. Les cratères rayés plus récents sont en revanche aléatoirement répartis entre la face visible et la face cachée de la Lune. Ces résultats sont en accord avec Werner et Medvedev (2010) qui ne soulignent pas de différence de cratérisation récente entre la face visible et la face cachée de la Lune.

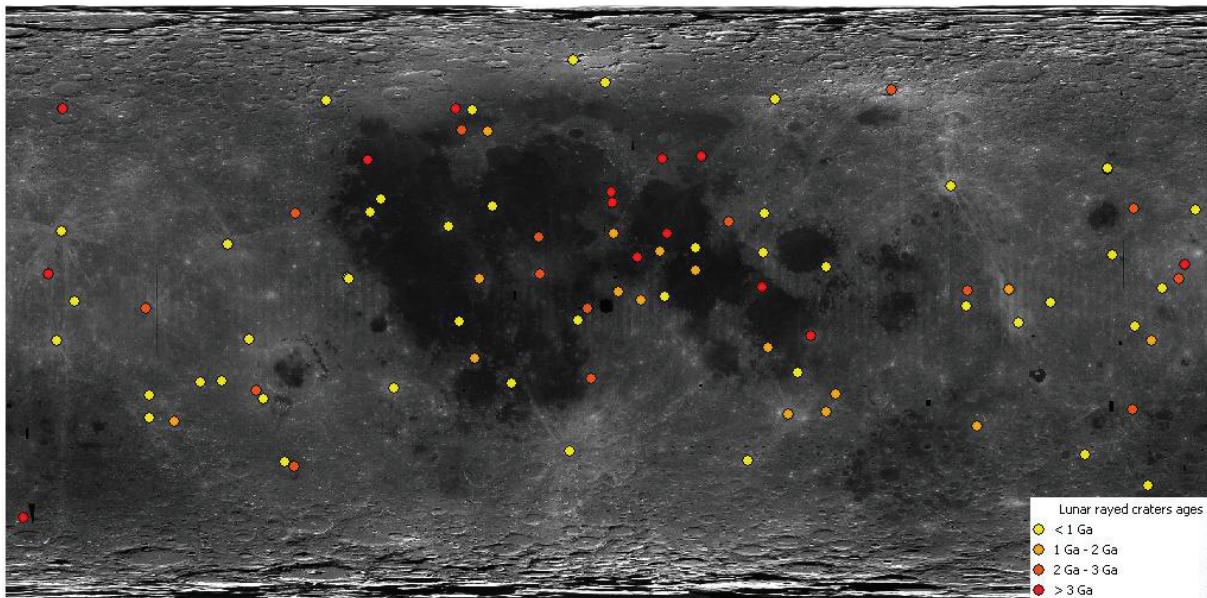


Figure 4.7: Répartition spatiale des cratères lunaires ($D > 15$ km) en fonction de leur âge. Une échelle de couleur représente les âges depuis le jaune pour les moins de 1 Ga au rouge pour les plus de 3 Ga.

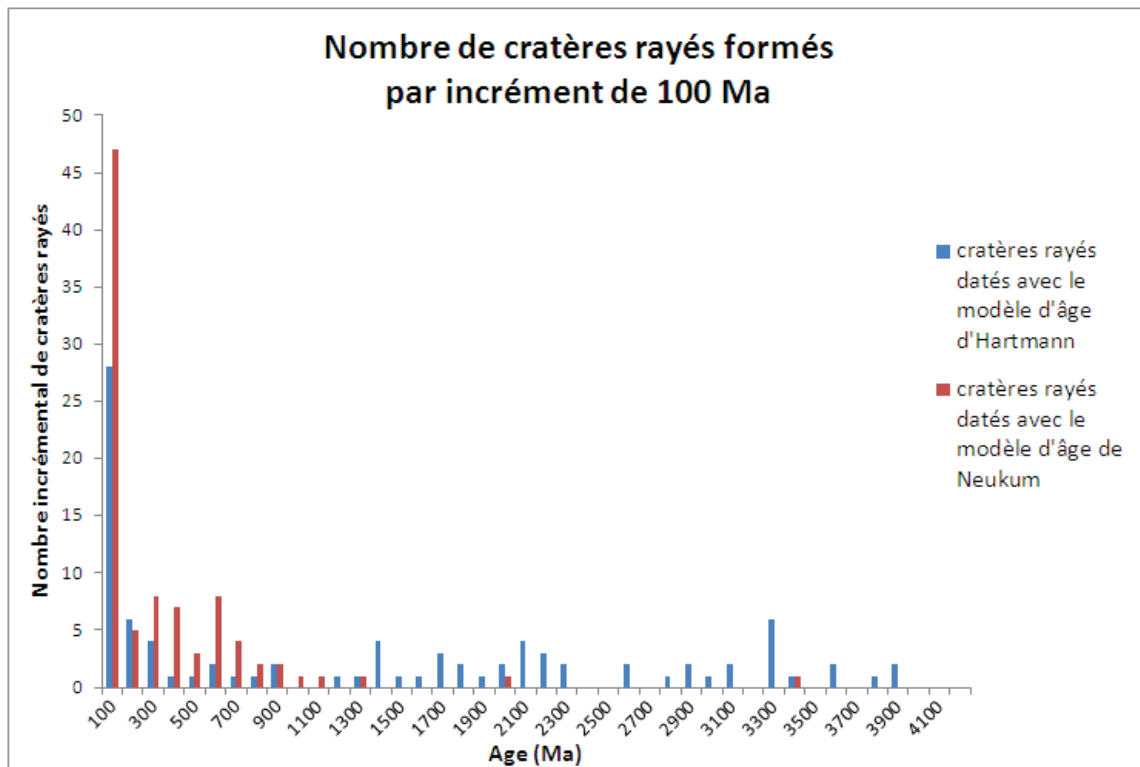


Figure 4.8: Représentation incrémentale du nombre de cratères rayés en fonction du temps avec les modèles d'âges d'Hartmann et Neukum.

La figure 4.8 montre l'histogramme des cratères rayés formés par incrément de 100 Ma. L'histogramme en bleu correspond aux âges déterminés à partir du modèle d'âge d'Hartmann tandis que les valeurs rouges correspondent à ces mêmes cratères mais datés en utilisant le modèle d'âge de Neukum via le logiciel Craterstats (Michael et Neukum (2010)). Selon les âges issus du modèle d'Hartmann, il y aurait 1 à 3 cratères tous les 200 Ma environ entre 3,9 Ga et 300 Ma. Ensuite, le nombre de cratères rayés augmenterait de façon très significative pour atteindre 27 cratères dans les derniers 100 Ma. Cette tendance est encore plus marquée avec les âges déterminés selon le modèle d'âge de Neukum. Selon ce modèle, 89 des 91 cratères rayés lunaires de notre base de données ont un âge inférieur à 1300 Ma. Nous notons aussi un nombre très élevé de cratères rayés datant des 100 derniers millions d'années (48 cratères rayés).

La différence notable entre les âges des cratères rayés déterminés avec les deux modèles d'âges a deux raisons. La première est que le modèle d'âge de Neukum donne des âges plus jeunes que le modèle d'âge d'Hartmann (Neukum et al. (2001)). La seconde s'explique par la façon de déterminer un âge. Le logiciel craterstat cherche l'isochrone la plus proche de la distribution mesurée par moindre carré. Cette approche est valide lorsque la distribution en taille observée a la même pente que celle des isochrones. Lorsque la pente est

plus faible que celle des isochrones, ce qui est notre cas ici (cf. chapitre 5), les âges ont tendance à être sous-estimés par la méthode.

Nous avons représenté en figure 4.9 le nombre de cratères rayés datés à partir du modèle d'âge d'Hartmann se formant par incrément de 1 Ga en fonction de leur diamètre. Pour cela nous avons divisé notre population de cratères rayés en 3 classes de diamètres distinctes. La classe de cratères rayés la plus petite regroupe les cratères dont le diamètre est situé entre 15 et 30 km (en bleu), la classe de cratères intermédiaires regroupe les cratères dont le diamètre est situé entre 30 et 60 km (en rouge) et la classe de diamètre regroupant les cratères rayés les plus grands c'est-à-dire de plus de 60 km de diamètre (en vert).

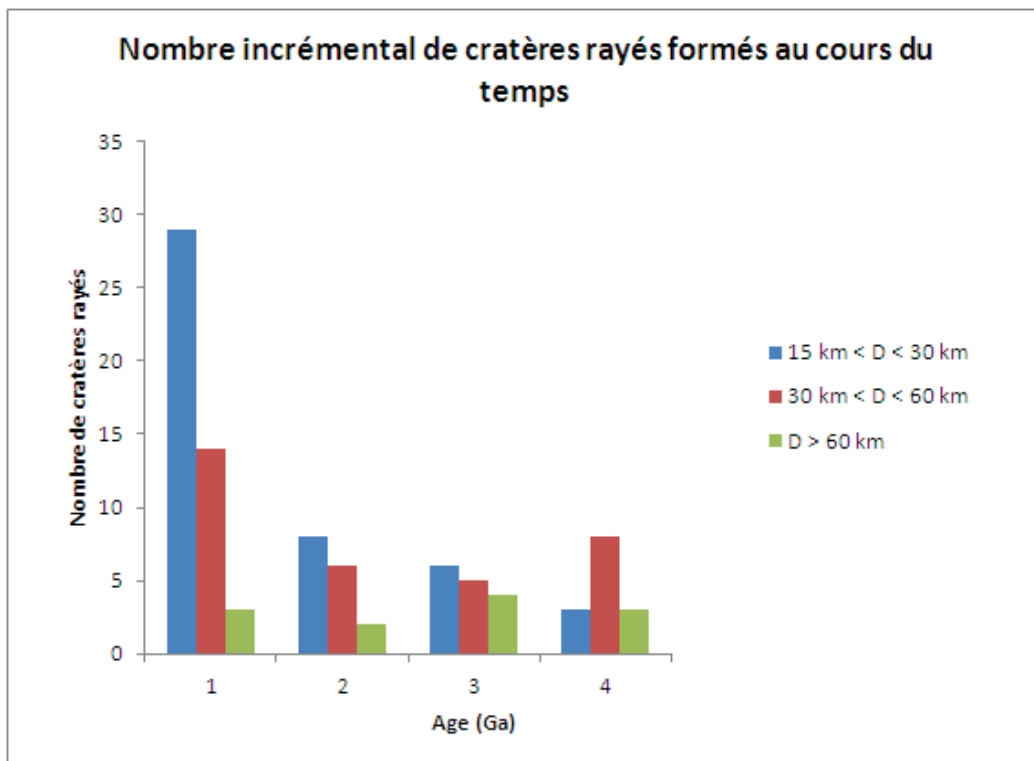


Figure 4.9: Nombre incrémental de cratères rayés par période de 1 Ga et par classe de diamètre de cratère rayé.

La classe de cratère la plus petite, dont le diamètre est situé entre 15 et 30 km (en bleu), montre une augmentation au cours du temps avec un maximum pendant le dernier milliard d'année. Cette population est 2 fois plus représentée au cours de cette période que pendant les 3 milliards d'années précédentes.

La population de cratères rayés dont le diamètre est supérieur à 60 km serait homogène au cours du temps et avec une légère augmentation à 3 Ga.

Le nombre de cratères rayés dont le diamètre se situe entre 30 et 60 km décroît entre 4 Ga et 3 Ga puis le nombre de cratères rayés augmente jusqu'à aujourd'hui.

D'après ces résultats, plus les cratères rayés sont gros, plus leur distribution temporelle est homogène. Ceci s'explique peut-être par la durée de vie des rais. En effet, les petits cratères rayés pourraient perdre leur rais plus vite que les gros. Ceci met en doute la représentativité du flux d'impact par les cratères rayés de moins de 60 km sur les 3 derniers milliards d'années.

Les cratères rayés disparaîtraient au cours du temps et cela pourrait avoir un lien avec le diamètre du cratère d'impact. Afin de tester cette idée, nous allons étudier dans la prochaine section l'état de conservation des rais en fonction de l'âge des cratères rayés.

4.2.3 Relation avec la réflectance des rais ?

Les rais des cratères rayés s'étendent sur des distances variables. Certains cratères ont des rais de plusieurs centaines de kilomètres de long comme c'est le cas des cratères Tycho et Giordano Bruno par exemple. D'autres ont des rais difficiles à discerner comme pour le cratère Burg ou Langrenus par exemple. Outre la longueur des rais, l'intensité de réflectance des rais est également un critère variable d'un cratère rayé à un autre. En effet certains cratères rayés ont des rais très brillants alors que d'autres ont des rais moins clairs.

Cette différence dans les propriétés des rais à réfléchir la lumière peut avoir plusieurs origines. Tout d'abord cela peut avoir un lien avec l'âge des rais. En effet, après leur formation, les rais sont exposés au vent solaire et au micro-bombardement météoritique, la disparition d'un rai peut-être logiquement corrélée à son temps d'exposition (Wilhelms, (1987)). Cela peut également être dû à la composition du substratum qui est différent d'un cratère à un autre. Dans le cas où un cratère se forme sur les mers lunaires ou sur les hauts plateaux, les surfaces sur lesquelles se mettent en place les rais ont des réflectances différentes. Les mers lunaires sont composées de basalte qui est une roche sombre alors que les hauts plateaux sont composés d'anorthosite qui est une roche claire avec un albédo plus fort. Cela peut donc influencer le temps de conservation des rais des cratères rayés.

Grier et al. (2001) proposent d'établir une relation entre ce qu'ils appellent la maturité optique des rais et leur âge. Cette relation est faite par la méthode OMAT pour Optical Maturity Parameter (Lucey et al. (2000)). La méthode OMAT utilise un critère spectral pertinent pour FeO à partir des réflectances à 750 nm, 900 et 950 nm. En fonction de ce critère Grier et al. (2001) déterminent si le cratère est jeune, vieux ou intermédiaire. Les cratères sont considérés jeunes lorsque le critère OMAT est de 0,28-0,22 et décroît fortement en s'éloignant de la bordure du cratère comme c'est le cas pour le cratère Giordano Bruno (En vert figure 4.10). Ce critère a été défini grâce aux mesures réalisées sur le cratère rayé Tycho daté par les échantillons Apollo à 109 Ma. Les cratères intermédiaires ont des critères entre 0,22 et 0,15, comme pour le cratère Crookes par exemple (En rouge figure 4.10), et leur profil ne varie pas en fonction de la distance mais est supérieur au niveau de bruit. Ce critère a été mis en place par des mesures OMAT sur le cratère Copernicus daté par les échantillons Apollo à 810 Ma. Enfin un cratère est considéré comme vieux lorsque le profil ne varie pas

CHAPITRE 4 : LES CRATERES RAYES LUNAIRES

avec la distance et a des valeurs de l'ordre du bruit comme c'est le cas pour le cratère O'Day (En jaune figure 4.10).

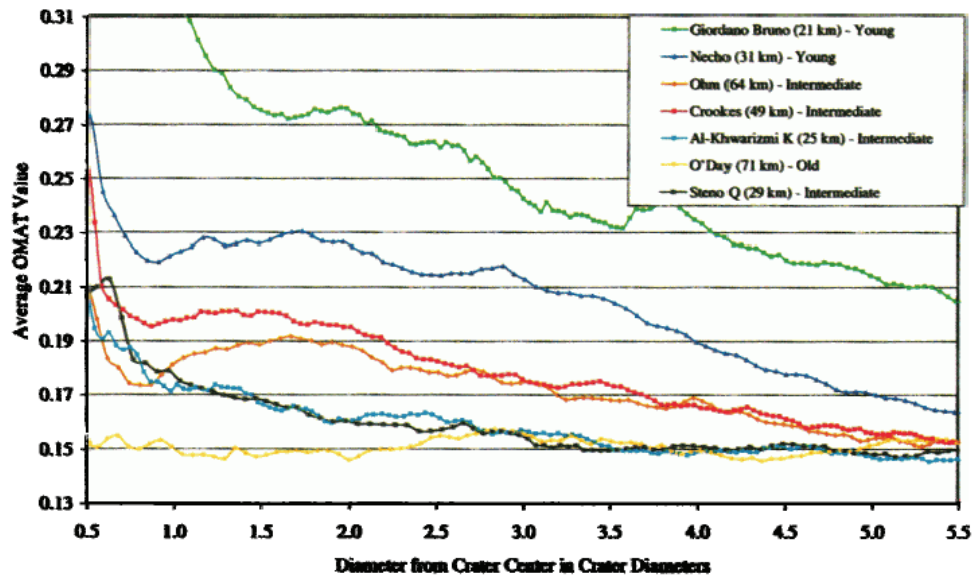


Figure 4.10: Profils de rapport OMAT (750 nm vs (900/950 nm)) en fonction de la distance au cratère, Grier et al. (2001) pour les cratères rayés lunaires dont le diamètre est supérieur à 20 km.

Les résultats de Grier et al. (2001) sont la seule tentative de datation relative des cratères rayés lunaires existant dans la littérature. Nous pouvons donc comparer les résultats de leur étude avec les âges absolus que nous avons définis grâce au modèle d'âge d'Hartmann (Figure 4.11).

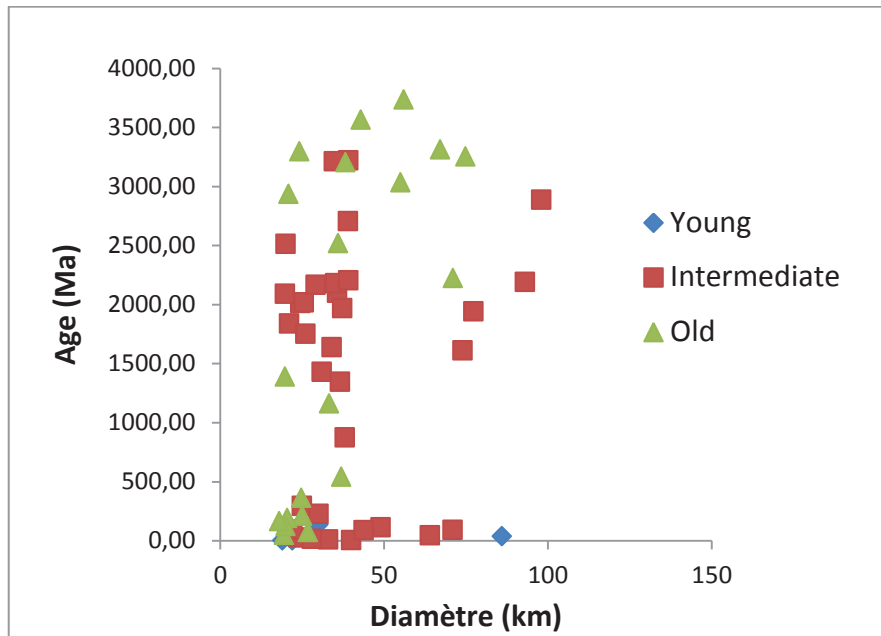


Figure 4.11: Comparaison des catégories d'âges des cratères rayés lunaires déterminés par Grier et al. (2001) avec les âges déterminés dans cette thèse.

La 4.11 compare les classes d'âges de cratères rayés déterminées à partir du critère OMAT de Grier et al. (2001) en fonction des âges déterminés au cours de cette thèse. La corrélation est bonne en ce qui concerne les cratères rayés estimés comme Jeunes par les auteurs (Figure 4.11). En revanche les populations de cratères estimés comme Intermédiaires et Vieux ont une répartition dans le temps très dispersée. En effet ces populations ont des âges compris entre 1 Ma et 3,9 Ga. La corrélation entre les âges absolus des cratères rayés et les estimations issues du critère OMAT n'est donc pas établie pour la majorité des cratères d'impact, hormis pour 4 cratères dont les rais ont un fort critère OMAT.

Cependant les estimations par la méthode OMAT de Grier et al. (2001) n'ont été réalisées que pour 56 cratères rayés de notre base de données. Une étude plus approfondie de notre base de données peut nous aider à comprendre la relation entre la réflectance des rais et l'âge des cratères rayés.

Nous avons essayé pour chacun des 91 cratères datés dans cette thèse d'estimer l'intensité de la réflectance de leurs rais. Pour ce faire, nous avons mesuré le rapport entre la réflectance des rais et la réflectance des espaces inter-raï à une distance donnée du cratère. Nous avons fait ce choix dans le but de ne pas dépendre des variations de réflectances liées aux variations de composition des terrains lunaires. Pour cela, nous avons mesuré la réflectance le long d'un profil circulaire à équidistance de la bordure du cratère. Les mesures de réflectance ont été réalisées sur la mosaïque globale Clementine à 750 nm de longueur d'onde. Nous avons déterminé la distance à laquelle réaliser nos mesures à 5% du rayon

CHAPITRE 4 : LES CRATERES RAYES LUNAIRES

maximal des rais. Pour estimer le rayon maximal des rais, nous avons utilisé l'équation suivante :

$$R_r = 10.5R^{1.25} \quad (4.1)$$

avec R_r le rayon maximal des rais d'un cratère rayé et R le rayon moyen du cratère d'impact (Melosh (1989)).

Chaque profil circulaire contient 1 point par degré du cercle. Sur chacun des profils, nous avons étudié en détail les parties du profil couvrant sans équivoque un rai et l'espace inter-rai adjacent. Nous en avons extrait la valeur de réflectance maximum des valeurs de réflectance sur le rai et le minimum de réflectance de l'espace inter-rai.

La figure 4.12 illustre les tracés des profils de réflectance que nous avons étudié autour de chaque cratère rayé. Un exemple de profil de réflectance est donné Figure 4.13 pour le cratère Giordano Bruno.

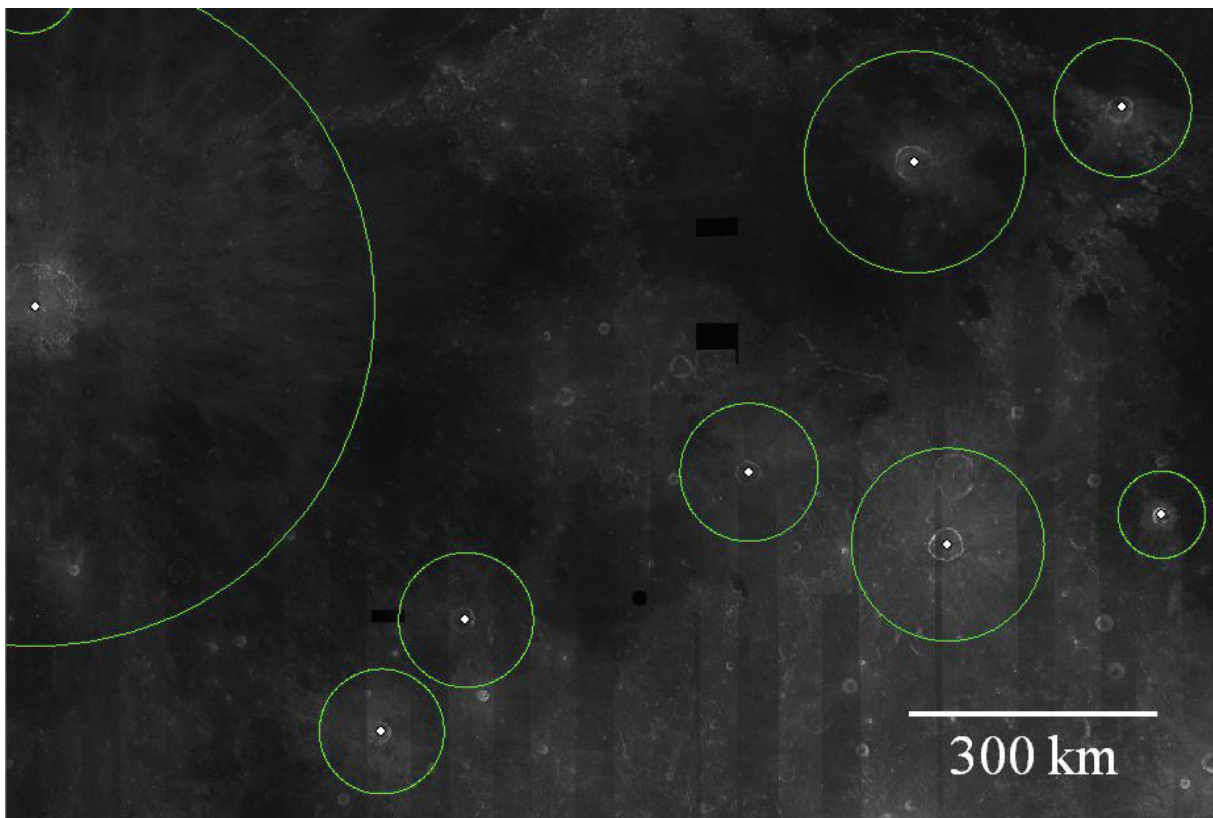


Figure 4.12: Tracé des profils de réflectance étudiés à 5% de l'étendue maximale des rais.

Nous pouvons observer sur ce profil que la réflectance est très variable autour de ce cratère rayé. Le plus grand « digital number » est 187 alors que la valeur minimale est d'environ 99. A partir de ce type de diagramme nous avons donc étudié le rapport entre la

CHAPITRE 4 : LES CRATERES RAYES LUNAIRES

réflectance d'un rai de Giordano Bruno et l'espace inter-rai se situant à côté de ce rai. Cela signifie que nous avons fait le ratio entre un maximum de réflectance correspondant à un rai et le minimum le plus proche représentant l'encaissant. Cela est détaillé sur la figure 4.13.

Nous avons ainsi appliqué cette méthode pour chaque cratère rayé lunaire que nous avons daté. Les résultats de cette étude sont répertoriés dans la table de l'Annexe D. La colonne 8 est le ratio de réflectances.

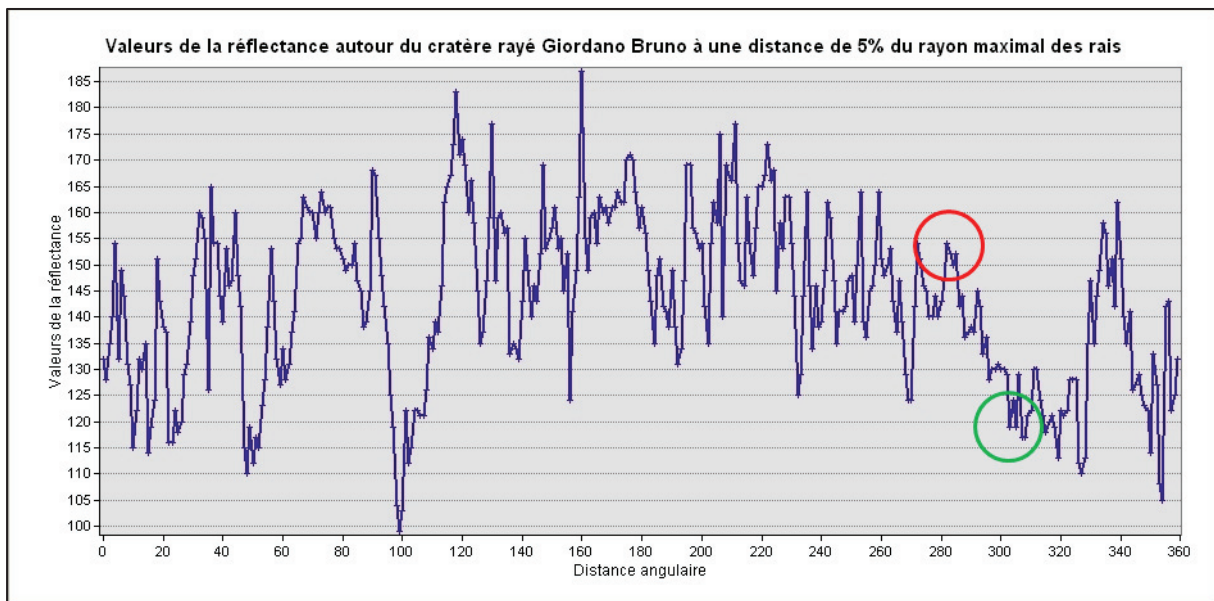


Figure 4.13: Variation de la réflectance autour du cratère Giordano Bruno à une distance de 5% du rayon maximal des rais du cratère. La valeur de réflectance entourée en rouge est la valeur sélectionnée sur un rai de cratère. La valeur de réflectance entourée en vert est la valeur sélectionnée sur l'encaissant à proximité du rai sélectionné.

Sur les 91 cratères rayés datés, nous ne pouvons effectuer nos mesures que sur 69 cratères rayés. En effet en fonction du contexte géologique les mesures ne sont parfois pas fiables. Les rais d'un cratère rayé peuvent avoir chevauché les rais d'un autre cratère rayé par exemple ce qui a pour effet d'augmenter la réflectance des rais les plus anciennes.

A partir de ces mesures nous comparons le rapport des réflectances mesuré à une distance de 5% du rayon maximal des rais et l'âge absolu de formation du cratère rayé.

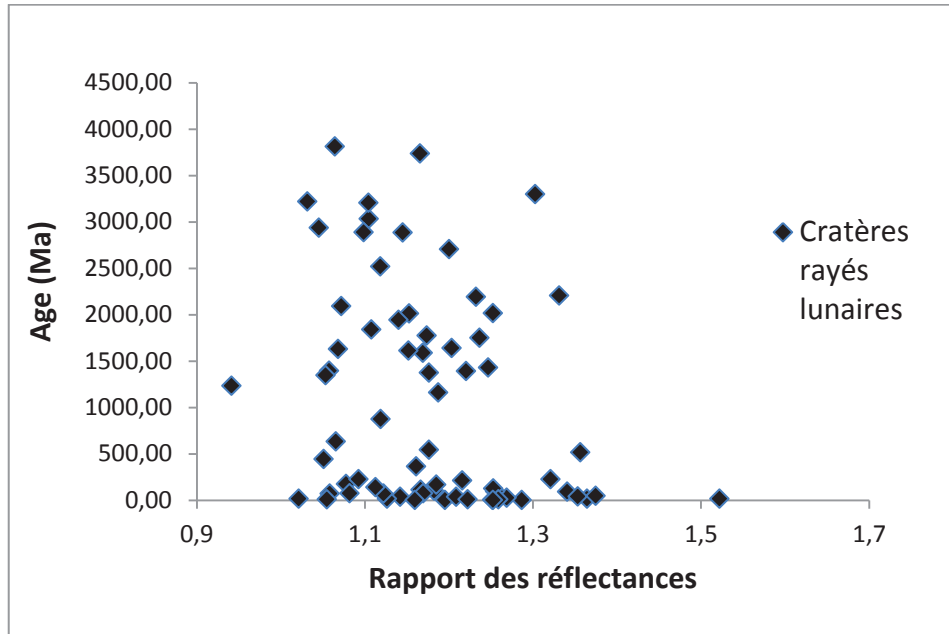


Figure 4.14: Rapport de réflectance entre les rais et les inter-raïes en fonction de l'âge des cratères rayés.

Le diagramme de la figure 4.14 montre le rapport des réflectances que nous avons calculé en fonction des âges des 69 cratères rayés lunaires de notre base de données. Nous pouvons voir sur cette figure que les valeurs des rapports de réflectance sont majoritairement comprises entre 1 et 1,4. Seules deux valeurs se situent à 0,94 et 1,52 soit les cratères Bouguer et Proclus. Il est difficile de dégager une tendance générale du graphique.

L'étude de la réflectance des rais des cratères rayés lunaires nous montre qu'il est difficile d'établir un lien entre la réflectance des rais et l'âge de formation des cratères rayés. Cela peut être expliqué par la composition du substratum. En fonction de la surface affectée par la mise en place des rais d'un cratère, la réflectance des rais peut être différente.

Nous avons également remarqué que la fréquence de formation des cratères rayés pouvait être fonction du diamètre du cratère. La vitesse d'effacement des rais des cratères rayés pourrait être corrélée à la taille du cratère en question. Il est donc difficile d'établir un lien entre l'âge de formation des cratères rayés et la réflectance de leur rais. En effet cette relation dépendrait d'autres paramètres tels que le diamètre du cratère ou encore la composition du substratum sur lequel le cratère se forme.

La conclusion de ce travail est que l'utilisation de la réflectance des rais n'est pas une technique pertinente pour estimer l'âge d'un cratère rayé. Cette technique est pourtant utilisée sur les corps planétaires ne disposant pas d'image à haute résolution pour réaliser l'étude de la cratérisation venue se superposer aux cratères rayés comme nous l'avons faite dans cette thèse sur la Lune.

4.3 Enregistrement du flux d'impact sur le dernier milliard d'années

L'évolution du flux d'impact dans le système solaire interne établie par Neukum et al. (2001) a été déterminée grâce à des études de la surface lunaire. Nous allons voir dans cette section sur quelle période, l'enregistrement du flux d'impact par les cratères rayés a été exhaustif et quelles informations ils nous révèlent.

4.3.1 Période du flux d'impact enregistrée par les cratères rayés lunaires

Afin de déterminer la période sur laquelle a été enregistré le flux d'impact, nous avons mesuré la distribution en taille des cratères rayés sur la surface lunaire (Figure 4.15). Les mesures ont été réalisées sous systèmes d'informations géographiques sur la mosaïque d'images Clementine. Les cratères rayés mesurés et pris en compte ont tous un diamètre supérieur à 15 km (cf. Annexe B). En représentant les données dans le diagramme d'Hartmann (2005), nous voyons que la distribution de taille des cratères rayés lunaires ne suit pas les isochrones du diagramme d'Hartmann (Figure 4.15). La pente de la distribution est plus faible que celle des isochrones. Ceci traduit probablement le processus d'effacement des rais qui ferait que les rais des plus petits cratères, moins étendus, sont plus vite effacés. En revanche toutes les classes de diamètres, hormis la classe la plus petite de 16 à 21 km, sont au-dessus de l'isochrone à 1 Ga. Cela signifie que la population de cratères rayés lunaires que nous étudions couvre au moins la période du dernier milliard d'années. En conséquence les cratères rayés étudiés ici sont un enregistrement exhaustif du flux d'impact du dernier milliard d'années.

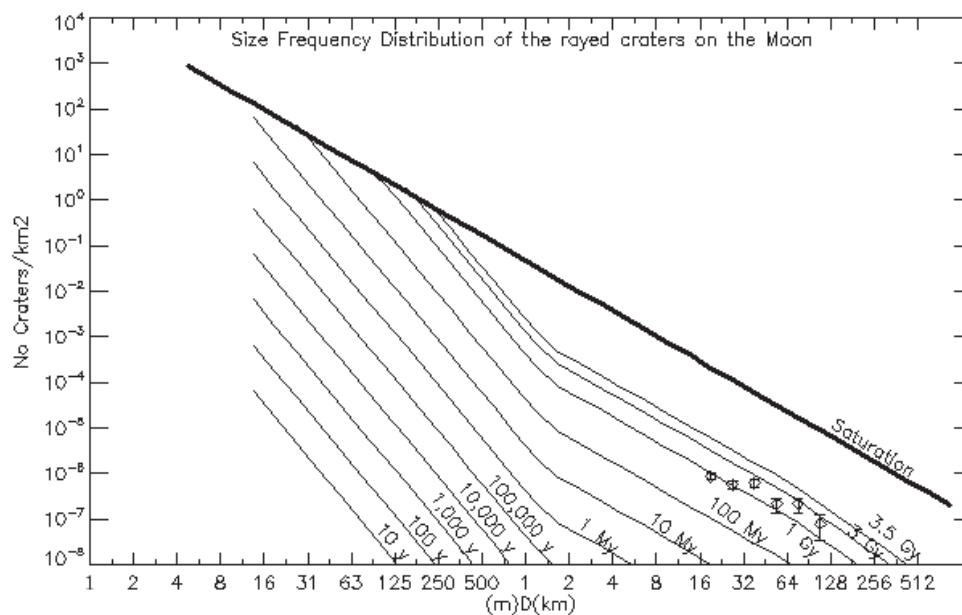


Figure 4.15: Représentation incrémentale de la distribution de taille des cratères rayés étudiés dans cette thèse.

Une étude similaire de la distribution de taille des cratères rayés lunaires de plus de 500 m de diamètre a été réalisée par Werner et Medvedev (2010). Il faut noter que ces auteurs ont travaillé sur un échantillon beaucoup plus grand de cratères rayés (1615 cratères) mais dont la plupart sont des cratères rayés lunaires beaucoup plus petits que ceux que nous avons étudiés (jusqu'à 500 m de diamètre). Les auteurs ont quantifié la densité de cratères rayés à la surface de la Lune et ont étudié leur distribution de taille grâce au modèle d'âge ainsi qu'à la distribution de taille de cratère de Neukum et al. (2001) (Figure 4.16). Ces auteurs ont démontré que la surface lunaire avait enregistré les 750 derniers millions d'années de formation des cratères d'impact en ne prenant en considération uniquement les cratères rayés. Nous pouvons noter néanmoins sur la figure 4.16 qui est une représentation cumulative des cratères rayés lunaires que pour les cratères rayés de plus de 15 km, la distribution est alignée autour de l'isochrone à 1,1 Ga ce qui est en accord avec nos résultats.

Les cratères rayés lunaires que nous avons étudiés sont donc représentatifs du flux d'impact qu'a connu la Lune pendant le dernier milliard d'années.

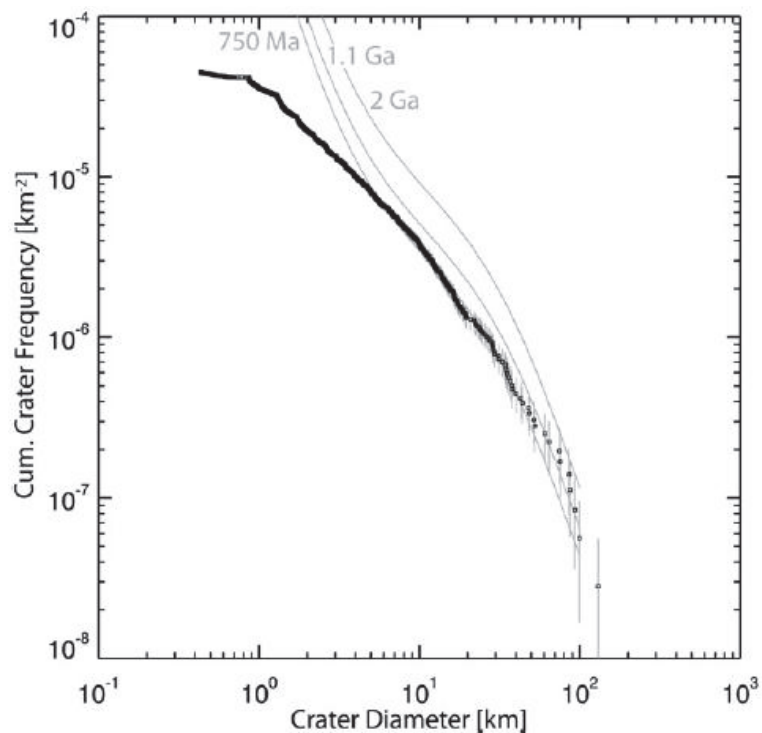


Figure 4.16: représentation cumulative de la distribution de taille des cratères rayés lunaires de plus de 500 m de diamètres, Werner et Medvedev (2010).

4.3.2 Sélection temporelle des cratères rayés lunaires

La figure 4.15 nous indique que les cratères rayés sont un enregistrement fiable sur le dernier milliard d'années et que la classe de cratères rayés de moins de 20 km ne semble pas être totalement conservée. En effet, d'après la figure 4.17, la densité de cratères dont le diamètre est inférieur à 20 km n'atteint pas l'isochrone à 1 Ga. Pour la suite de cette étude, nous nous sommes donc concentrés sur les cratères rayés de plus de 20 km datés de moins de 1 Ga (cf. Figure 4.17).

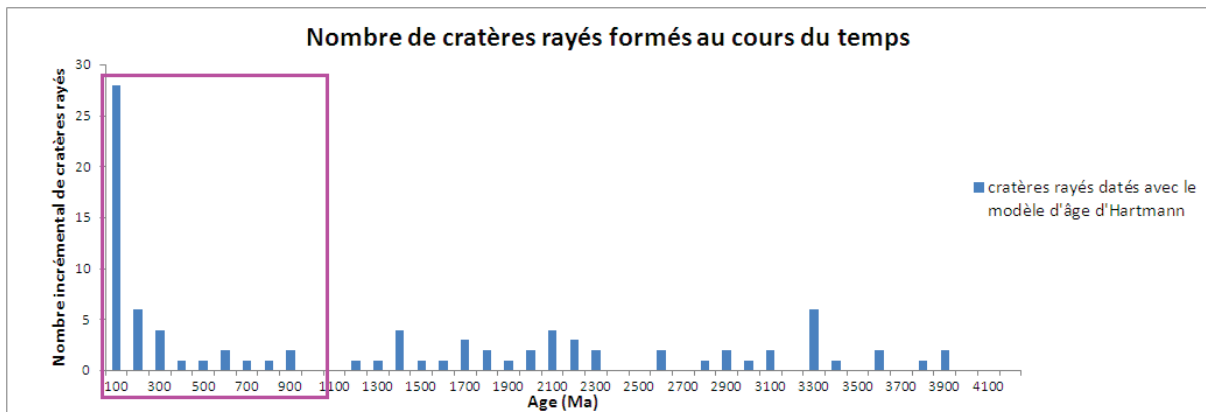


Figure 4.17: Distribution des âges des cratères rayés lunaires dont le diamètre est supérieur à 15 km par incréments de 100 Ma. Le cadre rose indique la période au cours de laquelle l'enregistrement du flux d'impact par les cratères rayés lunaires est complet.

4.3.3 L'enregistrement des cratères rayés au cours du dernier milliard d'années

Etant donné que les cratères rayés que nous avons étudiés sont un enregistrement exhaustif de la cratérisation uniquement sur le dernier milliard d'années, nous avons sélectionné dans notre base de données les cratères rayés lunaires dont nous avons déterminé un âge inférieur ou égal à 1 Ga. Les cratères rayés de plus de 20 km dont l'âge est inférieur à 1 Ga sont au nombre de 69. La Figure 4.18 montre le nombre de cratères rayés accumulés sur la surface lunaire de moins de 1 Ga. La représentation cumulative des âges de ces cratères est ici pertinente car nous estimons des âges minimum de cratères à partir des densités de petits cratères sur les fonds des cratères rayés. Les résultats révèlent une augmentation régulière du nombre de cratères rayés avec le temps. Cette augmentation régulière du nombre de cratères rayés montre la même forme que l'augmentation apparente de glissement de terrain martien que montraient Quantin et al. (2007) que les auteurs interprètent comme une mauvaise prise en compte du flux d'impact dans le modèle d'âge.

En représentation incrémentale (Figure 4.19) la même tendance est observée : la majorité des cratères rayés sont plus récents que 300 Ma et une augmentation est observée de -300 Ma à aujourd'hui. Ce serait les 50 derniers millions d'années que la formation de

CHAPITRE 4 : LES CRATERES RAYES LUNAIRES

cratères rayés aurait été la plus importante. Sur cette période 10 cratères rayés se seraient mis en place sur la surface de la Lune.

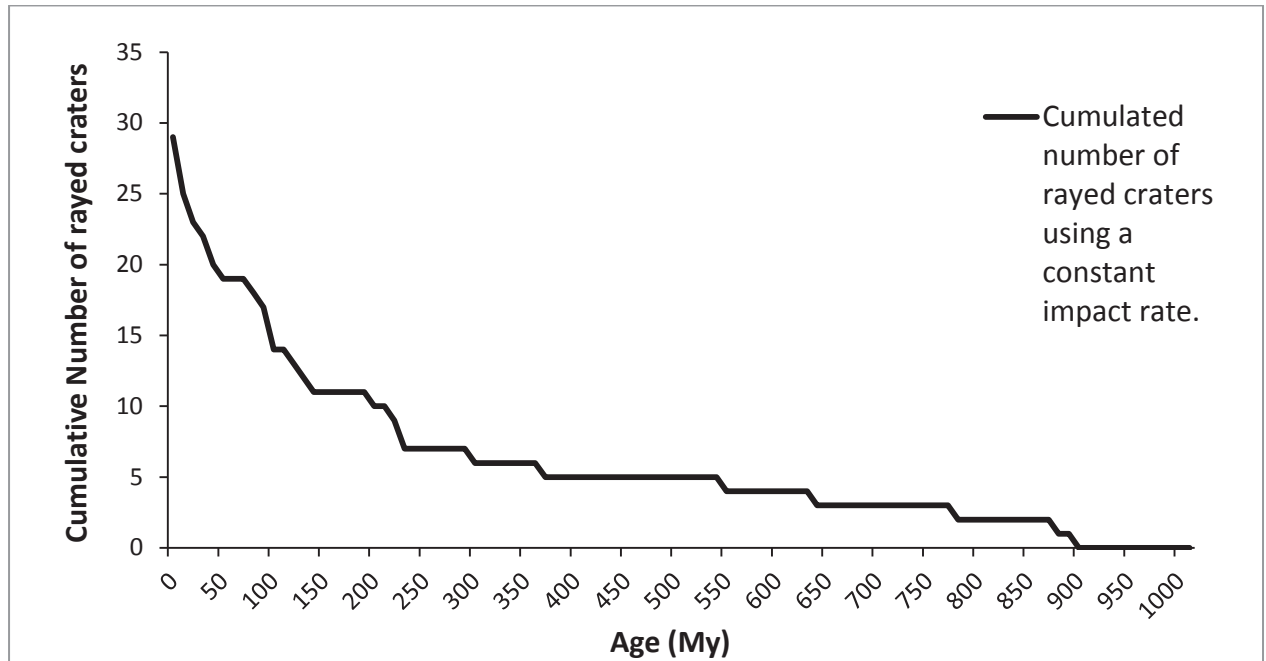


Figure 4.18: Nombre de cratères rayés cumulés sur la surface lunaire au cours du temps sur le dernier milliard d'années.

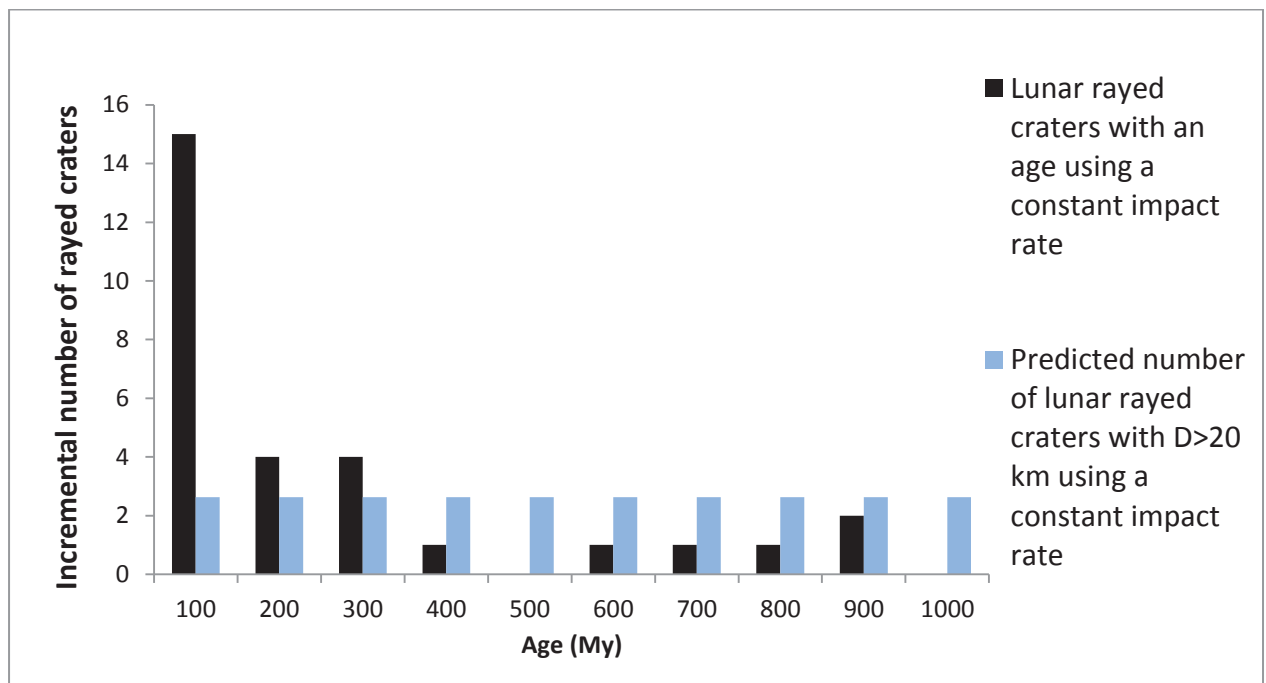


Figure 4.19: Nombre incrémental de cratère rayés formés sur la Lune en fonction du temps et dont les âges sont calculés avec un flux d'impact constant. En bleu : nombre attendu de cratères rayés selon le modèle d'âge d'Hartmann.

Les résultats montreraient donc une augmentation de la cratérisation au cours du temps et même une augmentation régulière. Deux solutions peuvent expliquer ces résultats. La première est que le flux d'impact ait connu une augmentation régulière au cours du dernier milliard d'années et la seconde est que cette tendance n'est qu'apparente et qu'elle en traduit une erreur dans le modèle d'âge utilisé.

La première solution n'est pas en accord avec les contraintes des modèles collisionnels (ex : Bottke et al. (2007)), en effet ces auteurs ne prévoient pas des perturbations plus longues qu'environ 100 Ma et aucune n'aurait eu lieu depuis 160 Ma environ. La mauvaise prise en compte du flux d'impact par le modèle d'âge semble plus probable. Nous allons donc étudier la fréquence des impacts lunaires en utilisant un modèle d'âge impliquant un flux d'impact décroissant sur les 2,7 derniers milliards d'années.

4.3.4 Modèle d'âge avec un flux d'impact décroissant

La fréquence de formation des cratères rayés lunaires montre donc une augmentation régulière sur le dernier milliard d'années. Cette évolution est comparable à la fréquence de formation des glissements de terrain martiens étudiée par Quantin et al. (2007) (Figure 2.30). Pour expliquer leurs observations, ces auteurs émettent l'hypothèse que la fréquence de formation des glissements de terrain martien doit être constante au cours du temps (cf. chapitre 2). Ils ont donc procédé à une inversion de la fréquence de formation des glissements de terrain et en déduisent que le flux d'impact proposé par Neukum et al. (2001) n'est pas adapté à la datation des surfaces récentes. Ils proposent ainsi un nouveau flux d'impact issu de l'inversion de la tendance observée sur les glissements de terrain. Afin de comprendre la fréquence de formation des cratères rayés lunaires, nous proposons donc de recalculer leur fréquence de formation en utilisant le flux d'impact déterminé par Quantin et al. (2007).

Le flux d'impact proposé par ces auteurs décroît d'un facteur 3 sur les 2,7 derniers milliards d'années (Figure 4.20).

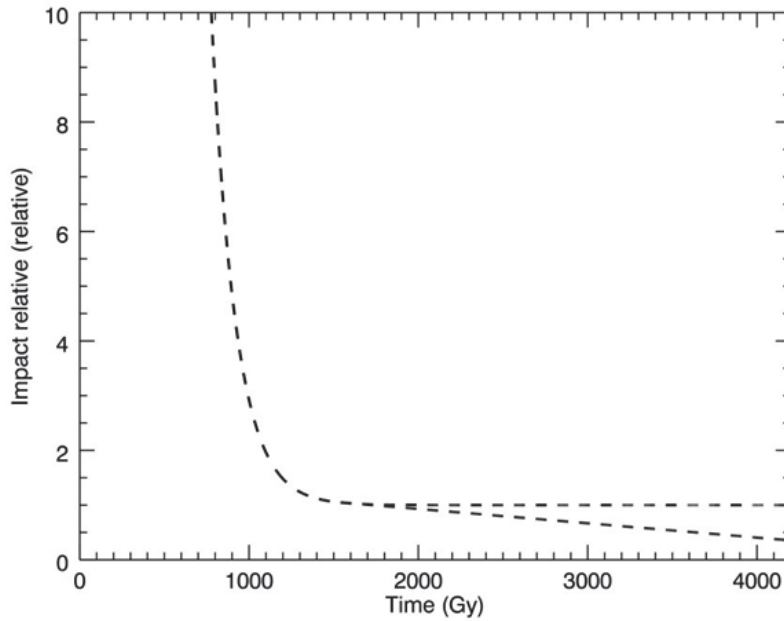


Figure 4.20: Evolution du flux d'impact lunaire en fonction du temps : modèle de Neukum et al. (2001) (courbe supérieure) et modèle utilisé dans cette étude et développé par Quantin et al. (2007).

L'application d'un flux d'impact décroissant d'un facteur 3 à la chronologie de cratérisation lunaire entraîne un vieillissement des âges déterminés entre 2,7 Ga et aujourd'hui (Figure 4.20 et 4.21). Pour une même densité de cratères, l'âge absolu de la surface lunaire étudiée est plus ancien lorsque nous utilisons un modèle d'âge avec un flux d'impact décroissant. Par exemple, le cratère rayé lunaire Necho est daté à 138 Ma avec le modèle d'âge de Neukum incluant un flux constant. L'utilisation d'un flux d'impact décroissant d'un facteur 3 modifie l'âge de formation du cratère et l'établi à 665 Ma. Comme le montre la Figure 4.22, l'effet de vieillissement de l'âge attribué est maximum pour le milieu de la chronologie, c'est-à-dire autour de 2 Ga. Les âges peuvent être vieillis de presque 800 Ma.

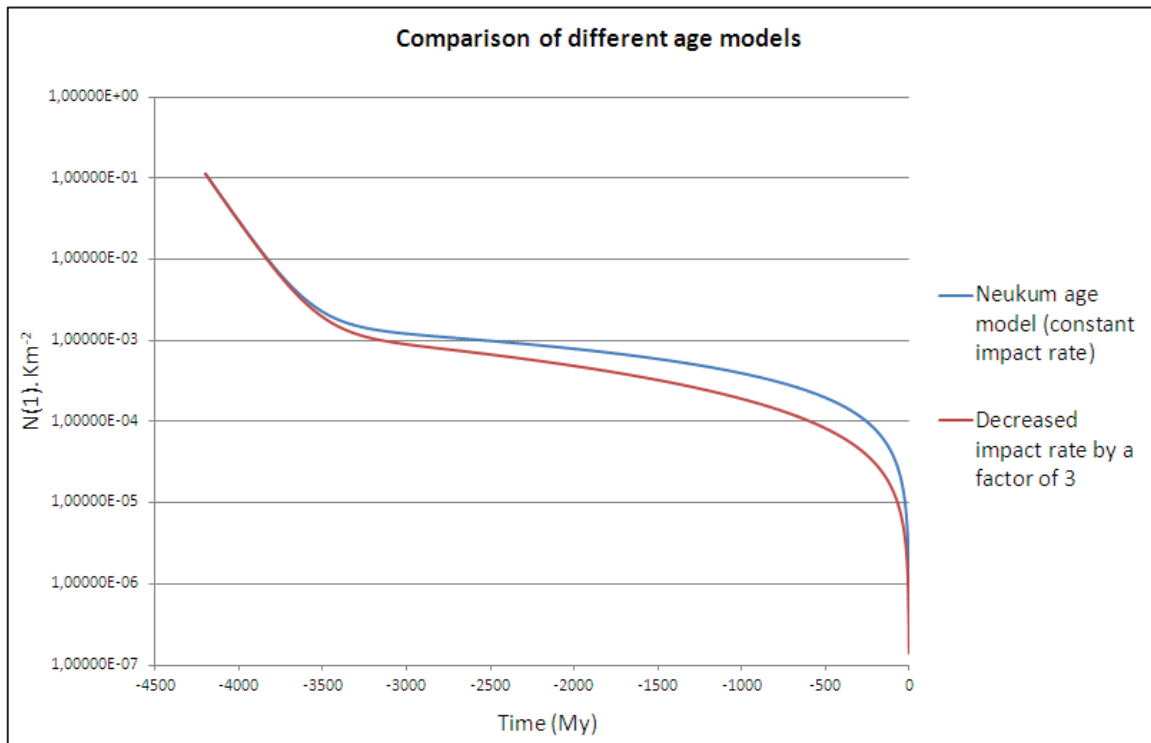


Figure 4.21: Comparaison du modèle d'âge de Neukum et al. (2001) avec un modèle d'âge intégrant un flux d'impact décroissant d'un facteur 3 sur les 2,7 derniers Ga, en fonction du temps.

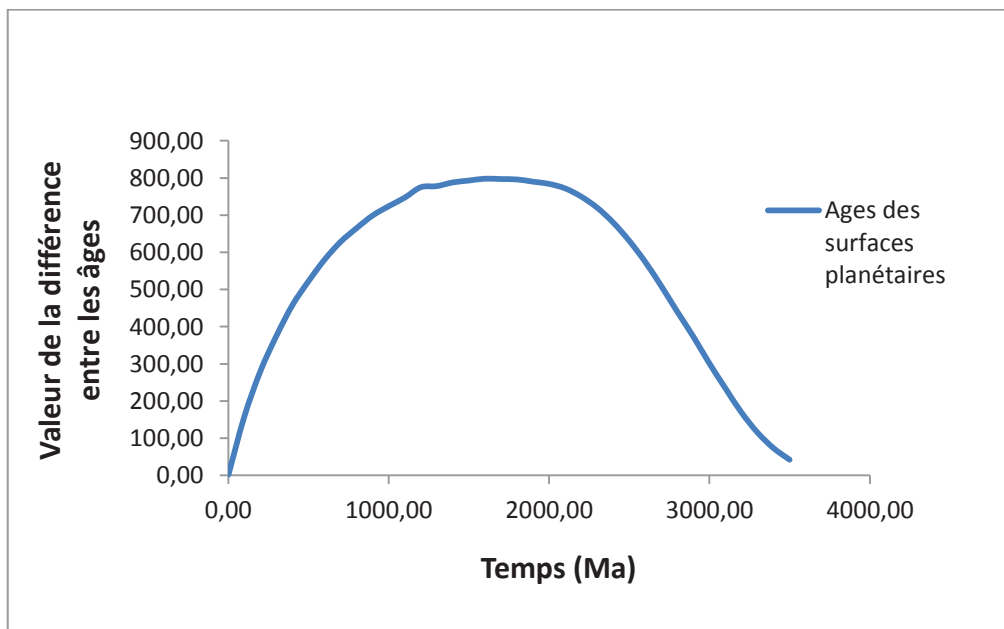


Figure 4.22: Diagramme représentant la différence entre les âges issus du modèle d'âge à flux décroissant d'un facteur 3 et les âges issus du modèle d'âge de Neukum utilisant un flux constant en fonction des âges issus du modèle d'âge de Neukum.

4.3.5 Age des cratères rayés avec le nouveau modèle d'âge

La Figure 4.23 montre en gris la distribution cumulée des âges des cratères rayés datant du dernier milliard d'années en utilisant le modèle d'âge de Neukum et al. (2001). En noir nous avons la distribution des âges de la même population de cratères rayés mais cette fois avec un âge déterminé en utilisant le modèle d'âge incluant un flux d'impact décroissant d'un facteur 3 sur les 2,7 derniers Ga. L'application d'un modèle d'âge utilisant un flux d'impact décroissant d'un facteur 3 montre une homogénéisation de la fréquence de formation des cratères rayés lunaires. La formation des cratères rayés apparaît plus régulière dans le temps.

La Figure 4.24 montre le nombre d'impact au cours du dernier milliard d'années par incrément de 100 millions d'années. L'application d'un flux décroissant de facteur 3 entraîne un étalement plus homogène des impacts dans le temps. Cela met également en évidence deux périodes durant lesquelles la cratérisation est plus importante. De 600 à 500 millions d'années et sur les 100 derniers millions d'années.

Ces résultats peuvent être corrélés aux études de la dynamique du système solaire interne de Bottke et al. (2007). Les auteurs proposent deux augmentations ponctuelles du flux d'impact dans le système solaire interne à 2 périodes différentes. La première augmentation du flux d'impact serait liée à la perturbation de la famille Flora il y a environ 470 millions d'années. La deuxième serait due à la perturbation de la famille Baptistina il y a environ 160 millions d'années.

En corrélant nos résultats avec ceux de Bottke et al. 2007 nous proposons donc que les deux pics de formations de cratères d'impacts que nous observons s'expliquent par les perturbations des familles d'astéroïdes Flora et Baptistina.

Cependant la fréquence de formation des cratères rayés lunaires que nous avons mis en évidence n'est pas totalement en accord avec le flux d'impact utilisé dans le modèle de datation. En effet la fréquence globale de formation de ces cratères, si nous excluons les pics de cratérisation, est assez régulière tandis que le flux d'impact utilisé est décroissant.

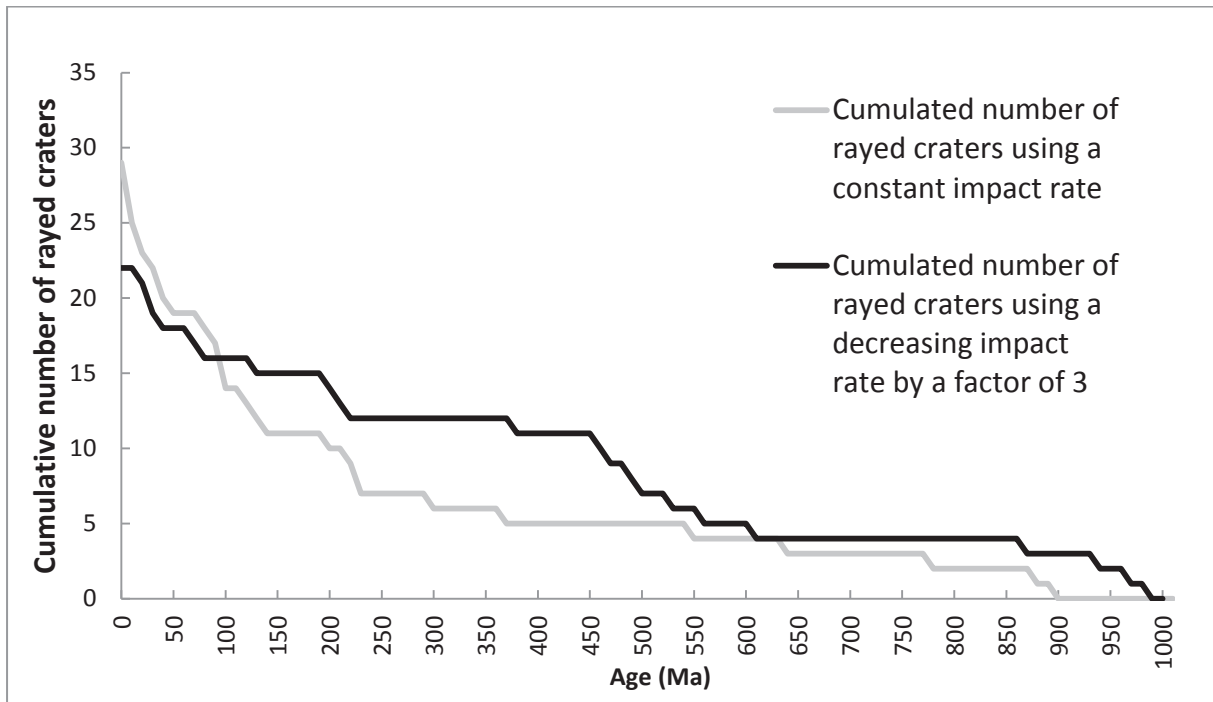


Figure 4.23: Représentation cumulative du nombre de cratères rayés lunaires formés en fonction du temps. La courbe grise montre la fréquence déterminée à partir du modèle d'âge incluant un flux d'impact constant. La courbe noire montre la fréquence de formation des cratères rayés lunaires calculée à partir d'un modèle d'âge incluant un flux d'impact décroissant d'un facteur 3.

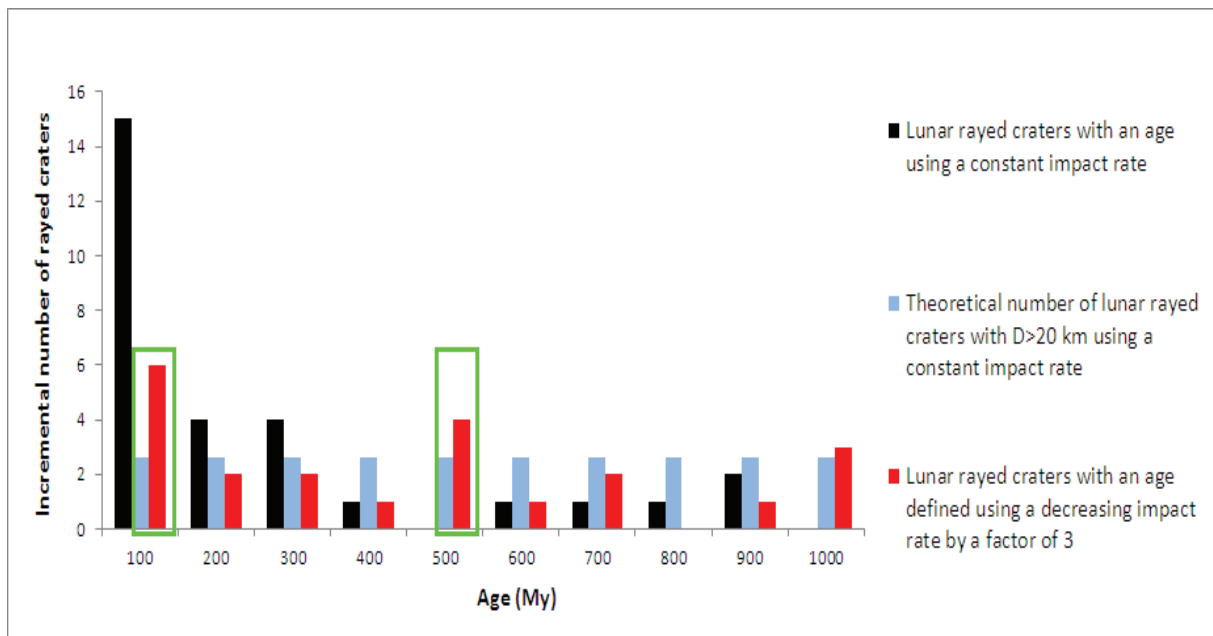


Figure 4.24: Représentation du nombre incrémental de cratères rayés formés au cours du dernier milliard d'années par incrément de 100 Ma avec 2 modèles d'âges différents. En noir nous avons le nombre de cratères rayés formés selon le modèle avec un flux d'impact

constant. En rouge le nombre de cratères rayés formés selon le modèle de flux d'impact décroissant d'un facteur 3. En bleu : nombre théorique de cratères rayés formés prédits par le modèle le modèle d'âge d'Hartmann. Les cadres verts représentent les pics d'activités remarquables.

4.3.6 Discussion

L'étude des cratères rayés menée dans cette thèse nous montre que ces structures se forment de façon régulière, au cours du dernier milliard d'années, avec des périodes de fortes activités limitées dans le temps. Ces résultats ont été obtenus en utilisant un modèle d'âges incluant un flux d'impact décroissant d'un facteur 3. Nous avons fait ce choix car l'utilisation du modèle d'âge de Neukum et al. (2001) montrait une évolution irréaliste d'augmentation régulière de la fréquence de formation des cratères rayés dans le temps (Figure 4.24).

Le modèle d'évolution du flux d'impact décroissant d'un facteur 3 implique aussi que le flux d'impact actuel est 3 fois moins important que celui estimé dans les modèles d'âges usuellement utilisés. Ceci est en accord avec les observations actuelles du flux d'impact sur Mars de Malin et al. (2007) et Daubar et al. (2013) qui prédisent un flux entre $1,65 \times 10^{-6}$ cratères avec un diamètre $\geq 3,9$ m par km^2 et par an et $1,36 \times 10^{-7}$ cratères avec un diamètre ≥ 2 m par km^2 et par an 3 à 5 fois inférieur que le modèle d'âge.

Nous avons vu que les cratères rayés lunaires avaient enregistré les pics de cratérisation depuis environ 1 Ga. D'autres pics ont pu se développer par le passé. Ces pics d'activités sont importants car ils ont un effet direct sur les âges des surfaces planétaires. En effet, ces pics vieillissent les âges des surfaces récentes définis par mesures de densités de cratères. L'impact sur les surfaces anciennes est moindre car la cratérisation des surfaces est telle qu'un pic de cratérisation de l'ordre de ceux que nous observons est une part négligeable.

Enfin nous pouvons également discuter les deux augmentations de cratérisations aux alentours de 100 Ma et 500 Ma (Figure 2.24). Pendant ces deux périodes la fréquence de formation des cratères rayés lunaires passe d'environ 1 à 2 cratères rayés tous les 100 Ma à 4 voire 6 cratères rayés sur 100 Ma. Ces résultats semblent surprenants mais sont en accords avec les observations de Culler et al. (2000) qui ont daté la fréquence de formation des sphérules de verres dans le régolithe lunaire. Ces auteurs montrent que le nombre de sphérules de verres formées au cours des 500 derniers millions d'années connaît deux augmentations soudaines. Une première entre 450 Ma et 500 Ma et une seconde sur les 100 derniers millions d'années. De plus concernant les modélisations dynamiques de l'évolution du système solaire interne, Nesvorný et al. (2007) et Bottke et al. (2007) montrent que des augmentations de cratérisations ont pu se développer il y a environ 160 Ma et 470 Ma. Ces augmentations sont liées aux formations de familles d'astéroïdes, respectivement la famille Baptistina et la famille Flora et auraient multiplié le flux d'impact par un facteur 3 à 4 ce qui est en accord avec nos résultats. Sachant que ces familles d'astéroïdes ont pu rester dans le système solaire

interne pendant environ 60 à 80 Ma, il est donc possible que celles-ci soient à l'origine des augmentations du nombre de cratères rayés que nous observons sur la surface lunaire.

Dans le cas où la relation entre l'augmentation de fréquence de formation des cratères rayés et les perturbations des familles d'astéroïdes se confirmerait, nous pourrions affirmer que les cratères rayés lunaires sont également un outil pour étudier l'historique collisionnel de la ceinture d'astéroïdes.

4.4 Conclusion

Les âges des cratères rayés montrent que ce type de cratère a un potentiel de rétention des rais sur environ 1 milliard d'années. Cependant certains cratères les gardent plus longtemps. Nous avons vu qu'il était difficile d'établir un lien direct entre l'âge des cratères déterminés par mesures de densité de cratères et la réflectance des rais.

Nous avons également vu au cours de ce chapitre que la fréquence de formation des cratères rayés montrait une augmentation exponentielle apparente au cours du temps en utilisant un modèle d'âge faisant l'hypothèse que le flux d'impact est constant sur les 3 derniers milliards d'années. En utilisant cette fois un modèle d'âge incluant un flux d'impact décroissant d'un facteur 3 sur la période des 2,7 derniers Ga la fréquence des cratères rayés est plus régulière dans le temps avec des pics remarquables d'activité. En effet des augmentations du taux de cratérisation surviennent à environ 100-200 Ma et 400-500 Ma. Cette évolution est en accord avec les modèles dynamiques actuels. D'après les simulations de Bottke et al. (2007), le flux d'impact serait moins important que les prédictions et aurait été augmenté par deux fois lors du dernier milliard d'années. Il y a environ 470 Ma un pic d'activité aurait été développé par la perturbation de la famille d'astéroïdes Flora. Un évènement similaire serait survenu il y a 160 Ma environ dû à des perturbations de la famille d'astéroïdes Baptistina. Les résultats de notre étude sont donc en bon accord avec ces modélisations.

Références

- Bottke, W. F., Vokrouhlický, D., & Nesvorný, D. (2007). An asteroid breakup 160 Myr ago as the probable source of the K/T impactor. *Nature*, 449(7158), 48–53. doi:10.1038/nature06070
- Culler, T. S. (2000). Lunar Impact History from ⁴⁰Ar/³⁹Ar Dating of Glass Spherules. *Science*, 287(5459), 1785–1788. doi:10.1126/science.287.5459.1785
- Daubar, I. J., McEwen, a. S., Byrne, S., Kennedy, M. R., & Ivanov, B. (2013). The current martian cratering rate. *Icarus*, 225(1), 506–516. doi:10.1016/j.icarus.2013.04.009
- Gallant, J., Gladman, B., & Čuk, M. (2009). Current bombardment of the Earth–Moon system: Emphasis on cratering asymmetries. *Icarus*, 202(2), 371–382. doi:10.1016/j.icarus.2009.03.025
- Grier, J. a., McEwen, A. S., Lucey, P. G., Milazzo, M., & Strom, R. G. (2001). Optical maturity of ejecta from large rayed lunar craters. *Journal of Geophysical Research*, 106(E12), 32847. doi:10.1029/1999JE001160
- Hartmann, W. K. (2005). Martian cratering 8: Isochron refinement and the chronology of Mars. *Icarus*, 174(2), 294–320. doi:10.1016/j.icarus.2004.11.023
- Hartmann, W. K., Quantin, C., Werner, S. C., & Popova, O. (2010). Do young martian ray craters have ages consistent with the crater count system? *Icarus*, 208(2), 621–635. doi:10.1016/j.icarus.2010.03.030
- Hartmann, W. K., Quantin, C., & Mangold, N. (2007). Possible long-term decline in impact rates. *Icarus*, 186(1), 11–23. doi:10.1016/j.icarus.2006.09.009
- Hartung, J.B. (1976). Was the formation of a 20 km diameter impact crater on the Moon observed on June 18, 1178?, *Meteoritics*, Vol. 11(3), 187-194.
- Le Feuvre, M., & Wieczorek, M. A. (2011). Nonuniform cratering of the Moon and a revised crater chronology of the inner Solar System. *Icarus*, 214(1), 1–20. doi:10.1016/j.icarus.2011.03.010
- Lucey, P.G., Blewett, D.T., Taylor, G.J. and Hawke, B.R. (2000). Imaging of lunar surface maturity, *Journal of Geophysical Research*, Vol. 05, 20,377-20,386.
- Malin, M. C., Bell, J. F., Cantor, B. a., Caplinger, M. a., Calvin, W. M., Clancy, R. T., Edgett, K. S., et al. (2007). Context Camera Investigation on board the Mars Reconnaissance Orbiter. *Journal of Geophysical Research*, 112(E5), E05S04. doi:10.1029/2006JE002808
- Melosh H.J. (1989), *Impact Cratering: A Geological Process*, New York: Oxford University Press, 245 pp.

CHAPITRE 4 : LES CRATERES RAYES LUNAIRES

Michael, G. G., & Neukum, G. (2010). Planetary surface dating from crater size–frequency distribution measurements: Partial resurfacing events and statistical age uncertainty. *Earth and Planetary Science Letters*, 294(3-4), 223–229. doi:10.1016/j.epsl.2009.12.041

Morota, T., Haruyama, J., Miyamoto, H., Honda, C., Ohtake, M., Yokota, Y., Matsunaga, T., et al. (2009). Formation age of the lunar crater Giordano Bruno. *Meteoritics & Planetary Science*, 44(8), 1115–1120. doi:10.1111/j.1945-5100.2009.tb01211.x

Neukum, G., Ivanov, B. A., & Hartmann, W. K. (2001). Cratering record in the inner solar system in relation to the lunar reference system, *Space Science Reviews*, Vol. 96, Issue 1-4, 55 – 86.

Plescia, J.B., Robinson, M.S. & Paige, D.A.(2010). Giordano Bruno: the young and the restless, *Proceedings for the 41st Lunar and Planetary Science Conference*, Abstract 2038.

Quantin, C., Mangold, N., Hartmann, W. K., & Allemand, P. (2007). Possible long-term decline in impact rates. *Icarus*, 186(1), 1–10. doi:10.1016/j.icarus.2006.07.008

Stöffler, D. & Ryder G. (2001). Stratigraphy and isotope ages of lunar geologic units: chronological standard for the inner solar system, *Space Science Reviews*, Vol. 96, 9-54.

Tera, F., Papanastassiou, D.A., Wasserburg, G.J. (1974). Isotopic evidence for a terminal lunar cataclysm, *Earth and Planetary Science Letters*, 22 (1974) 1-21

Werner, S. C., & Medvedev, S. (2010). The Lunar rayed-crater population — Characteristics of the spatial distribution and ray retention. *Earth and Planetary Science Letters*, 295(1-2), 147–158. doi:10.1016/j.epsl.2010.03.036

Wiesel, W. (1971). The meteorite flux at the lunar surface. *Icarus* 15, 373–383.

Wilhelms, D.E. (1987). The geologic history of the Moon, *U.S. Geological Survey Professional Paper* 1348, pp 302.

Chapitre 5 : Implications pour la datation de surfaces lunaires avec des cratères de moins de 1 km de diamètre

5.1 Introduction	177
5.2 Détermination de la distribution de taille des cratères dont le diamètre est inférieur à 100 m.	177
5.2.1 <i>Introduction</i>	177
5.2.2 <i>Méthodologie</i>	178
5.2.3 <i>Résultats</i>	181
5.2.4 <i>Discussion</i>	183
5.3 Test de la chronologie lunaire pour les densités de cratères de petits diamètres.	184
5.3.1 <i>Introduction</i>	185
5.3.2 <i>Dataset and method</i>	187
5.3.3 <i>Tycho</i>	188
5.3.4 <i>Copernicus</i>	191
5.3.5 <i>Autolycus</i>	193
5.3.6 <i>Comparison with the Neukum model age</i>	195
5.3.7 <i>Uncertainties about the Apollo ages</i>	197
5.4 Conclusion	200
Références	201

5.1 Introduction

La fonction de production lunaire et par conséquent les isochrones calculées ont été définies à partir de mesures de densités de cratères avec un diamètre supérieur à 250 m (cf. section 2.1). Très peu de mesures ont jusqu'ici été réalisées pour contraindre la fonction de production lunaire en deçà de 250 m et par extension, la pente de cette fonction de production est considérée identique à celle entre 250 m et 1 km. Les mesures de densités de cratères que nous avons réalisées au cours de cette thèse sur le fond des cratères rayés lunaires permettent d'étudier la distribution de taille des cratères d'impact jusqu'à 4 m de diamètre. Contraindre la fonction de production des petites tailles de cratères est un enjeu important pour la datation des surfaces planétaires récentes sur lesquelles seules ces petites classes de cratères sont représentées.

A cours du chapitre 4, nous avons vu que nos mesures de densités de cratères sur le fond des cratères rayés lunaires suggéraient que le modèle d'âge utilisé dans les modèles de datation actuels n'était pas adéquate. Notre base de données de cratères rayés analysés dans le chapitre 4 contient 3 cratères d'impact en lien avec des échantillons lunaires. Nous avons donc confronté nos mesures à différents diamètres, sur ces 3 sites particuliers, au modèle d'âge de Neukum et al. (2001).

Ces deux parties permettent une réflexion sur la fiabilité de la chronologie par les impacts des surfaces récentes.

5.2 Détermination de la distribution de taille des cratères dont le diamètre est inférieur à 100 m.

5.2.1 Introduction

La distribution de taille des cratères lunaires du diagramme d'Hartmann a été définie par mesures de densités de cratères sur les mers lunaires (cf. section 2.1.1, Hartmann (1965)).

Les données disponibles à cette époque ont permis de définir une distribution de taille des cratères dont le diamètre est supérieur à 250 m. Les classes de diamètres plus petites sont difficiles à étudier sur les mers lunaires car la cratérisation intense de la Lune entraîne la saturation des surfaces en cratères de petite taille. L'étude de la distribution de taille des cratères dont le diamètre est inférieur à 250 m n'est possible que sur les surfaces lunaires jeunes qui n'ont pas été étudiées avant la mission LRO et ses images à très hautes résolution. Néanmoins la pente de la distribution dans la gamme de diamètres inférieurs à 250 m est extrapolée comme la continuité de la pente forte observée pour les cratères dont le diamètre est inférieur à 1,41 km. Cette pente dans un diagramme incrémental croisant la densité de cratères en logarithme de base 10 et le diamètre en logarithme de base 2 est de -3,82 (Hartmann et Gaskell (1997)).

CHAPITRE 5 : IMPLICATIONS POUR LA DATATION DE SURFACES LUNAIRES AVEC DES CRATERES DE MOINS DE 1 KM DE DIAMETRE

Nous proposons ici d'analyser la pente des distributions de taille des cratères sur le fond des cratères rayés qui sont les surfaces les plus jeunes de la Lune comme nous l'avons vu dans le chapitre précédent.

Sur les 91 cratères rayés dont nous avons analysé la distribution de taille et déterminé un âge dans le chapitre 4, seuls 34 ont des distributions de taille de cratères qui n'atteignent pas la saturation pour les classes des cratères dont le diamètre est inférieur à 250 m. Nous avons donc réalisé une étude statistique des distributions de taille de cratères de moins de 250 m de diamètre sur ces 34 cratères rayés. Le but de cette étude est de proposer une pente commune aux surfaces lunaires pour les classes de cratères dont le diamètre est inférieur à 250 m.

5.2.2 Méthodologie

Les 34 cratères rayés utilisés pour l'étude de la distribution de taille des cratères dont le diamètre est inférieur à 250 m sont répertoriés dans la Table 5.1. Dans cette étude nous nous sommes donc focalisés sur les classes de diamètres suivantes : de 250 m à 176 m ; de 176 m à 125 m ; de 125 m à 88,3 m ; de 88,3 m à 62,5 m ; de 62,5 m à 44,2 m ; de 44,2 m à 31,2 m ; de 31,2 m à 22,1 m ; de 22,1 m à 15,6 m ; de 15,6 m à 11 m ; de 11 m à 7,81 m ; de 7,81 m à 5,52 m et de 5,52 m à 3,9 m. Les distributions de taille des cratères issues des mesures réalisées sur le fond des cratères rayés n'ont pas toujours les mêmes gammes de diamètres. Cela dépend de l'âge du cratère rayé, de la résolution de l'image et de la taille de l'aire comptée. C'est la raison pour laquelle nous avons étudié les pentes des distributions de taille des cratères en suivant deux approches distinctes.

La première approche est de déterminer la pente de la distribution sur la totalité des classes de diamètres de moins de 250 m définies par les mesures de densités de cratères en excluant celles qui atteignent la saturation (ex : Figure 5.1). Ainsi nous obtenons la pente moyenne de la distribution. Nous réalisons cela en utilisant la méthode des moindres carrés détaillée dans la section 3.3.4. Le désavantage de cette méthode est qu'il est difficile de comparer les pentes des distributions d'un cratère rayé à un autre lorsque la gamme de diamètre est différente.

CHAPITRE 5 : IMPLICATIONS POUR LA DATATION DE SURFACES LUNAIRES
 AVEC DES CRATÈRES DE MOINS DE 1 KM DE DIAMÈTRE

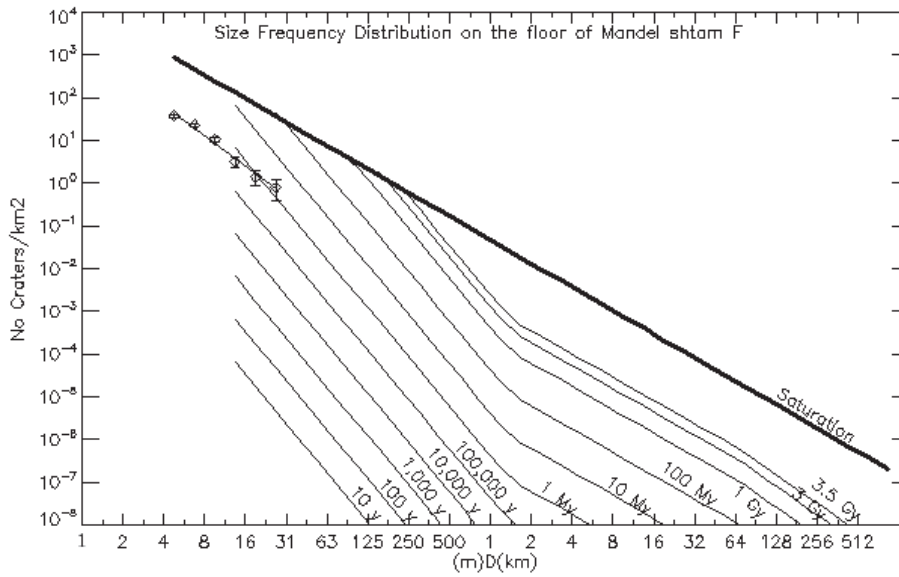


Figure 5.1: Distribution en taille des cratères sur le fond du cratère Mandel'Shtam F. Le trait noir nous donne une pente moyenne de -2,51.

La seconde approche pour étudier la distribution de taille des cratères sur le fond des cratères rayés est de calculer la pente entre chaque classe de diamètres (Figure 5.2). Ainsi nous pouvons faire des statistiques par classe de diamètres.

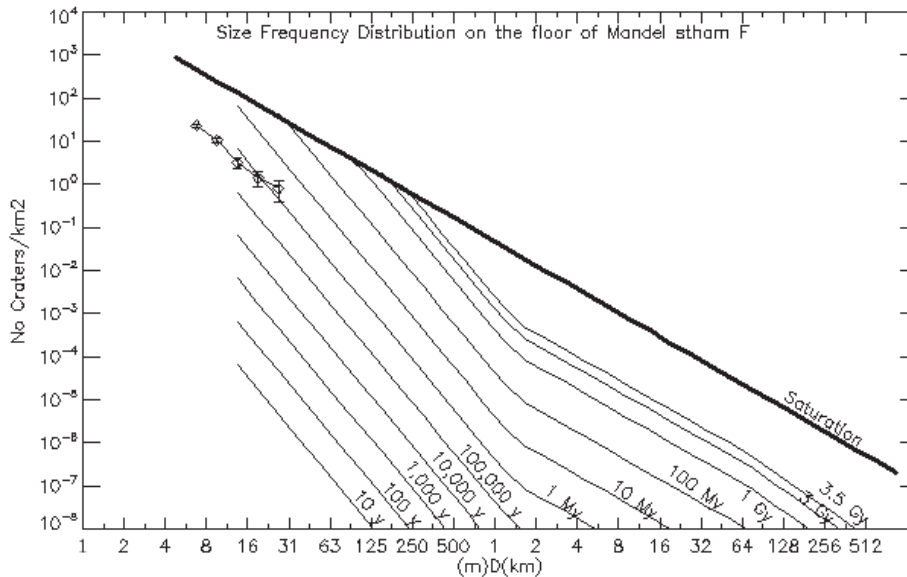


Figure 5.2: Distribution en taille des cratères sur le fond du cratère Mandel'Shtam F. Le trait noir correspond aux pentes entre chaque classe de diamètre.

CHAPITRE 5 : IMPLICATIONS POUR LA DATATION DE SURFACES LUNAIRES
AVEC DES CRATERES DE MOINS DE 1 KM DE DIAMETRE

Nom	Diamètre (km)	Classes de diamètres utilisées (m)	Pentes
Adams B	28	15,6 à 44,2	-2,93
Agatharchides A	16	15,6 à 62,5	-2,73
Aristarchus	40	7,81 à 44,2	-2,84
Briggs B	25	15,6 à 176	-2,20
Byrgius A	19	3,9 à 22,1	-2,81
Cleostratus J	20	22,1 à 125	-1,84
Condorcet T	15	15,6 à 125	-2,17
Dionysius	18	11 à 62,5	-2,40
Epigenes A	18	11 à 62,5	-3,16
Gassendi A	33,2	11 à 88,3	-2,43
Gerasimovich D	26,8	31,2 à 250	-2,17
Giordano Bruno	22	5,52 à 31,2	-2,85
Glushko	43	5,52 à 88,3	-2,65
Golitsyn J	19,5	31,2 à 125	-3,17
Inconnu 3	16	44,2 à 176	-1,88
Inconnu 5	18	15,6 à 88,3	-2,61
Jackson	71	44,2 à 250	-2,48
Janssen K	16	11 à 88,3	-2,66
Larmor Q	24	11 à 44,2	-3,24
	22	5,52 à 44,2	-2,65
		22,1 à 125	-2,45
Lichtenberg		88,3 à 250	-2,91
	20	15,6 à 44,2	-2,43
Mandel'shtam		22,1 à 125	-2,73
Ohm	17	5,52 à 31,2	-2,51
Olbers A	64	15,6 à 88,3	-2,31
	43,8	15,6 à 125	-2,42
Petavius B		62,5 à 250	-1,98
Poincare X	33	5,52 à 31,2	-2,55
Proclus	19	15,6 à 125	-2,95
Ryder	28	7,81 à 44,2	-2,39
Thales	17	7,81 à 44,2	-3,81
Tralles A	31	5,52 à 31,2	-2,64
Tycho	18	11 à 62,5	-2,93
	86	31,2 à 176	-2,38
Van Newman F		11 à 31,2	-2,89
Ventris	30	62,5 à 250	-3,14

CHAPITRE 5 : IMPLICATIONS POUR LA DATATION DE SURFACES LUNAIRES
AVEC DES CRATERES DE MOINS DE 1 KM DE DIAMETRE

Nom	Diamètre (km)	Classes de diamètres utilisées (m)	Pentes
Wiener F	18	11 à 44,2	-3,16
	47	15,6 à 125	-2,07

Table 5.1 : Pentes moyennes des distributions de taille des cratères sur les cratères rayés lunaires étudiés ici.

5.2.3 Résultats

La table ci-dessus recense les cratères rayés lunaires utilisés pour l'étude de la distribution de taille des cratères dont le diamètre est inférieur à 250 m. Pour chaque cratère rayé nous avons déterminé la pente moyenne de la distribution des classes de diamètre inférieur à 250 m. La colonne 4 de la table 5.1 présente la pente moyenne calculée alors que la colonne 3 indique les gammes de diamètre utilisées pour calculer cette pente moyenne.

En faisant la moyenne de toutes les pentes répertoriées au cours de cette étude, nous obtenons une pente de -2,63 pour la distribution de taille des cratères dont le diamètre est inférieur à 250 m c'est-à-dire beaucoup plus faible que la pente estimée de -3,82 dans les isochrones d'Hartmann et Gaskell (1997).

La médiane de notre population de pentes de distribution est de -2,63 et l'écart-type est de 0,41.

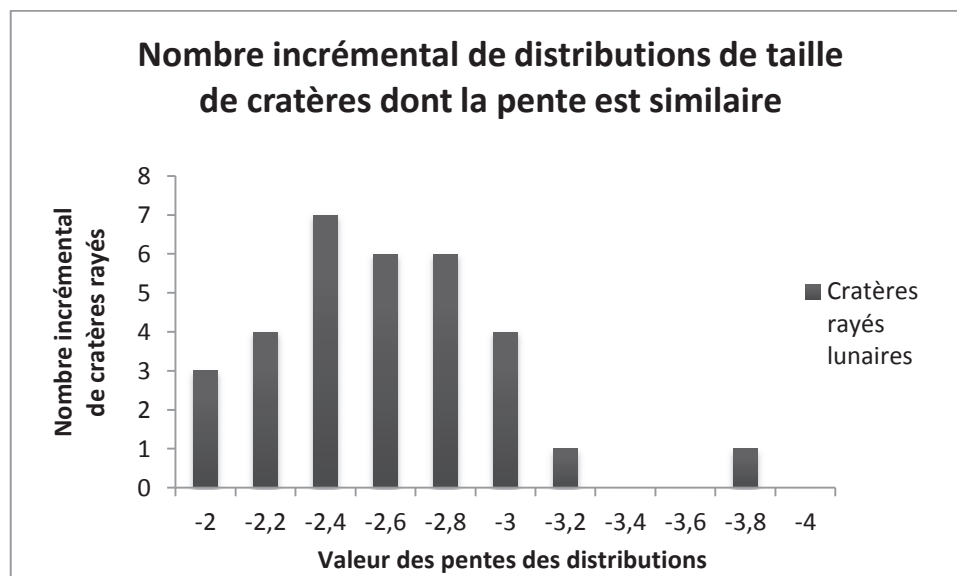


Figure 5.3: Histogramme des valeurs des pentes moyennes des distributions de taille des cratères mesurées sur le fond des cratères rayés lunaires.

CHAPITRE 5 : IMPLICATIONS POUR LA DATATION DE SURFACES LUNAIRES AVEC DES CRATERES DE MOINS DE 1 KM DE DIAMETRE

L'histogramme des pentes moyennes mesurées (Figure 5.3) montre une distribution de type gaussienne centrée autour de -2,6. Il est à noter que la plupart des valeurs de pentes moyennes mesurées sont inférieures à -3,82, valeur de la pente dans ces gammes de taille jusqu'alors estimée.

Pour la seconde approche, nous avons calculé la pente entre chaque classe de diamètres. Et nous avons moyenné toutes les pentes déterminées sur les 34 cratères rayés entre chaque classe de diamètre. La couverture globale des distributions de taille de cratères sur les 34 cratères étudiés s'étend de 3,9 m à 250 m. Les résultats sont présentés dans la Figure 5.4. L'erreur sur les moyennes des pentes de chaque classe correspond aux écarts types. La barre d'erreur en abscisse correspond aux gammes de diamètres couvertes par chaque classe de diamètres.

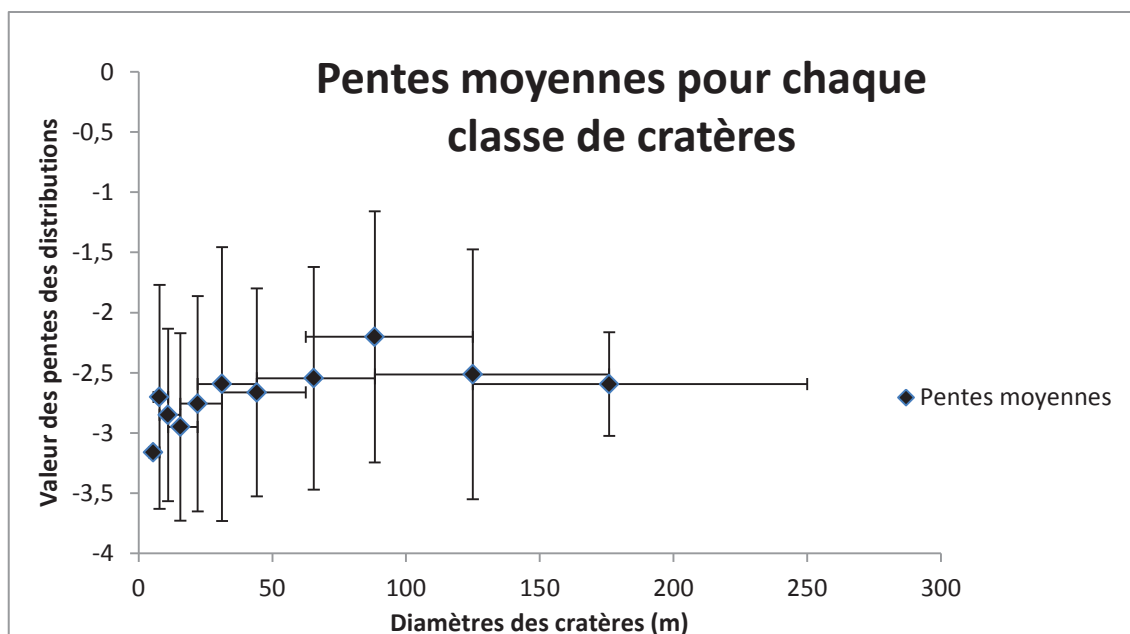


Figure 5.4: Pentes moyennes calculées entre chaque classe de diamètre des distributions de taille de cratères mesurées sur le fond des cratères rayés lunaires. L'erreur en ordonnées correspond à l'écart type de la valeur de pente moyenne. La barre d'erreur en abscisse correspond à la gamme de diamètre couverte par chaque classe de cratère.

La Figure 5.4 nous montre que la disparité des pentes entre classes de diamètres est importante. Cependant les valeurs des moyennes des pentes des classes de diamètres entre 250 m et 15,6 m montrent une tendance moyenne autour de -2,5. Les classes de diamètres les plus petites, dont le diamètre est inférieur à 15,6 m ont des pentes moyennes plus élevées.

CHAPITRE 5 : IMPLICATIONS POUR LA DATATION DE SURFACES LUNAIRES AVEC DES CRATERES DE MOINS DE 1 KM DE DIAMETRE

5.2.4 Discussion

La pente moyenne de -2,63 que nous obtenons en faisant la moyenne de toutes les pentes des distributions de taille des cratères mesurées est plus faible que la pente de la branche raide du diagramme d'Hartmann. En effet la branche raide du diagramme d'Hartmann définie sur les mers lunaires a une pente de -3,82.

La première hypothèse à discuter pour expliquer cette différence est l'effet des propriétés de la cible impactée. En effet selon le matériel dans lequel l'impact forme le cratère, la taille de la cavité du cratère varie (Van der Bogert et al. (2010)) (cf. chapitre 1, Figure 1.23). Ainsi plus le matériel de la cible est résistant plus le diamètre du cratère est petit. Une cible dont le matériel est compétent aura donc une distribution de cratères avec des diamètres plus faibles qu'une cible dont le matériel est moins résistant pour une population de projectiles identiques. Cela peut donc influencer la pente de la distribution en diminuant la densité des cratères de petites tailles. En effet ce phénomène affecte préférentiellement les petits cratères car plus l'énergie lors de l'impact est importante et moins la compétence de la cible est une variable importante pour définir la taille du cratère final.

Les isochrones ont été définies par des mesures effectuées sur les mers lunaires. Cependant les mers lunaires sont des surfaces sur lesquelles la cratérisation secondaire est présente. Comme l'écrit Hartmann (2005), les isochrones seraient donc une représentation du flux d'impact primaire mélangé au flux d'impact secondaire. Shoemaker (1965a, b) avance que la pente forte de la distribution de cratères de taille de moins de 1 km est due à la cratérisation secondaire. Les distributions déterminées au cours de cette étude sont issues de mesures de densités de cratères sur le fond des cratères rayés lunaires. Ces surfaces jeunes sont donc peu affectées par la cratérisation secondaire. Or nous savons que la cratérisation secondaire augmente la pente de la distribution de taille des cratères (cf. chapitre 2). La différence de pentes entre nos mesures et les isochrones peut donc être partiellement expliquée par la présence de cratères secondaires pris en compte dans les mesures de densités de cratères des mers lunaires ayant servi à établir ces isochrones. La pente de la distribution de taille des cratères plus faible sur le fond de nos cratères rayés pourrait être expliquée par une cratérisation majoritairement primaire.

Le rôle du micro-bombardement météoritique aussi peut être discuté pour analyser la différence de pente entre les isochrones et les distributions que nous observons sur le fond des cratères rayés lunaires. En effet nous pouvons penser que la dégradation des cratères d'impact par le micro-bombardement influence les densités de cratères mesurées sur la surface lunaire. Cependant si cet effet a une influence sur la pente des distributions mesurées, cela n'explique pas pourquoi la pente des classes de diamètres des cratères avec $D < 20$ m sont plus fortes que les pentes des classes de diamètres à $D > 20$ m. En effet le bombardement météoritique devrait affecter principalement les classes de cratères plus petites ce qui n'est pas le cas.

Enfin un dernier effet pourrait expliquer les écarts entre les isochrones et les pentes de nos distributions. Il s'agit des glissements de terrain qui seraient déclenchés par secousses

CHAPITRE 5 : IMPLICATIONS POUR LA DATATION DE SURFACES LUNAIRES AVEC DES CRATERES DE MOINS DE 1 KM DE DIAMETRE

sismiques. En effet les glissements de terrain sont des figures géologiques capables de boucher ou de déformer les cratères d'impacts (Van der Bogert et al. (2012)). Richardson et al. (2005) ont développé un modèle montrant que les cratères d'impact peuvent être comblés par mouvements de matière déclenchés par les ondes sismiques émises par les impacts (cf. section 1.3.2). Les glissements de terrain peuvent donc être un facteur d'effacement des cratères d'impact. Cependant cela n'explique pas non plus le fait que les classes de diamètres les plus petites aient une pente de distribution plus importante que les grandes classes de diamètres.

Les distributions de taille de cratères définies dans notre étude suggèrent que les isochrones lunaires ont une pente moins élevée que ce que nous pensons aujourd'hui. Nos mesures mettent en avant une pente moyenne de -2,63 cependant cette valeur doit être confirmée avec des mesures sur différentes surfaces planétaires afin qu'elle soit mieux contrainte.

5.3 Test de la chronologie lunaire pour les densités de cratères de petits diamètres.

La chronologie lunaire a été développée grâce aux échantillons lunaires prélevés lors des missions Apollo et Luna corrélés ensuite avec des densités de cratères de plus de 1 km mesurées sur la surface lunaire. Nous avons mesuré la densité de cratères de moins de 1 km au fond de 3 cratères rayés qui bénéficient d'échantillons lunaires. Nous allons voir ici comment nos mesures de cratères de moins de 1 km se confrontent au modèle d'âge de Neukum et al. (2001).

Le cratère rayé Copernicus est daté à 800 Ma grâce aux échantillons prélevés lors de la mission Apollo 12 (cf. chapitre 2). Les échantillons qui ont servi à dater ce cratère ont été prélevés sur les rais du cratère Copernicus. Cependant des doutes subsistent sur le lien entre le cratère rayé et les échantillons de la mission Apollo 12 utilisés pour le dater. En effet la composition de ces échantillons ne correspondrait pas à la composition des roches mises à l'affleurement lors de la formation du cratère Copernicus.

L'âge du cratère rayé Tycho est associé aux échantillons prélevés sur le site d'alunissage de la mission Apollo 17 dans la vallée Taurus Littrow. Ces échantillons datent la formation du cratère à 109 Ma (cf. chapitre 2). Cependant la représentativité des échantillons datant la formation de Tycho ne font pas consensus. En effet la zone échantillonnée pendant la mission Apollo 17 est localisée à environ 2250 km du cratère Tycho. Un des arguments permettant d'affirmer que cet échantillon date bien Tycho est que la distribution de taille des cratères de la surface échantillonnée pendant la mission Apollo 17 est très proche de la distribution de taille des cratères mesurée sur la couverture d'éjecta du cratère Tycho. Pour tester cette idée nous avons nous-même réalisé des comptages sur le site d'alunissage d'Apollo 17 et sur le cratère Tycho.

CHAPITRE 5 : IMPLICATIONS POUR LA DATATION DE SURFACES LUNAIRES AVEC DES CRATERES DE MOINS DE 1 KM DE DIAMETRE

Le cratère Autolycus (39 km de diamètre) fût daté à partir d'échantillons de la mission Apollo 15. L'âge absolu associé à Autolycus est de 2,1 Ga. Ce cratère rayé est très intéressant car il a été utilisé dans la chronologie discutée par Ryder et al. (1991). En effet ces auteurs démontrèrent que l'utilisation d'Autolycus pour contraindre la chronologie lunaire et le flux d'impact entraîne une remise en cause du modèle de Neukum et al. (1991). En effet si les données d'Autolycus sont incluses à la chronologie de cratérisation lunaire, ces auteurs proposent un flux d'impact décroissant au cours des 3 derniers milliards d'années. Cependant il est nécessaire de souligner que la représentativité des échantillons datant le cratère Autolycus est elle aussi débattue car ces échantillons furent collectés à plus de 150 km de la bordure du cratère.

En faisant l'hypothèse que les échantillons lunaires sont bien représentatifs des cratères rayés Copernicus, Tycho et Autolycus, nous pourrons comparer nos résultats avec le modèle d'âge de Neukum et al. (2001).

Les sections suivantes sont écrites en anglais et correspondent à un article en preparation intitulé « Test on lunar cratering chronology with small size crater density ».

5.3.1. Introduction

The lunar cratering chronology was defined using the samples returned from the Apollo 11, 12, 14, 15, 16 and 17 missions, from the Luna 16, 20 and 24 robotic missions and the terrestrial Phanerozoic craters. The radiometric exposure ages of these samples were correlated with crater counts performed on the Apollo and Luna landing sites (LS) and on the terrestrial shields [e.g., Shoemaker et al. (1970), Baldwin (1971), Hartmann (1972), Neukum et al. (1975), Basaltic Volcanism Study Project (BVSP) (1981), Neukum (1983), Neukum et Ivanov. (1994), Neukum et al. (2001), Stöffler et al. (2001) and Hiesinger et a. (2012)]. This lunar impact chronology curve was derived empirically [Neukum (1983); Strom and Neukum (1988); Neukum and Ivanov (1994); Neukum et al. (2001)] and is a least square fit to the available data, represented by the equation: $N_{cum}(D \geq 1 \text{ km}) = 5.44 \times 10^{-14} [\exp(6.93 \times t) - 1] + 8.38 \times 10^{-4}t$, where D is the crater diameter and t the age of the planetary surface studied. This time dependent mathematical expression describes the cumulative number of crater larger than 1 km per surface units ($N > 1 \text{ km}$) relative to the radiometric age measured on the samples. This chronology is consistent with an exponentially decreased of the impact rate by a factor of 500 until 2.7 Gy and then with a constant impact rate until now.

To constrain the last billion year's lunar chronology, samples from only four different lunar sites are available and all of them are impact craters. These sites are Copernicus crater whose lunar samples is dated at 800 My ago, Tycho crater at 109My ago, North Ray crater at 50 My ago and Cone crater at 26 My ago (Stöffler et al (2001)). These different ages were correlated to measures the densities of impact crater larger than 1 km on the ejecta and the rays of the craters. The age of Copernicus is widely accepted (Stöffler et al (2001)) even

CHAPITRE 5 : IMPLICATIONS POUR LA DATATION DE SURFACES LUNAIRES AVEC DES CRATERES DE MOINS DE 1 KM DE DIAMETRE

though its samples were found up to 25 km away from the impact. However the age of Tycho remains debatable, as the samples from Tycho were found on a 2250 km distant landslide theoretically caused by the Tycho formation (*Figure 5.5*) (*Lucchitta (1977)*).

The Lunar Reconnaissance Orbiter Camera (LROC) onboard Lunar Reconnaissance Orbiter (LRO) is able to provide high resolution images down to 50 cm per pixel. It thus allows us to assess the size frequency distribution (SFD) of small craters on the Moon. Thanks to these data, we access to the small size crater density for the youngest lunar surfaces: the lunar rayed craters.

In this work, we measured the SFD of impact crater smaller than 1 km on the floor of Copernicus and Tycho and Autolykus, and we then compared our results with the lunar chronology. North Ray and Cone crater diameters are too small to define the SFD on the floor of these geological units, so we did not take into account these craters. We compared our measurements with the lunar chronology at several crater sizes. This work allows us to test the reliability of the *Neukum et al. (2001)* model age for the crater diameters smaller than 1 km. This issue is important to determine the absolute age of the youngest planetary surface using the crater count method.

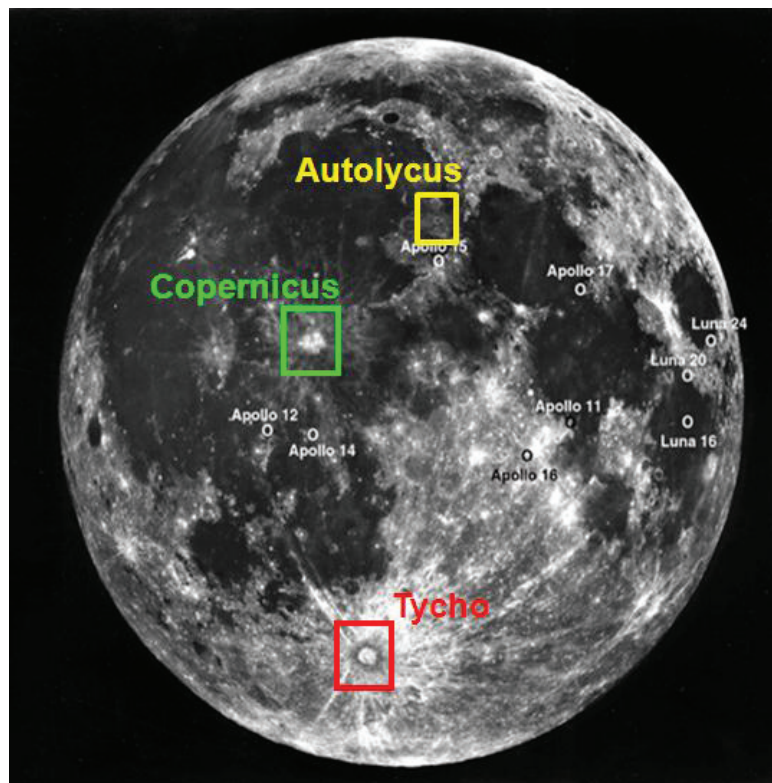


Figure 5.5: Location of Copernicus, Tycho and Autolykus craters on the surface of the Moon.

CHAPITRE 5 : IMPLICATIONS POUR LA DATATION DE SURFACES LUNAIRES AVEC DES CRATERES DE MOINS DE 1 KM DE DIAMETRE

5.3.2 Dataset and method

To study the size frequency distribution of craters the floor of Copernicus, Tycho and Autolycus craters, we used the images of the Lunar Reconnaissance Orbiter Camera. We used two different kinds of LROC images: the wide angle camera LROC images (LROC WAC) and the narrow angle camera LROC images (LROC NAC). The LROC WAC images have a resolution down to 100 m/pixel and the LROC NAC images provide very high resolution images between 0.5 and 2 m/pixel (*Table 5.2*). These data allowed us to document the SFD down to crater diameters of roughly 4m. We used also the Lunar Orbiter Laser Altimeter data to define the topography of the lunar rayed craters and the global Clementine mosaic to analyze the geological context of the studies areas.

To combine the lunar data set at a wide range of spatial resolution, we developed a Geographic Information Systems (GIS) for each geological site studied. We project our data in Lambert azimuthal equal area centered on the studied crater.

In addition we performed crater counts on each geological unit to define the SFD for all the crater bins used and observed. The characteristics of our crater counts are summarized in the *Table 5.2*.

Image Name	Resolution (meters/pixel)	Incidence Angle (°)	Number of craters	Area size (m ²)	Diameter ranges used
Tycho crater					
M129363095R/L	0.5	65.98	799	64966.0	2 to 11 m
M119929934R/L	0.9	65.06	70	2149100.0	11 to 31 m
M119929934R/L	0.9	65.06			
M122284637R/L	0.5	49.62	221	180296671.0	31 to 250 m
M129363095R/L	0.5	65.98			
M119929852ME	65	64.96	5	6127054436.17	> 250 m
Copernicus crater					
M116445887R/L	0.9	85.63	809	37524141.0	63 to 352 m
M117630388R/L	0.8	80.7	822	120797.0	2 to 63 m
M117630388R/L	0.8	80.7	834	1225806.0	5.52 to 175 m
M119985095ME	55	53	350	2693891921.0	> 250 m
Autolycus crater					
M119842945ME	56.18	58.18	354	1321173899.0	> 250 m

Table 5.2: Parameters of images used to perform crater counts and determine the SFD on Tycho, Copernicus and Autolycus floors.

We plotted our results as an incremental representation of crater density (*Hartmann (1969)*), because the incremental diagram is more sensitive to the slope variations of the distribution than the cumulative one (*Hartmann (2005)*).

CHAPITRE 5 : IMPLICATIONS POUR LA DATATION DE SURFACES LUNAIRES AVEC DES CRATERES DE MOINS DE 1 KM DE DIAMETRE

We defined the age of each measured surface from crater count density using the Hartmann's age model (*Neukum et al. (2001)*). The age model implies an exponentially decreasing impact rate until 2.7 Ga and then a constant impact rate until the present day.

For Tycho we performed 6 measurements on the floor of the crater at resolutions of 0.5 to 0.9 meter per pixel and 65 meter per pixel. These crater counts allow us to study the SFD for craters with a diameter between 2 m and 1.41 km (see next section).

For Copernicus we measured 4 different areas to define the SFD for craters with a diameter between 2 m and 1.41 km. And for Autolycus, we performed a single measurement on the floor of Autolycus at LROC WAC scale, at about 56 meter per pixel, because this crater was saturated of craters with a diameter smaller than 100 m.

5.3.3 Tycho

Tycho is a Copernican-aged crater located in the southern hemisphere of the near side of the Moon, of roughly 86 km in diameter and with a depth of 4800 m (Figure 5.6). The floor of Tycho is composed of 2 different morphologies (Figure 5.7a). Half of the floor is composed of smooth areas whereas the other part of the floor is rough. In the center of the crater we can observe a central peak (Figure 5.7a et 5.7b) of more than 1000 m above the floor of Tycho crater. The width of the central peak is at about 10 km from the eastern to western limits.

The absolute age of the lunar sample linked to Tycho is approximately 109 My (*Stöffler et al. (2001)*). However, the true representativity of its samples remains continually under debate because these samples were found on an avalanche and on a cluster of secondary craters on a Tycho ray, ~2250 km from Tycho crater (*Lucchitta (1977)*). The main argument of the author is that the size frequency distribution on the avalanche is almost the same as the one on the ejecta blanket of Tycho crater.

CHAPITRE 5 : IMPLICATIONS POUR LA DATATION DE SURFACES LUNAIRES
AVEC DES CRATERES DE MOINS DE 1 KM DE DIAMETRE

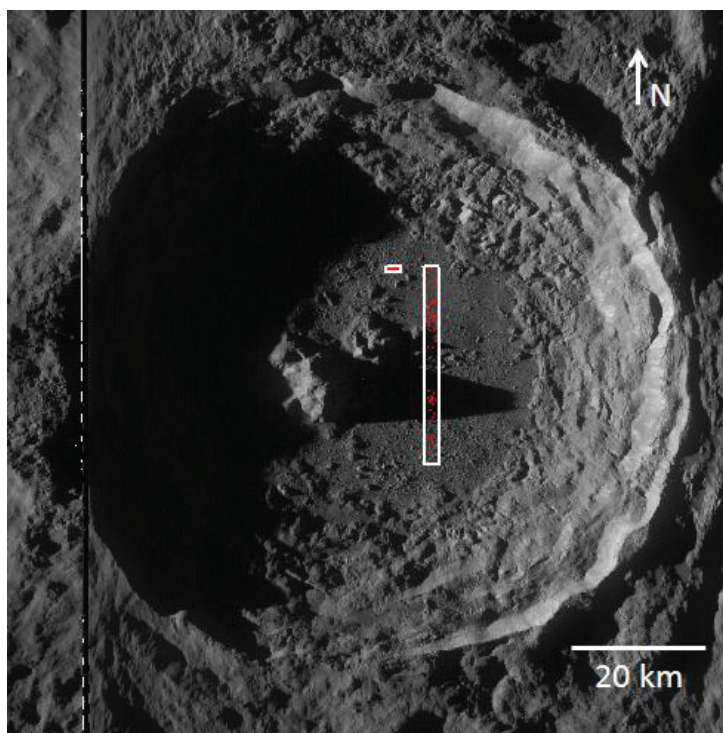
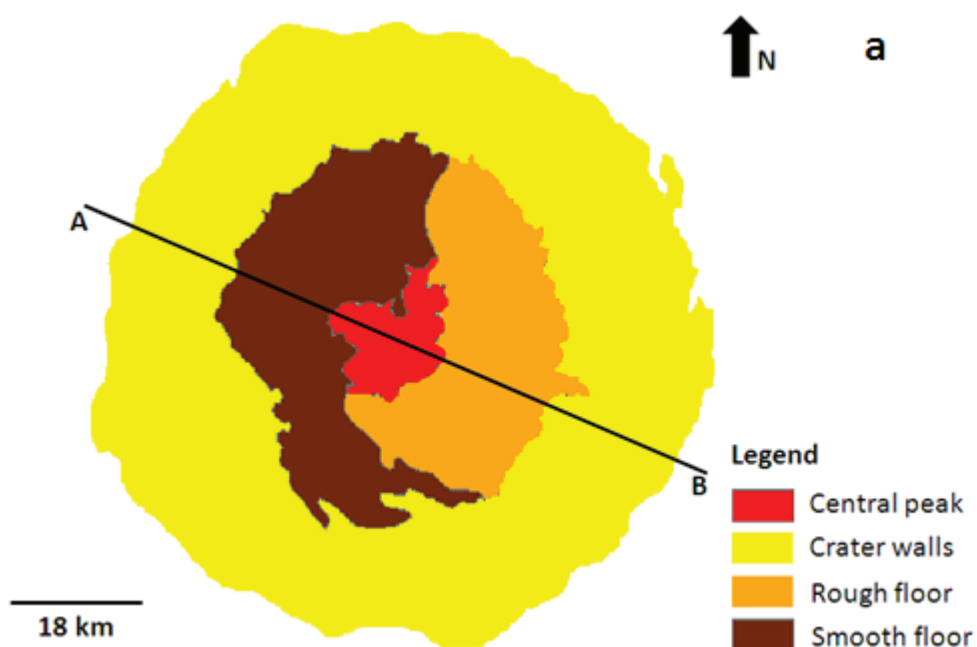


Figure 5.6: Tycho crater: Images LROC WA M117568240ME, M117581803ME and footprint of M129363095RC NA where we performed crater count at high resolution.



CHAPITRE 5 : IMPLICATIONS POUR LA DATATION DE SURFACES LUNAIRES AVEC DES CRATERES DE MOINS DE 1 KM DE DIAMETRE

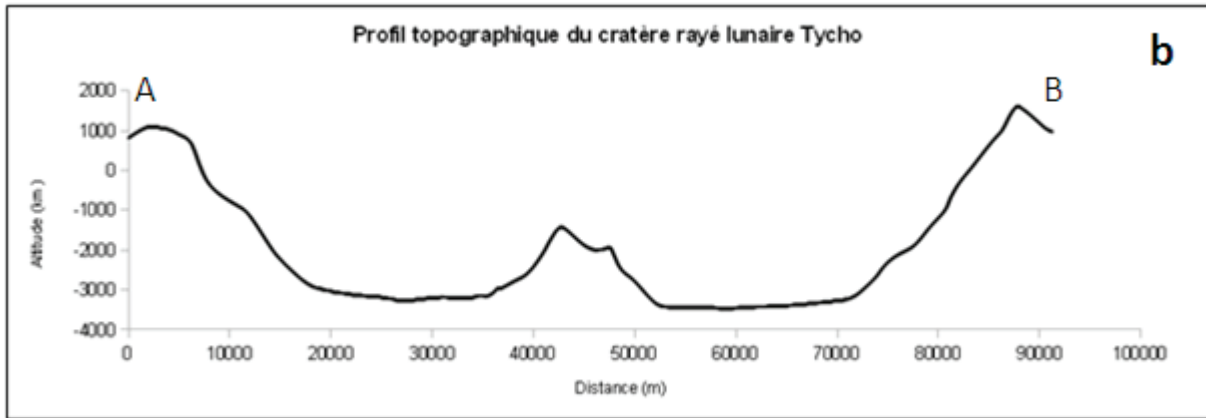


Figure 5.7: a: Simple geologic map of interior of the lunar crater Tycho; b: Topographic profile along the A-B axis (from LOLA data).

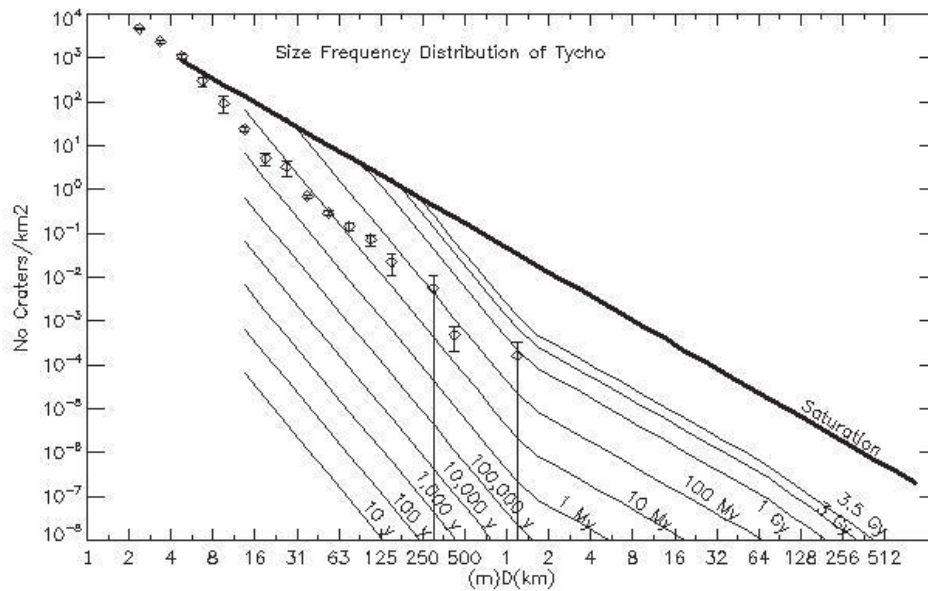


Figure 5.8: Size frequency distribution on the floor of Tycho crater.

The size frequency distribution of Tycho (Figure 5.8) was defined using the LROC NAC and WAC images. A first measurement was performed to define the SFD of craters with a diameter smaller than 11 m on the floor of Tycho. The SFD reaches the saturation equilibrium curve which means that we cannot define an age of the surface using this measurement. Then we measured the SFD of craters with a diameter between 11 m and 150 m. The distribution on the floor of Tycho dates the crater between 3 My for the diameter bin at 15.6 m and 70 My for the diameter bin at 125 m. We defined an age of 37.81 My. A last measurement was done on the WAC images to assess to the largest diameter bins represented on the Tycho's floor. Unfortunately the 3 diameter bins concerned by this measurement have

CHAPITRE 5 : IMPLICATIONS POUR LA DATATION DE SURFACES LUNAIRES AVEC DES CRATERES DE MOINS DE 1 KM DE DIAMETRE

a large error bar and it is tricky to use it to determine an absolute age of formation for the Tycho's formation event. Nevertheless the diameter bin at 353 m dates Tycho close to 90 My.

In summarize, our measurement return an age between 10 and 70 My on the floor of Tycho crater which is in agreement with the previous studies (*Hiesinger et al. (2012)*) and with the Apollo absolute age (*Stöffler et al. (2001)*).

5.3.4 Copernicus

Copernicus is a rayed crater located in the northern hemisphere of the near side of the Moon ($9.7^{\circ}\text{N} - 20.0^{\circ}\text{W}$). Its diameter is roughly of 93 km in diameter and its depth is about 3800 m (Figure 5.9). The geology of the floor of Copernicus is more complicated than the floor of Tycho (Figure 5.10a). Indeed the smoother areas of Copernicus are more restricted. The central peak of Copernicus is divided in two wide mountains of 5 km of width, with an elevation of 500 to 1000 m above the floor.

The formation of Copernicus is important in the geological lunar history because it is used to define the boundary between the Copernican and the Eratostenian eras around 750My. The age of Copernicus was defined using samples returned from the Apollo 12 mission. These rocks were found at 25 km away from the rim of the crater and are widely accepted to be representative of the Copernicus formation event (*Stöffler et al. (2001)*). These measurements fixed an average age of about 800 My.

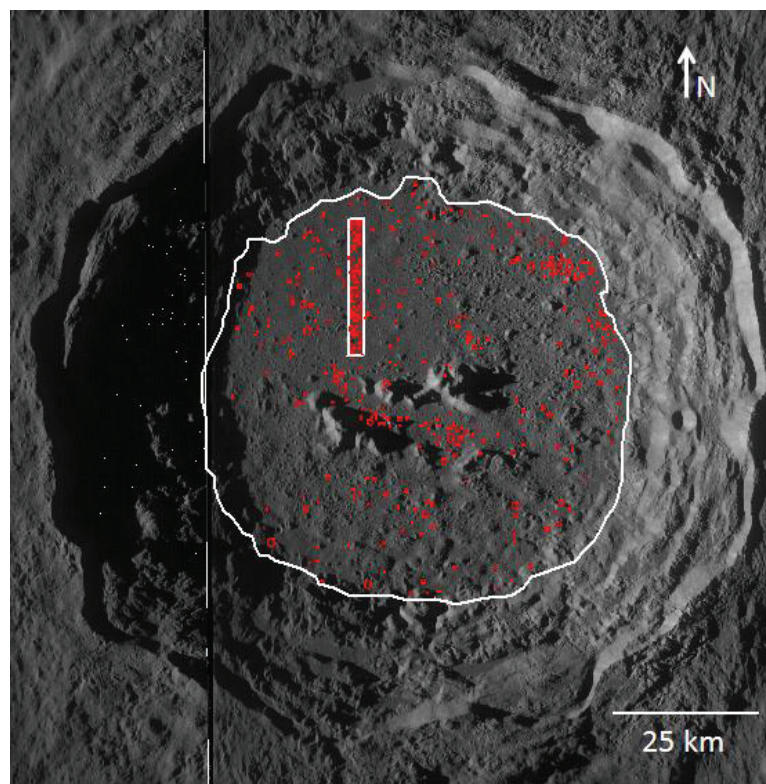


Figure 5.9: Copernicus crater: Images LROC WA M117623476ME, M117630271ME and footprint of M116445887RC NA where we performed crater count at high resolution.

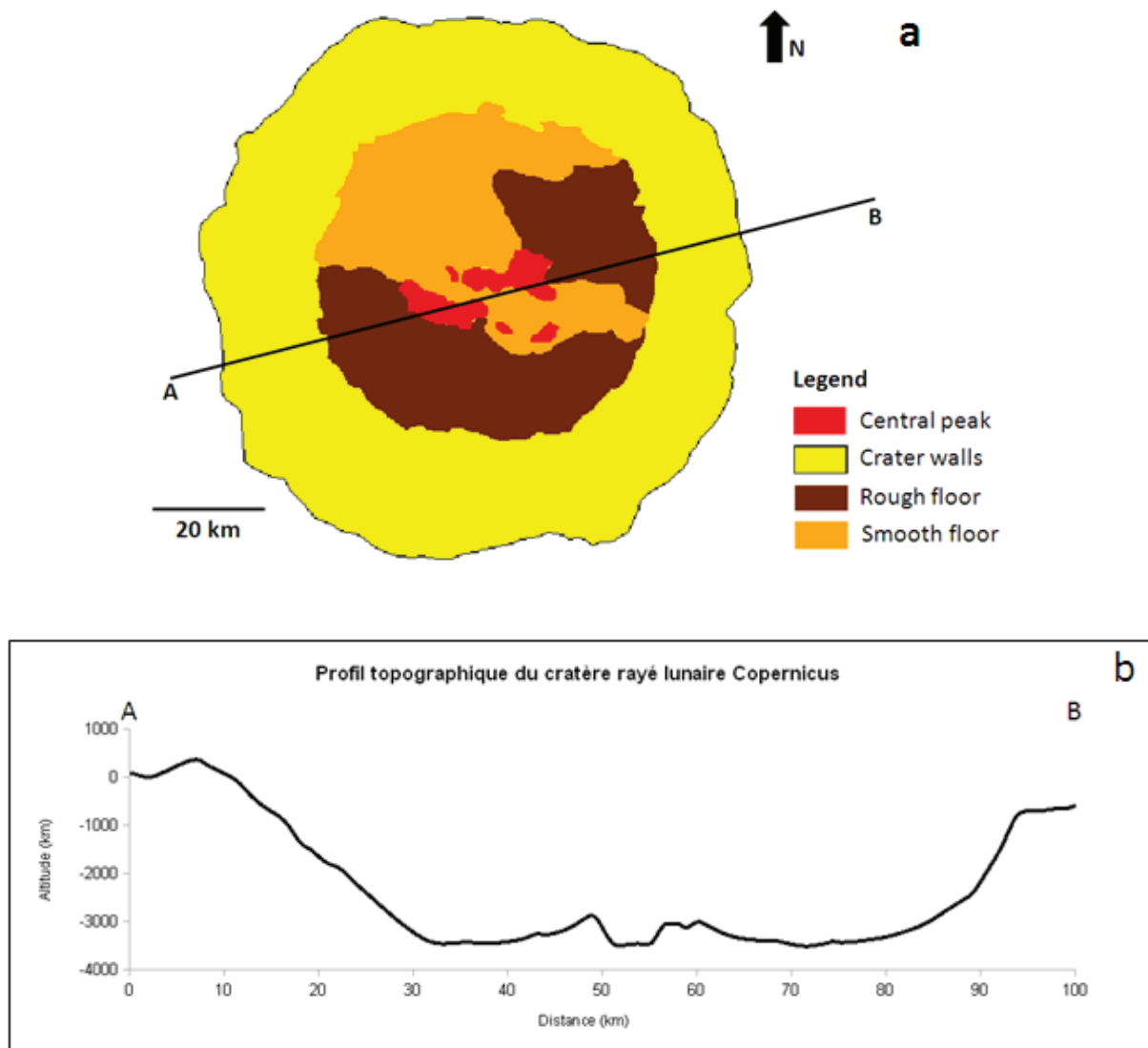


Figure 5.10: a: Simple geologic map of interior of the lunar crater Copernicus; b: Topographic profile along the A-B axis (from LOLA data).

We defined the Copernicus SFD studying a large range of crater size varying from 4 m to 1 km. We performed our measurements on a smooth area and we took into account the largest craters on the floor of Copernicus crater (Figure 5.10b and 5.11).

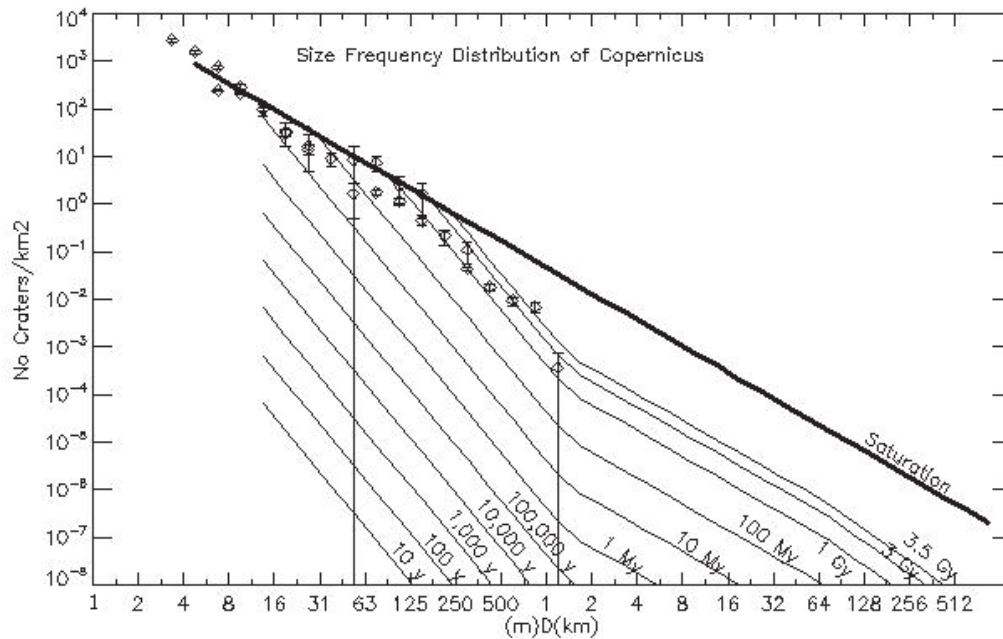


Figure 5.11: Size frequency distribution on the floor of Copernicus.

The size frequency distribution on the floor of Copernicus is between 800 My and 2 Gy which is also in agreement with the previous studies (e.g., *Neukum (1983), Hiesinger et al. (2012)*). This estimation was done using the craters with a diameter larger than 125 m. The smallest craters ones reach the saturation curve. We can only define the age of Copernicus using the craters with a diameter larger than 100m.

5.3.5 Autolycus

Autolycus is a rayed crater localised in the northern hemisphere of the Moon of the nearside (30.7°N, 1.5°E) (Figure 5.12). Its diameter is about 39 km and its depth is about 3500 m. The geology of Autolycus is complicated because its floor is intensely impacted. There is no central peak on the floor of Autolycus crater. This could be due to the size of the crater which is too small to develop a central peak on the Moon (Figure 1.5, *Pike (1988)*).

The absolute age of Autolycus crater is 2.1 Gy, dated using the Apollo samples from the Apollo 15 mission. These samples were collected at about 150 km from the crater rim. So there is an uncertainty about the representativity of the samples. The relation between the SFD of Autolycus and its absolute age is not used in the lunar cratering chronology defined by *Neukum et al. (2001)*. Nevertheless, Autolycus is used in the lunar chronology proposed by *Ryder et al. (1991)*. The authors took into account this crater because Autolycus seems to be at the stratigraphic limit between the Erathostenian and the Copernican period.

Autolycus is therefore a key point to define the recent impact rate. This is the reason why we use it in this study. It is also interesting because Autolycus crater is an anchor point at 2.1 Gy.

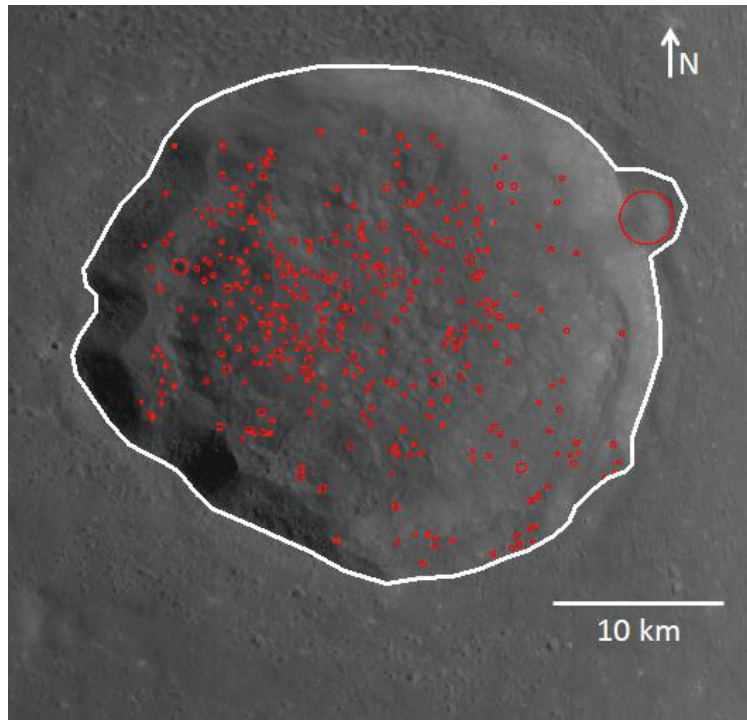


Figure 5.12: Crater counts performed on the floor of Autolycus. Image LROC WA M119842945 ME.

The measurements performed on the floor of Autolycus were done for the crater bins larger than 250 m because the surface is saturated for impact crater smaller than 250 m. We can see on the Figure 5.13 that the crater bin of craters with a diameter of 250 m is at a lower position compared to the mean slope defined by others crater bins. This effect could be due to the image resolution (cf. chapter 2). We can also observe that the two largest bins have a large error bar due to the number of craters counted in this diameter bin. Indeed only a single crater was counted in each bin. Finally, we can define an age between 3 Gy and 3.5 Gy using the diameter bins from 353 m and 707 m.

CHAPITRE 5 : IMPLICATIONS POUR LA DATATION DE SURFACES LUNAIRES AVEC DES CRATERES DE MOINS DE 1 KM DE DIAMETRE

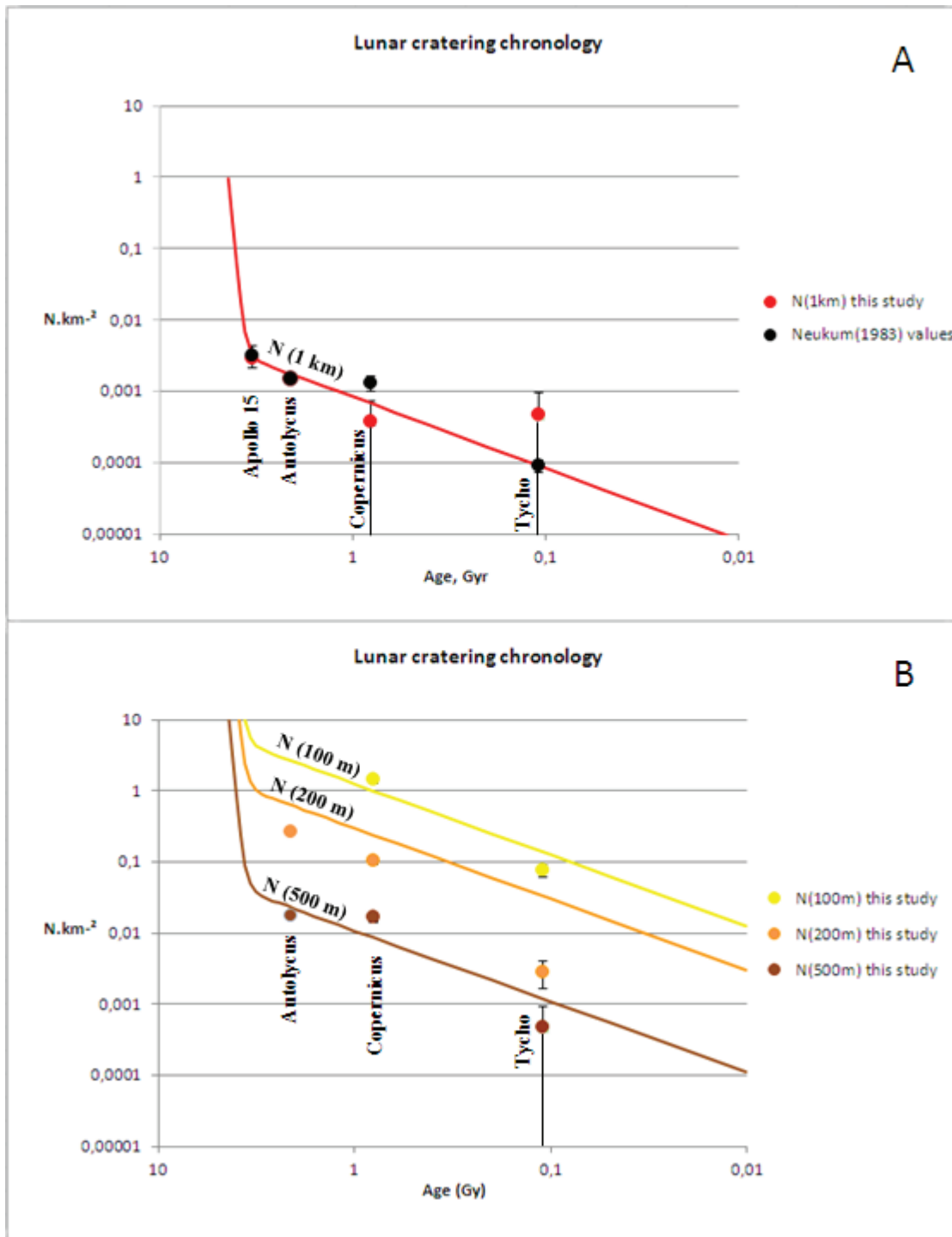


Figure 5.14: Comparison with the Neukum model age. A: Comparison with the model at 1km. B: Comparison with the model at 100m, 200m and 500m.

The Figure 5.14A shows that our results are different than the Neukum model age at 1 km. Nevertheless our crater density concerning Autolyucus is in agreement with the Neukum model age. Concerning Tycho and Copernicus our results differ from Neukum age model. But both points have a large error car. This is due to the number of craters with a diameter higher than 1 km on the floor of Tycho and Copernicus. There is only one crater in this diameter

CHAPITRE 5 : IMPLICATIONS POUR LA DATATION DE SURFACES LUNAIRES AVEC DES CRATERES DE MOINS DE 1 KM DE DIAMETRE

range on the floor of both craters and since Tycho and Copernicus have about the same radius, the crater density in this diameter range is about the same. So our data would not be in agreement with the model but the error bar is too high to conclude. We need to look at densities of smallest diameters. We so computed the *Neukum et al. (2001)* model at smaller crater sizes (100 m, 200 m and 500 m). We also derived the cumulative density from our measurement at these sizes.

The crater density defined on the floor of Copernicus is lightly above the Neukum model age. Concerning the crater density measured on the floor of Tycho, it is lower than the model even if it is close to the Neukum's curve. Both values are well constrained with small error bars. There is no value for Autolycus crater at 100 m because the saturation equilibrium curve is reached at these diameters bins.

Concerning the craters with a diameter of 200 m our values of the crater densities are below the Neukum model age for Copernicus, Tycho and Autolycus floors. The crater density measured on the floor of Copernicus is lightly below the Neukum model age, as well as the Autolycus value, but the crater density measured on the floor of Tycho is about one order in magnitude lower than the one of the Neukum model age.

At the crater diameter of 500 m, the value of Copernicus is lightly above the Neukum model age. The values of Tycho and Autolycus are below the model age but this crater density is not well constrained with a large error bar due to the number of craters available in this diameter range on the floor of Tycho.

The slopes observed between the crater densities measured on the floor of Autolycus, Copernicus and Tycho (Figure 5.14.B) are higher than the slopes from the Neukum model age. The slope values are 1.97 for the densities of the craters with a diameter higher than 100 m between Copernicus and Tycho crater. The value is different for the crater diameters higher than 200 m with 0.12 using Autolycus, Copernicus and Tycho craters and 0,0075 for the densities of the craters with a diameter higher than 500 m. The slopes between our values (Figure 5.14.B) could be explained by the low number of craters on the floor of Tycho. This phenomenon may be explained by a decreasing impact rate between the formation of Autolycus and the formation of Tycho.

Nevertheless we can see that the slope between our values changes at different crater diameters. The model age still needs to be more constrained for the small crater sizes. Our results suggest that the model age designed from crater density larger than 1 km may be not appropriate for crater density of smaller diameters.

5.3.7 Uncertainties about the Apollo ages

The discrepancies between our results and the Neukum model age could also be explained by the reliability of the Apollo samples used to calibrate the model age. The 3 last billion years of the Neukum model age are calibrated thanks to 4 sampled sites on the Copernicus, Tycho, North Ray and Cone craters.

CHAPITRE 5 : IMPLICATIONS POUR LA DATATION DE SURFACES LUNAIRES AVEC DES CRATERES DE MOINS DE 1 KM DE DIAMETRE

The samples used to date Copernicus crater have been sampled during the Apollo 12 mission. The landing site of this mission was at about 25 km from the crater rim and the samples found at this place are composed of KREEP basalt. Nevertheless Copernicus crater does not seem to have excavated KREEP basalt during its formation because its diameter is too small to have a maximum depth large enough to reach the KREEP layer (*Stöffler et al. (2001)*). These samples could be a part of ejecta material coming from the formation of another younger crater.

The ambiguity concerning the samples used to date Tycho is even stronger. The samples were collected at about 2250 km from Tycho rims on the Apollo 17 landing site in the Taurus-Littrow valley (Figure 5.15 and 5.16). The samples were collected on an avalanche on the northern face of the South Massif. The arguments to select this place are that the avalanche could be triggered by the secondary's impacts at the top of the South Massif at time of the Tycho formation. The age of the samples would so be linked to the formation of Tycho.

To check this relation we performed measurements on the Tycho's ejecta and on the avalanche (the Light mantle) as it was done before by *Lucchitta (1977)* but focusing on larger impact craters (Figure 5.17).

We compared the SFD of small impact craters superposing the avalanche with the SFD of the Tycho's floor (Figure 5.17). The crater density is higher on the avalanche than on the floor of Tycho. It suggests that the samples collected on the avalanche of the Apollo 17 landing site may not be linked to Tycho event.

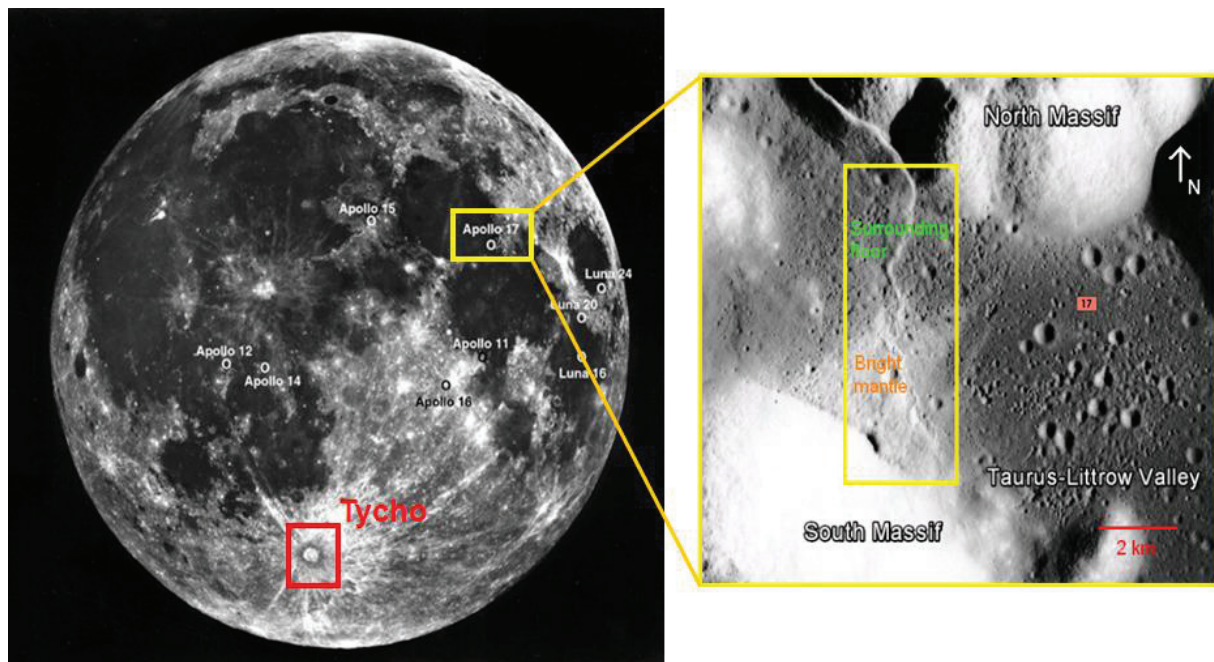


Figure 5.15: Location of the Apollo 17 landing site and of the “Light mantle”, the slope deposit sampled to age Tycho.

CHAPITRE 5 : IMPLICATIONS POUR LA DATATION DE SURFACES LUNAIRES AVEC DES CRATERES DE MOINS DE 1 KM DE DIAMETRE

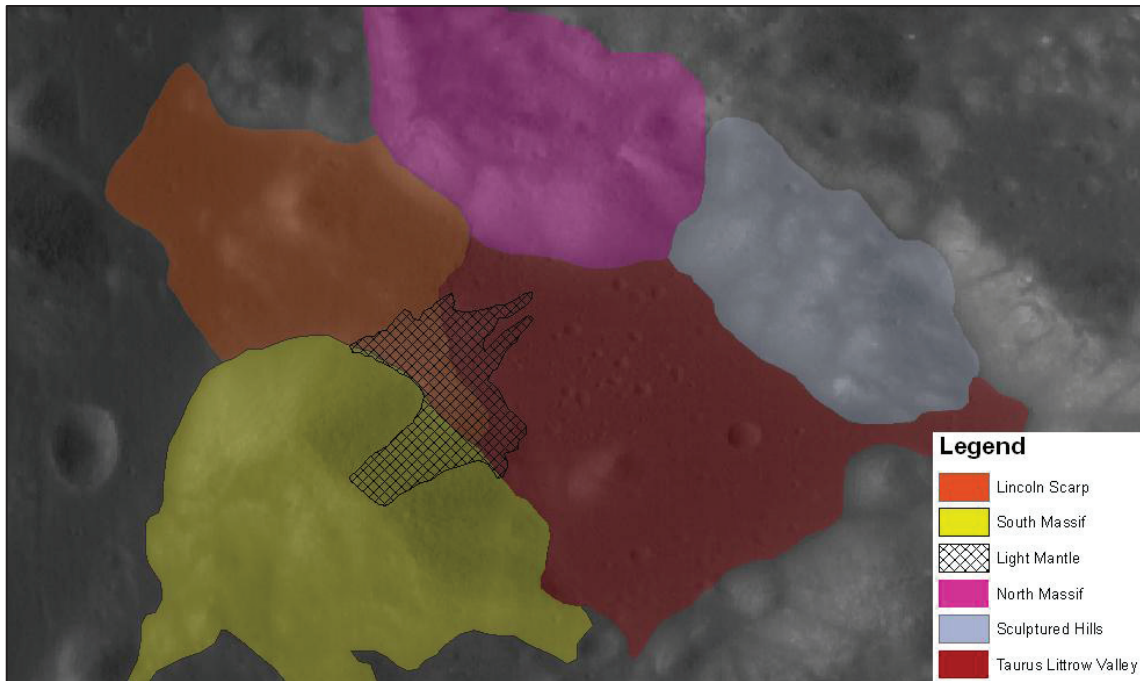


Figure 5.16: Geological map of the Apollo 17 landing site. Image LROC WA M119645947MC.

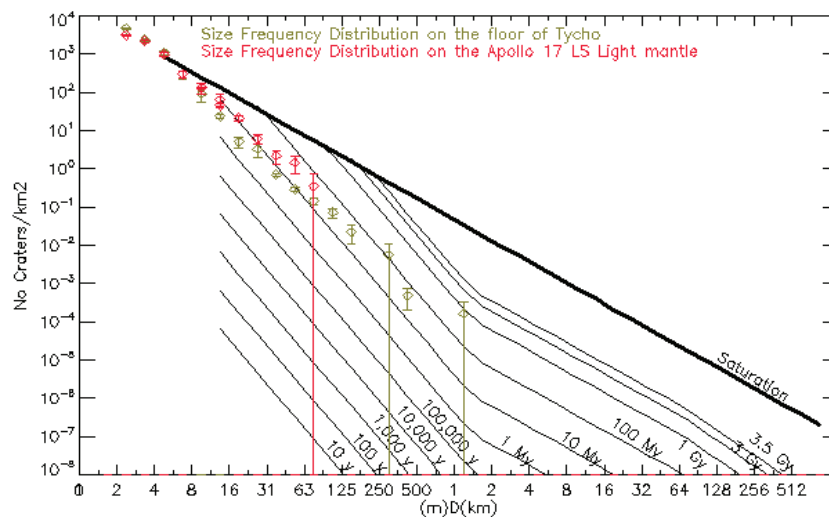


Figure 5.17: Size frequency distributions on the floor of Tycho (green) and on the light mantle (orange).

The samples collected on the North Ray and Cone craters during the 16 and 14 Apollo missions are representatives of their events. However the crater densities associated to their absolute ages could be overestimated. North Ray crater have a diameter of about 1 km for a

CHAPITRE 5 : IMPLICATIONS POUR LA DATATION DE SURFACES LUNAIRES AVEC DES CRATERES DE MOINS DE 1 KM DE DIAMETRE

depth of 230 m and Cone crater have a diameter of 340 m for a depth of 75 m. These craters sizes do not seem to be large enough to excavate material filling all the old craters around their own impacts. So it is possible that these old craters could be taken into account during the crater density measurements on the ejecta blanket of North Ray and Cone craters. The consequence of this bias should be that the impact rate of the model age would be overestimated.

The size frequency distributions defined on the floor of Autolycus, Copernicus and Tycho craters show that the crater densities produced by the primary impact rate are not in agreement with the Neukum age model. Whatever the crater size, the slope between our data is stronger than the slope of the model. This difference could be interpreted as a variation of the impact rate that could be decreasing instead of constant.

The comparison of the size frequency distributions measured and the model show that the transfer of Neukum model age for crater diameters smaller than 1 km is challenging and need deeper studies. A lot of approximations have to be made to define a unique model age at all crater diameters.

5.4 Conclusion

L'étude de la distribution de taille des cratères dont le diamètre est inférieur à 250 m nous permet de définir cette distribution à des diamètres ce qui n'avait encore jamais été mesurée. Sur les 34 cratères rayés analysés nous avons pu déterminer une pente moyenne de la distribution de -2,62. Cette pente est plus faible que la pente proposée par Hartmann (2005). Cette différence peut être expliquée par les processus d'effacement des petits cratères (micro-bombardement ou glissement de terrain) ou par la prise en compte de la cratérisation secondaire sur les mers lunaires lors de la construction des isochrones par Hartmann. La valeur de cette pente reste néanmoins à comprendre.

Les comparaisons de nos mesures de densités de cratères effectuées sur le fond des cratères rayés lunaires Tycho, Copernicus et Autolycus avec le modèle d'âge de Neukum montrent également des différences importantes. En effet nos mesures sur le fond de ces 2 cratères ne sont en aucun cas en accord avec le modèle d'âge de Neukum et cela aux diamètres, de 100, 200, 500 m et 1 km. Les différences de densités de cratères sur le fond des cratères Tycho, Autolycus et Copernicus sont plus importantes que dans le modèle pouvant suggérer que le flux d'impact depuis la formation du cratère rayé Copernicus ne serait pas constant mais décroissant. Cette hypothèse n'est valable que si les échantillons Apollo sont bien représentatifs des événements qu'ils datent.

De nombreuses incertitudes demeurent donc sur les modèles d'âges établis pour des densités de cratères larges (plus de 1 km de diamètre) et utilisées pourtant abondamment pour dater les surfaces planétaires jeunes et donc surtout impactées par des cratères de petites tailles.

CHAPITRE 5 : IMPLICATIONS POUR LA DATATION DE SURFACES LUNAIRES AVEC DES CRATERES DE MOINS DE 1 KM DE DIAMETRE

Références

- Arvidson, R.E., Drozd, R., Guinness, E., Hohenberg, C., Morgan, C., Morrison, R. & Oberbeck, V. (1976). Cosmic ray exposure ages of Apollo 17 samples and the age of Tycho, Proceedings for the 7th Lunar Science Conference, 2817-2832.
- Baldwin, R.B. (1971). On the history of lunar impact cratering: the absolute time scale and the origin of planetesimals, *Icarus* 14, 36 – 52.
- Hartmann, W. K. (2005). Martian cratering 8: Isochron refinement and the chronology of Mars. *Icarus*, 174(2), 294–320. doi:10.1016/j.icarus.2004.11.023
- Hartmann, W.K. (1972). Paleocratering of the Moon: review of post-Apollo data, *Astrophysics and Space Science*, Vol. 17, 48-64.
- Hartmann, W.K. (1969). Terrestrial, lunar, and interplanetary rock fragmentation, *Icarus*, Vol. 10, 201–213.
- Hartmann, W. K. (1966). Early Lunar Cratering, *Icarus*, Vol. 5, 406–418.
- Hartmann, W. K. (1965). Terrestrial and lunar flux of large meteorites in the last two billion years. *Icarus*, 4(2), 157–165. doi:10.1016/0019-1035(65)90057-6
- Hartmann, W.K. & Gaskell, R.W. (1997). Planetary cratering 2: studies of saturation equilibrium, *Meteoritics & Planetary Science*, Vol. 32, 109 – 121.
- Hartmann, W.K., Strom, R.G., Weidenschilling, S.J. et al. (1981), Chronology of planetary volcanism by comparative studies of planetary craters, *Basaltic Volcanism on the Terrestrial Planets*, Pergamon Press, Elmsford, NY, 1050 – 1127.
- Hiesinger, H., Van der Bogert, C. H., Pasckert, J. H., Funcke, L., Giacomini, L., Ostrach, L. R., & Robinson, M. S. (2012). How old are young lunar craters? *Journal of Geophysical Research*, 117(February), E00H10. doi:10.1029/2011JE003935
- Lucchitta, B.K. (1977). Crater Clusters and Light Mantle at the Apollo 17 Site: A Result of Secondary Impact from Tycho, *Icarus*, Vol. 30, 80–96.
- Neukum, G. (1983). Meteoritenbombardement and datierung planetarer oberflächen, *Habilitation Dissertation for Faculty membership*, Univ. of Munich, 186 pp.
- Neukum, G., Ivanov, B. A., & Hartmann, W. K. (2001). Cratering records in the inner solar system in relation to the lunar reference system, *Space Science Reviews*, Vol. 96, Issue 1-4, 55 – 86.

CHAPITRE 5 : IMPLICATIONS POUR LA DATATION DE SURFACES LUNAIRES AVEC DES CRATERES DE MOINS DE 1 KM DE DIAMETRE

Neukum G. & Ivanov B.A. (1994), Crater size distribution and impact probabilities on Earth from lunar, terrestrial-planet, and asteroid cratering data, Hazards due to comets and asteroids, T. Gehrels (ed.), Univ. Arizona Press, Tucson, 359 – 416.

Neukum, G., König, B. & Fechtig, H. (1975). Cratering in the earth-moon system: consequences for age determination by crater counting, *Proceedings for the Lunar and Planetary conference*, 2597 – 2620.

Pike, (1988), Geomorphology of impact craters on Mercury, Solar system evolution a new perspective, U.S. Geological Survey, 165-273.

Ryder, G., Bogard, D. & Garrison, D. (1991). Probable age of Autolycus and calibration of lunar stratigraphy, *Geology*, Vol. 19, 143-146.

Shoemaker, E.M., Batson, R.M., Bean, A.L., Conrad, C.Jr., Dahlem, D.H. et al. (1970). Preliminary geologic investigation of the Apollo 12 landing site, *Part A, geology of the Apollo 12 Landing Site, Apollo 12 Preliminary Science Report*, NASA SP-235.

Shoemaker, E.M. (1965b). Preliminary analysis of the fine structure of Mare Cognitum, Jet Propulsion Laboratory, *Californian Institute of Technology, Report 32 – 700*, 75 – 134.

Shoemaker, E.M. (1965a). Preliminary analysis of the fine structure of the lunar surface, *Jet Propulsion Laboratory Report 32 – 700*.

Stöffler, D. & Ryder G. (2001). Stratigraphy and isotope ages of lunar geologic units: chronological standard for the inner solar system, *Space Science Reviews*, Vol. 96, 9-54.

Strom R.G. & Neukum G. (1988). The impact record on Mercury and the origin of impacting objects, Mercury (A89-43751 19-91). Tucson, AZ, University of Arizona Press, 1988, p. 336-373.

Richardson, J., Melosh, H., Greenberg, R., & O'Brien, D. (2005). The global effects of impact-induced seismic activity on fractured asteroid surface morphology. *Icarus*, 179(2), 325–349. doi:10.1016/j.icarus.2005.07.005

Van der Bogert, C.H., Hiesinger, H., Banks, M.E., Watters, T.R. & Robinson, M.S. (2012). Derivation of absolute model ages for lunar lobate scarps, Proceedings for the 43rd Lunar and Planetary Science Conference, Abstract 1847.

Van der Bogert, C. H., Hiesinger, H., McEwen, A. S., Dundas, C., Bray, V., Robinson, M. S., Plescia, J. B., et al. (2010). 41st Lunar and Planetary Science Conference (2010)

Conclusion générale

Au cours de cette thèse nous avons étudié la densité de cratères de moins de 1 km et daté la totalité des cratères rayés lunaires ($D > 15$ km), imagés par les données hautes résolutions de la mission LRO, soit 91 cratères d'impact. Les âges des 91 cratères rayés se situent entre 1,02 Ma et 3,9 Ga couvrant ainsi la quasi-totalité de l'histoire de la surface lunaire. Nous avons travaillé sur la relation entre l'âge des cratères rayés et la réflectance de leur rais. En effet, jusqu'à aujourd'hui, la réflectance des rais était la seule estimation de la fréquence de formation des cratères rayés lunaires. Nous avons montré que la réflectance des rais ne dépend pas du temps d'exposition des rais au vent solaire et que l'utilisation de la réflectance des rais pour estimer leur âge n'est pas une méthode fiable.

A partir de l'analyse de la distribution en taille des cratères rayés, nous avons démontré que les cratères rayés de plus de 20 km sont un enregistrement complet de la cratérisation lunaire du dernier milliard d'années. L'étude de leur fréquence montre une augmentation exponentielle du nombre de cratères rayés dans le temps si nous utilisons un modèle d'âge avec un flux d'impact constant sur les 2,7 derniers milliards d'années. En appliquant un modèle d'âge à flux d'impact décroissant d'un facteur 3 sur les 2,7 derniers milliards d'années (Quantin et al. (2007)), la répartition temporelle des cratères rayés est plus régulière dans le temps et révèle deux pics remarquables autour de 500 Ma et 100 Ma. Ces augmentations peuvent être mises en relation avec les modèles d'évolution dynamiques du système solaire qui prédisent des perturbations du flux d'impact dues aux familles d'astéroïdes Flora et Baptistina à 470 Ma et 160 Ma.

L'analyse de la distribution de taille de cratères sur le fond des cratères rayés lunaires de moins de 250 m nous a révélé que la pente de la distribution à ces diamètres était plus faible que supposée avec une valeur moyenne de -2,63 (Figure 6.2) alors que les isochrones proposées par Hartmann (1999) ont une pente de -3,82.

Enfin, 3 des cratères rayés étudiés au cours de cette thèse ont des échantillons Apollo qui leur sont attribués. Nous avons donc comparé nos mesures de densité de cratères de moins de 1 km sur le fond de ces 3 cratères avec le modèle d'âge établi à partir de mesures de densités de cratères de plus de 1 km (Neukum et al. (2001)). Nous montrons qu'aucune de nos mesure de densités à ces tailles de cratères ne sont en accord avec le modèle et que nos mesures peuvent aussi suggérer que le flux d'impact pourrait avoir été décroissant plutôt que constant.

L'ensemble de ces résultats révèle les incertitudes qu'il existe sur notre connaissance du flux d'impact récent et des modèles d'âges reliant les densités de cratères de moins de 1 km à des âges absolus. Pourtant c'est une méthode beaucoup utilisée notamment sur Mars qui a connu des processus géologiques récents qui sont datés par densités de cratères de moins de 1 km. Un affinement de ces modèles pour la période récente est donc crucial. Ce que nous

CONCLUSION GENERALE

pouvons proposer à partir de nos résultats tout d'abord, est un raffinement du flux d'impact au cours du dernier milliard d'années. Nous proposons que le flux d'impact considéré jusqu'à présent dans le modèle d'âge comme constant sur les 3 derniers milliards d'années pourrait avoir été décroissant sur cette période et pourrait aussi avoir connu des pics d'activité à 470 Ma et 160 Ma (Figure 6.1). La prise en compte des pics de flux d'impact dus à des perturbations collisionnelles de la ceinture d'astéroïdes ont une conséquence directe pour la datation de surface récente. Nous suggérons ici que l'établissement d'un nouveau modèle d'âge raffinant le dernier milliard d'années est nécessaire et qu'il devrait prendre en compte les pics d'activité de la cratérisation. Par contre, sur de plus longues périodes de temps, ces perturbations ponctuelles du flux d'impact sont intégrées à la densité de cratères accumulée et n'affectent pas la détermination des âges des surfaces plus anciennes.

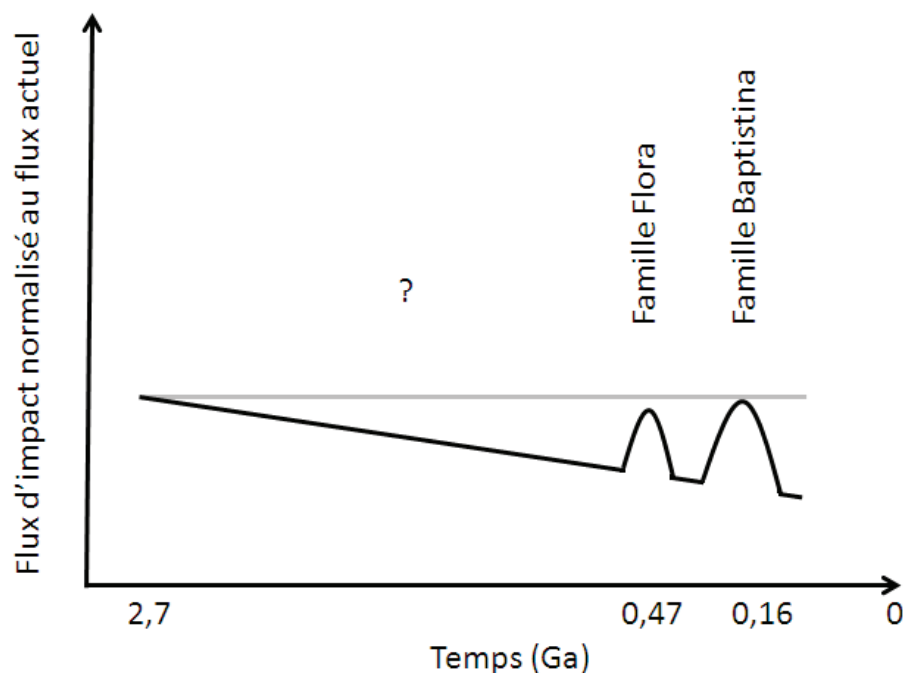


Figure 6.1: Evolution du flux d'impact en fonction du temps. Le trait noir correspond au flux déduit de notre étude de fréquence de formation des cratères rayés lunaires. Le trait gris correspond au flux d'impact proposé par Neukum et al. (2001).

Notre étude de la distribution en taille des cratères à moins de 250 m nous permet de proposer une version modifiée de la pente des isochrones dans ces gammes de cratère. La figure 6.2 propose de nouvelles isochrones dans un diagramme incrémental en synthétisant nos résultats. Ces isochrones sont issues d'un modèle d'âge incluant la décroissance du flux d'impact d'un facteur 3 sur les 2,7 derniers milliards d'années et une pente modifiée des isochrones en deçà de 250 m de diamètre. Pour une même densité de cratères l'âge attribué sera plus vieux et l'effet est encore plus important lorsque la datation est réalisée avec des diamètres de moins de 250 m.

CONCLUSION GENERALE

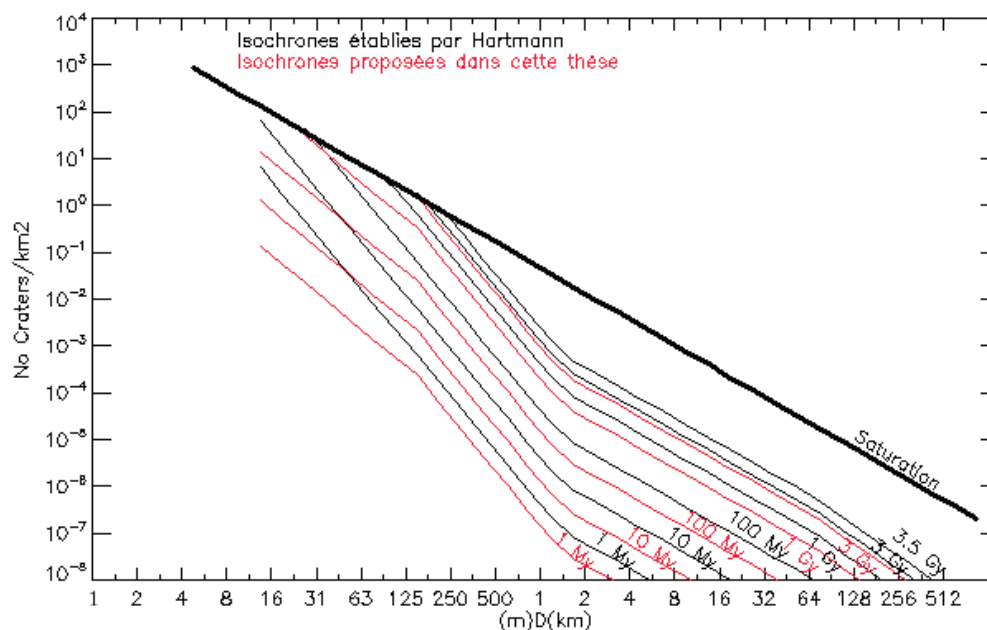


Figure 6.2: Isochrones représentées dans le diagramme d'Hartmann. En noir: les isochrones d'Hartmann. En rouge les isochrones calculées en intégrant un flux d'impact décroissant d'un facteur 3 ainsi que la pente moyenne de -2,6 que nous avons observé pour les distributions des cratères de moins de 250 m de diamètre.

Néanmoins, avant de véritablement proposer un nouveau modèle d'âge, il serait opportun de vérifier nos résultats sur des surfaces planétaires différentes de la Lune. En effet il serait important de mesurer le flux d'impact ailleurs dans le système solaire interne afin de tester les résultats que nous avons obtenus. Quantin et al. (2007) ont déjà démontré que le flux d'impact enregistré par les glissements de terrain martiens pourrait être décroissant d'un facteur 3. De nouvelles études de la chronologie de cratérisation pourraient également être effectuées sur une grande population de jeunes cratères martiens de plus de 15 km. Cette étude n'a pas encore été réalisée sur Mars car les jeunes cratères martiens de plus de 15 km ne sont pas rayés comme sur la Lune et sont donc plus difficile à identifier. Mercure pourrait aussi être une cible précieuse.

Mercure ne possède pas d'atmosphère et pourrait donc être un bon analogue aux mesures de densités de cratères réalisées sur la Lune. Ces mesures peuvent être réalisées grâce aux images des caméras Mercury Dual Imaging System, de la sonde MESSENGER, dont la résolution des images atteint 18 m par pixel et dans un futur un peu plus lointain sur les images haute résolution (jusqu'à 5 mètres par pixel) de la mission Bepi Colombo. Ces données permettront de conduire le même type d'études que nous venons de faire sur la Lune.

Il reste encore beaucoup de travail pour contraindre au mieux le flux d'impact récent dans le système solaire interne et toutes propositions de modèle d'âges de surfaces récentes à partir de la quantification des densités de cratères de diamètre inférieur au kilomètre. Nous

CONCLUSION GENERALE

avons documenté dans cette thèse les informations données par la surface de la Lune à ces grandes problématiques.

Annexe A

Base de données des cratères rayés lunaires dont le diamètre est supérieur à 15 km.

Nom	Latitude (°)	Longitude (°)	Diametre (km)
Adams B	-31,5	65,6	28
Agatharchides A	-23,2	-28,4	16
Al-Khwarizmi K	4,5	107,9	24,5
Anaxagoras	73,4	-10,1	51
Aristarchus	23,7	-47,4	40
Aristillus	33,9	1,2	55
Autolycus	30,7	1,5	38,2
Bellot	-12,4	48,2	17
Bessel	21,8	17,9	15
Bouguer	52,3	-35,8	22
Briggs B	28,1	-70,9	25
Burg	44,9	28,3	39,1
Byrgius A	-24,5	-63,7	19
Cabannes Q	-63,3	-174,5	49
Carrel	10,7	26,7	15
Chebyshev U	-33,3	-137	36
Cleostratus J	61,3	-83,8	20
Condorcet T	11,8	65,8	15
Conon	21,6	2	21
Copernicus	9,7	-20,1	93
Crookes	-10,3	-164,5	49
Cyrillus A	-13,8	23,1	17
Darney	-14,5	-23,5	15
Das	-26,6	-136,8	38
Dawes	17,2	26,4	18
Delisle	29,9	-34,4	24,9
Dionysius	2,8	17,3	18
Dufay B	8,3	171	19,8
Engelhardt	58,8	-163	42,9
Epigenes A	66,9	-0,3	18
Eudoxus	44	16,5	67,1
Flamsteed	-4,6	-44	20,4
Focas	-33,9	-93,6	22,4
Galvani B	49,5	-89	15
Gassendi A	-15,6	-39,5	33,2
Geminus D	30,6	47,4	16
Gerasimovich D	-22,7	-121,8	26,8
Giordano Bruno	35,9	102,8	22
Glushko	8,4	-77,6	43
Godin	1,8	10,2	34
Golitsyn	-25,4	-104,8	35,7
Golitsyn J	-27,9	-102,9	19,5
Green M	0,9	132,9	37
Guthnic	-48	-93,7	35,1
Harding	43,5	-71,7	22
Harpalus	52,6	-43,4	39
Hayn	64,7	85,2	87
Horrebow	58,5	-40,2	24,7
Inconnu 1	1,5	-159,2	16
Inconnu 2	-1,5	-134,5	15
Inconnu 3	-22,5	-115,3	16
Inconnu 4	-19,5	117,2	18

Nom	Latitude (°)	Longitude (°)	Diametre (km)
Inconnu 5	15,2	151,3	18
Jackson	22,4	-163,1	71
Janssen K	-46,1	42,3	16
Joule T	27,7	-148,2	37
Jules Verne Y	-31,3	146	30
Kepler	8,1	-38	31
King	4,9	120,3	77,3
Korolev X	0,6	-159	28
Lalande	-4,4	-8,6	24
Langrenus	-8,9	61,1	127
Larmor Q	28,6	176,2	22
Laue G	27,8	-93,2	36
Lichtenberg	31,8	-67,7	20
Lowell K	-10	-107	18
Mandel'shtam F	5,2	166,2	17
Manilius	14,5	9,1	38
Menelaus	16,3	16	26
Milne N	-36	110,9	36,6
Moore F	37,4	-175	24
Mosting	-0,7	-5,8	25,5
Necho	-5	123,1	30
O'Day	-30,8	157,2	71,1
Ohm	18,4	-113,5	64
Olbers A	8,1	-77,3	43,8
Palitzsch B	-26,4	68,4	39
Petavius B	-19,9	57,1	33
Plante	-10,4	163,1	37,3
Poincare X	-53,8	161,9	19
Polybius A	-23	28	17
Proclus	16,1	46,8	28
Pytheas	20,5	-20,4	20,8
Riccioli H	1,1	-74,9	18
Robinson	58,9	-45,3	24,2
Romer	25,3	36,4	39,1
Rydberg	-46,5	-96,3	49
Ryder	-44,5	143,2	17
Saha E	-0,2	107,6	28
Sharonov	12,4	173	74,9
Stefan L	44,6	-107,7	26
Steno Q	29,1	157,6	29,1
Stevinus	-32,5	54,2	74
Sundman V	11,9	-93,5	19
Taruntius	5,6	46,5	56
Thales	61,8	50,3	31
Thebit A	-21,6	-4,9	20
Tralles A	27,5	47	18
Triesnecker	4,2	3,6	26
Tycho	-43,4	-11,1	86
Unknown 3	-34,6	-129,6	19,8
Van Newman F	40,9	149,7	30
Vavilov	-0,8	-137,9	98
Ventris	-6	157,9	18
Wiener F	41,2	150	47

Nom	Latitude (°)	Longitude (°)	Diametre (km)
Zhukovsky Z	9,7	-167,2	34,7

Annexes B

Ages des cratères rayés lunaires dont le diamètre est supérieur à 15 km.

Nom ou (latitude; longitude) (Ma)	Diamètres (km)	Classes de diamètres utilisées (m)	Ages (Ma)	Age Maximum (Ma)	Age Minimum (Ma)	Erreur supérieure (Ma)	Erreur inférieure (Ma)	N° Image	Surface de l'Image (km ²)	Aire comptée		Age modèle de Neukum (Ma)	Erreur supérieure Neukum (Ma)	Erreur inférieure Neukum (Ma)
										haute résolution (km ²)	basse résolution (km ²)			
Adams B	28	176 to 707	1374,11	1375,28	1372,94	1,17	1,17	M119421000ME	25149	325,397988	215	22	22	
Agatharchides A	16	11 to 62,5	13,35	17,79	8,92	4,44	4,44	M135372559LC	35,2	4,625105	21,4	1,3	1,3	
Al-Khwarizmi K	24,5	250 to 500	2011,27	2012,23	2010,32	0,96	0,96	M119143522ME	34314	92,825782	582	140	140	
Anaxagoras	51	22,1 to 500	631,49	683,63	579,35	52,14	52,14	M126996993LC	62,48	25,974146	22,1	0,89	0,89	
Aristarchus	40	11 to 62,5	3,53	3,87	1,59	0,34	1,94	M122523410LC	60,48	4,600874	5,66	0,57	0,57	
Aristillus	55	176 to 2000	3033,37	3034,36	3032,38	0,99	0,99	M119836340ME	25207	702,773564	456	26	26	
Autolyceus	38,2	353 to 1410	3204,64	3205,29	3203,99	0,65	0,65	M119842945ME	24580	1321,173899	654	34	34	
Bellot	17	125 to 500	1629,41	1632,40	1626,42	2,99	2,99	M119529980ME	24500	56,62744	354	52	52	
Bessel	15	88,3 to 707	3079,72	3081,34	3078,10	1,62	1,62	M135073175RC	62,48	30,675609	555	56	56	
Bouguer	22	44,2 to 707	1231,85	1242,21	1221,48	10,36	10,36	M135073175LC	62,48		117	12	12	
Briggs B	25	15,6 to 353	211,36	311,34	111,39	99,98	99,98	M127396367LC	82,8	21,636638	27	0,95	0,95	
Burg	39,1	176 to 1000	3219,62	3221,32	3217,92	1,70	1,70	M119660105ME	29452	319,5464503	1100	70	70	
Byrgius A	19	11 to 22,1	1,98	3,46	1,01	1,47	0,97	M120269605RC	63,14	0,301963	5,63	2,5	2,5	
Cabannes Q	49	62,5 to 707	3885,02	3885,30	3884,74	0,28	0,28	M123363240LC	158,86	71,64059	155	9,7	9,7	
Carrel	15	125 to 707	1394,88	1396,65	1393,11	1,77	1,77	M119679697ME	24520	99,088291	338	63	63	
Chebyshev U	36	62,5 to 250	890,05	894,99	885,10	4,94	4,94	M125468151RC	99,82	61,734443	58,1	7,5	7,5	
Cleostratus J	20	15,6 to 176	35,33	49,65	24,52	14,31	10,81	M109778786LC	89,04	34,681899	16,7	0,68	0,68	
Condorcet T	15	11 to 125	34,06	47,44	20,68	13,38	13,38	M109778786RC	92,22	13,496162	19,7	0,91	0,91	
Conon	21	176 to 707	1838,74	1840,19	1837,28	1,45	1,45	M119835958ME	24528	134,953656	561	61	61	
Copernicus	93	250 to 1410	2189,31	2189,74	2188,88	0,43	0,43	M117623476ME	24195	2693,891921	170	9	9	
Crookes	49	11 to 176	112,58	188,31	42,99	75,73	69,59	M112672574LC	101,7	3,97183	57,5	2,2	2,2	
Das	38	88,3 to 1410	873,80	875,28	872,31	1,48	1,48	M112489524LC	88,29	274,3754	53,9	8,1	8,1	
								M112489524RC	90,72					

Nom ou (latitude; longitude) (Ma)	Diamètres (km)	Classes de diamètres utilisées (m)	Ages (Ma)	Age		Erreur supérieure (Ma)	Erreur inférieure (Ma)	N° Image	Surface de l'Image (km ²)	Aire comptée		Age modèle de Neukum (Ma)	Erreur supérieure Neukum (Ma)	Erreur inférieure Neukum (Ma)
				Maximum (Ma)	Minimum (Ma)					haute résolution (km ²)	basse résolution (km ²)			
Dawes	18	31,2 to 353	171,63	186,83	156,44	15,19	15,19	M136085100LC M136085100RC M136091886RC M113785646LC M113785646RC	92,22 91,06 101,76 62,48 62,48	42,604914	20	1,9	1,9	
Delisle	24,9	62,5 to 353	293,19	299,37	287,00	6,19	6,19	M137773516LC M137773516RC	65,32 65,32	90,051477	90	9,1	9,1	
Dionysius	18	22,1 to 125	14,86	24,07	9,41	9,21	5,45	M111484008LC M111484008RC	65,78 65,78	15,126444	10,5	1,2	1,2	
Dufay B	19,8	250 to 707	2090,99	2091,73	2090,24	0,74	0,74	M118736424ME	33160	252,14259	543	83	83	
Engelhardt	42,9	353 to 707	3563,06	3563,44	3562,69	0,37	0,37	M118560969ME	30178	2539,538405	1240	60	60	
Epigenes A	18	11 to 250	99,58	197,02	2,99	97,44	96,58	M10924889LC	75,4	9,120818	10,2	0,63	0,63	
Eudoxus	67,1	250 to 1410	3311,89	3312,43	3311,34	0,54	0,54	M119734736ME	26821	1211,181651	461	28	28	
Flamsteed	20,4	44,2 to 353	190,06	200,65	179,46	10,60	10,60	M135480758RC	57,6	87,947638	63,4	4,9	4,9	
Gassendi A	33,2	44,2 to 1410	1161,11	1165,84	1156,37	4,74	4,74	M166134717LC M166134717RC M107136013LC	65,5 63,14 235,98	222,834875	11,5	0,95	0,95	
Gerasimovich D	26,8	22,1 to 250	72,35	103,20	41,50	30,85	30,85	M122475168RC M135447046LC M147245454RC	64,86 56,8 92	79,36725	22,7	1,1	1,1	
Giordano Bruno	22	11 to 31,2	1,67	2,89	0,67	1,22	1,00	M176076721LC M176076721RC	63,14 71,75	0,946796	4,2	1,1	1,1	
Glushko	43	11 to 88,3	14,45	25,45	4,31	11,00	10,14	M123901073RC M114464290LC	81,81 65,55	2,570867	14,5	1,1	1,1	
Godin	34	176 to 1000	1637,92	1638,88	1636,96	0,96	0,96	M119788077ME	25693,02	652,953486	283	22	22	

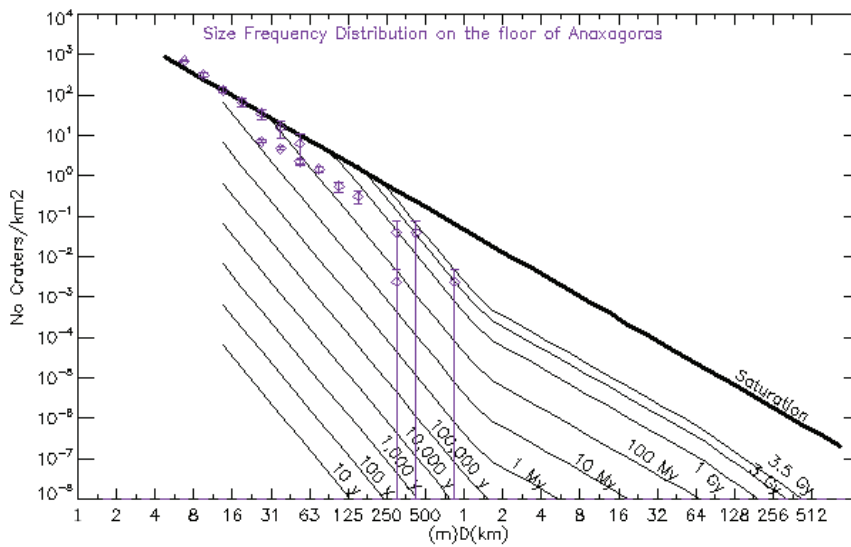
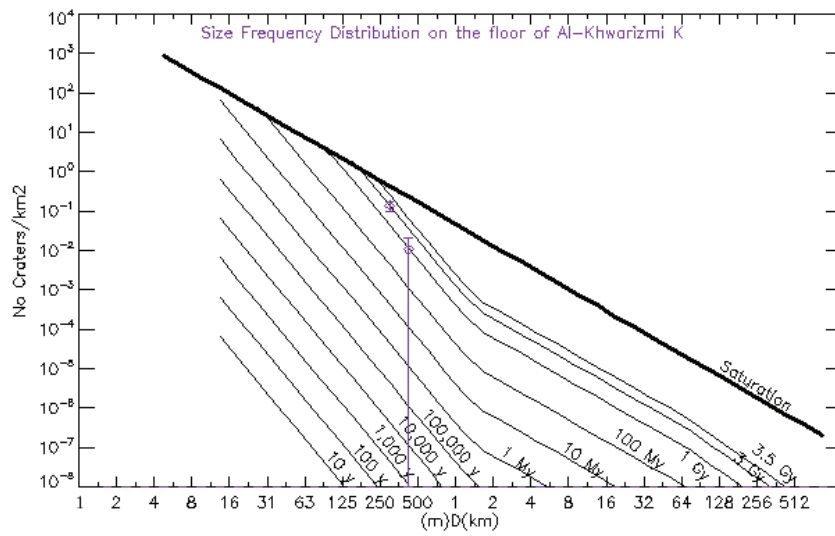
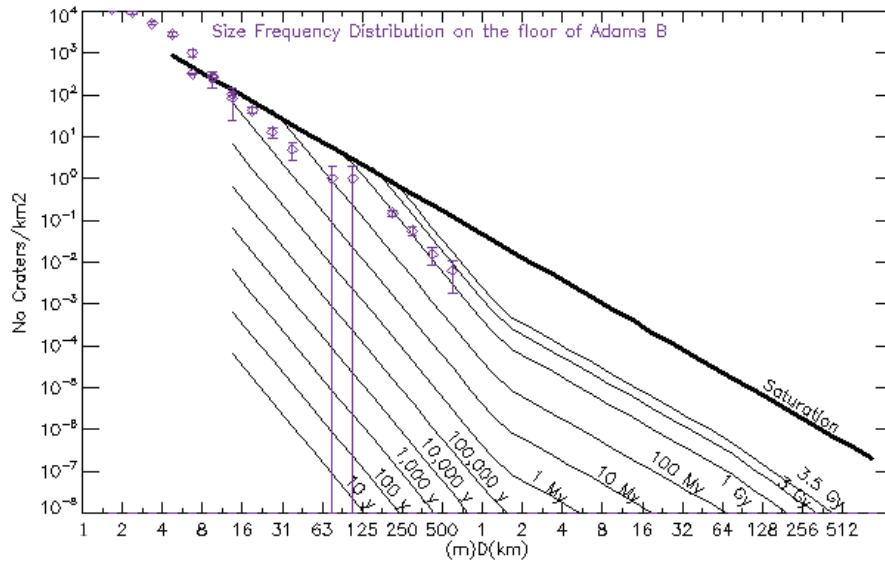
Nom ou (latitude; longitude) (Ma)	Diamètres (km)	Classes de diamètres utilisées (m)	Ages (Ma)		Erreur supérieure (Ma)	Erreur inférieure (Ma)	N° Image	Surface de l'Image (km ²)	Aire comptée		Age modèle de Neukum (Ma)	Erreur supérieure Neukum (Ma)	Erreur inférieure Neukum (Ma)
			Maximum	Minimum					haute résolution (km ²)	basse résolution (km ²)			
Golitsyn	35,7	250 to 2000	2099,48	2099,09	0,40	0,40	M118186233ME	36862,41	1245,948536	399	40	40	
Golitsyn J	19,5	31,2 to 176	48,77	36,02	19,95	12,75	M1841963731C M184196373RC	170,04 170,04	34,081458	37,1	2,1	2,1	
Green M	37	44,2 to 500	542,05	530,98	11,07	11,07	M118980590RC	95,4	70,408886	78,6	5,9	5,9	
Guthnic	35,1	353 to 2000	2180,08	2179,90	0,19	0,19	Clementine GM	Moon Area	1027,977977	733	190	190	
Harding	22	44,2 to 1000	3812,04	3811,96	0,07	0,07	M1097044441C M109704444RC	73,84 65,32	68,086272	36,5	2,5	2,5	
Harpalus	39	353 to 1000	2703,91	2704,21	0,30	0,30	Clementine GM	Moon Area	286,985875	1920	600	600	
Hayn	87	353 to 2830	2885,76	2885,58	0,18	0,18	M119314314ME	31555,28	5605,536142	508	38	38	
Horbrow	24,7	44,2 to 353	362,94	372,85	9,90	9,90	M1708227341C	74,1	60,203388	60,3	6,4	6,4	
Inconnu 1 (1,5; -159,2)	16	11 to 176	69,16	125,86	17,44	51,72	M170822734RC	71	4,822731	14,8	0,85	0,85	
Inconnu 3 (-22,5; -115,3)	16	44,2 to 500	442,64	450,07	7,43	7,43	M1123535851C M112353585RC	90,72 90,72	37,181009	20	3,2	3,2	
Inconnu 5 (15,2; 151,3)	18	15,6 to 250	70,26	133,18	11,76	58,51	M135949316RC M1129641081C M1235750391C	89,04 85,4 95,7	16,97	15,6	0,82	0,82	
Jackson	71	44,2 to 353	90,12	99,69	9,58	9,58	M1055859951C	572,25	235,5211242	43,4	1,8	1,8	
Janssen K	16	11 to 500	32,24	45,18	12,93	12,93	M113678292RC	81,12	3,892098	37,7	1,9	1,9	
Kepler	31	176 to 500	1429,49	1430,84	1,36	1,36	M117745603ME	25391,4	87,64744	255	57	57	
King	77,3	250 to 1410	1942,60	1942,99	0,39	0,39	M119065289ME	34220,36	1415,939813	294	25	25	
Lalande	24	11 to 125	24,94	46,81	21,88	19,58	M1140099471C	56,8	3,988141	18	1,1	1,1	
Langrenus	127	250 to 1410	3543,93	3543,92	0,01	0,01	M119455330ME	24059,7	5217,19259	3370	150	990	
Larmor Q	22	88,3 to 353	94,72	96,84	2,12	2,12	M1281362121C M128136212RC	84,84 79,3	135,887644	33,6	5,5	5,5	
Laue G	36	250 to 707	2518,58	2519,33	0,75	0,75	M118105774ME	33492,42	159,618629	554	120	120	

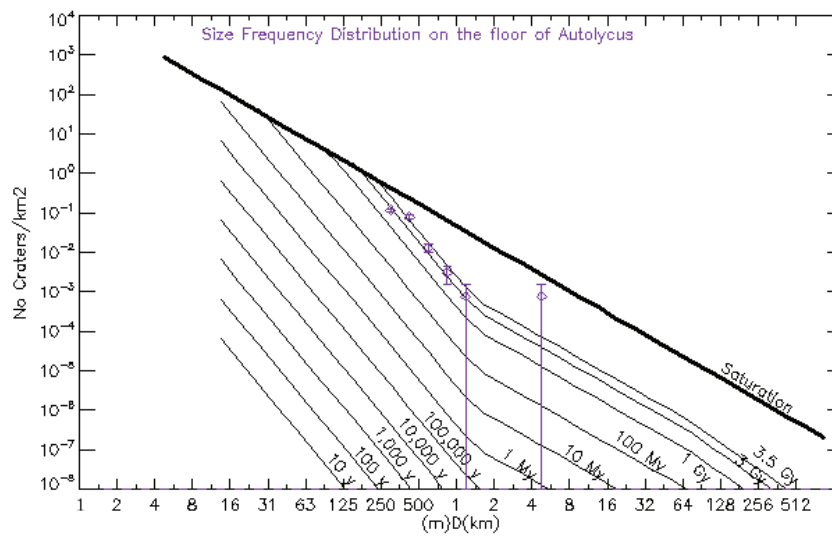
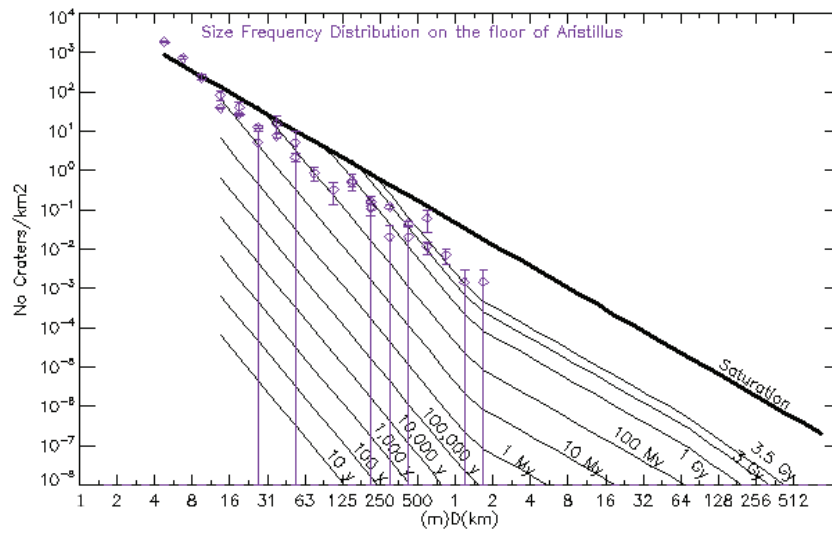
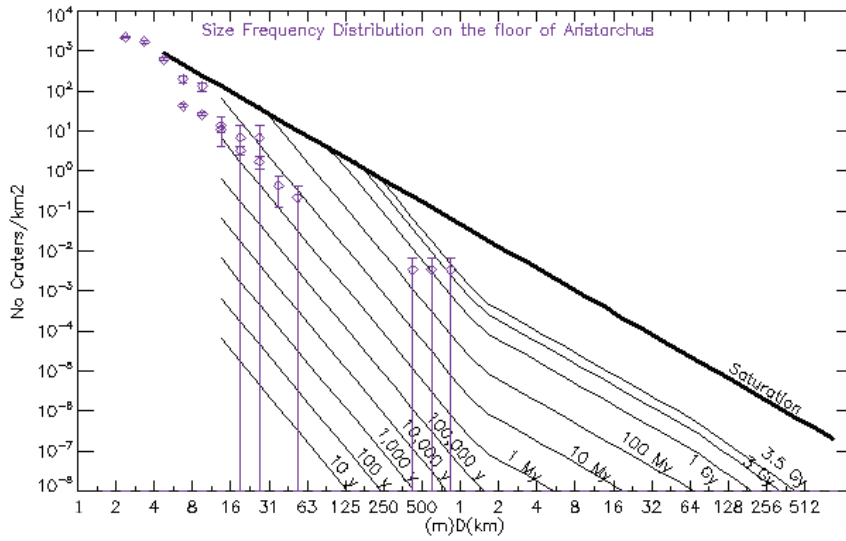
Nom ou (latitude; longitude) (Ma)	Diamètres (km)	Classes de diamètres utilisées (m)	Ages (Ma)	Age Maximum (Ma)	Age Minimum (Ma)	Erreur supérieure (Ma)	Erreur inférieure (Ma)	N° Image	Surface de l'Image (km ²)	Aire comptée		Age modèle de Neukum (Ma)	Erreur supérieure Neukum (Ma)	Erreur inférieure Neukum (Ma)
										haute résolution (km ²)	basse résolution (km ²)			
Lichtenberg	20	22,1 to 353	124,78	158,41	91,15	33,63	33,63	M1226593121LC	59,85	35,702153	22,2	1,3	1,3	
Lowell K	18	15,6 to 176	164,60	248,17	94,54	83,57	70,06	M122659312RC	62,7		48,4	1,9	1,9	
Mandel'shtam F	17	11 to 31,2	1,02	1,45	0,58	0,43	0,43	M112299010RC M110506225RC	89,04 99	5,474993 5,020513	2,04	0,39	0,39	
Manilius	38	250 to 2000	3299,07	3299,63	3298,52	0,56	0,56	M119788460ME	25300,5		953	78	78	
Menelaus	26	176 to 707	1773,41	1774,62	1772,20	1,21	1,21	M119740967ME	25637,3		266	29	29	
Milne N	36,6	250 to 1000	1346,14	1346,54	1345,73	0,40	0,40	M119115591ME	33887,83		215	46	46	
Mosting	25,5	125 to 1000	2016,08	2018,61	2013,55	2,53	2,53	M119889895ME	24212,38		620	30	30	
Necho	30	11 to 125	138,33	228,06	48,59	89,74	89,74	M1155027871LC	194,01	1,312489118	29,7	2,8	2,8	
O'Day	71,1	250 to 1410	2224,06	2224,47	2223,66	0,41	0,41	M118823820ME	32511,9		357	19	19	
Ohm	64	11 to 88,3	45,61	66,58	24,64	20,97	20,97	M135928190RC	95,7	2,222648	48	2,5	2,5	
Olbers A	43,8	62,5 to 353	89,09	92,66	85,52	3,57	3,57	M105027583RC	421,26	217,06669	31,1	3,7	3,7	
Palitzsch B	39	250 to 1000	1586,81	1587,34	1586,28	0,53	0,53	M1451285811LC M119407608ME	70,75 26114,38		298	18	19	
Petavius B	33	11 to 44,2	8,55	12,89	4,21	4,34	4,34	M111219655RC	78,68	1,222779	7,85	1,5	1,5	
Plante	37,3	250 to 1410	1967,67	1968,08	1967,26	0,41	0,41	M118776744ME	33132,08		575	62	62	
Poincare X	19	15,6 to 500	514,89	576,77	453,01	61,88	61,88	M110534507RC	112,64	23,902811	14,3	0,5	0,4	
Proclus	28	11 to 88,3	14,65	21,94	7,36	7,29	7,29	M126622820RC	57,4	5,773025	17,7	0,93	0,93	
Pytheas	20,8	176 to 1410	2935,60	2936,86	2934,33	1,26	1,26	M119992084ME	23246,87		569	58	58	
Robinson	24,2	353 to 1410	3295,15	3295,44	3294,86	0,29	0,29	Clementine GM	Moon Area		849	160	160	
Romer	39,1	353 to 707	2204,27	2204,61	2203,92	0,35	0,35	M119612195ME	27754,8		351	39	39	
Rydberg	49	88,3 to 500	777,47	781,29	773,65	3,82	3,82	M112231767LC	74	42,642172	118	16	16	
Ryder	17	11 to 44,2	2,01	2,70	1,32	0,69	0,69	M121280184RC	75,4	7,985207	5,45	0,46	0,46	
Saha E	28	15,6 to 176	223,97	353,12	94,83	129,14	129,14	M1156045121LC	192,27	2,495369	51,2	5,2	5,2	
Sharonov	74,9	250 to 1410	3251,63	3252,30	3250,95	0,67	0,67	M118716070ME	32920,47		776	35	35	
Steno Q	29,1	250 to 1410	2165,66	2166,17	2165,15	0,51	0,51	M118811431ME	35649,12		429	41	41	

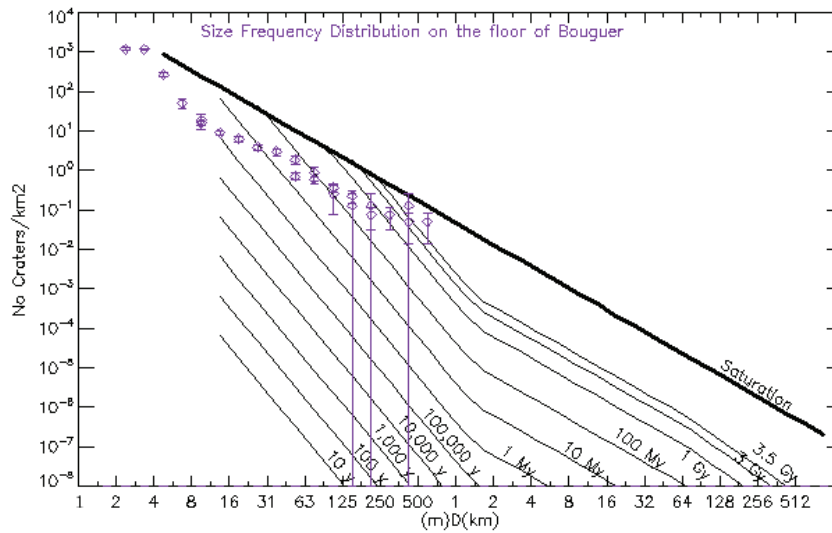
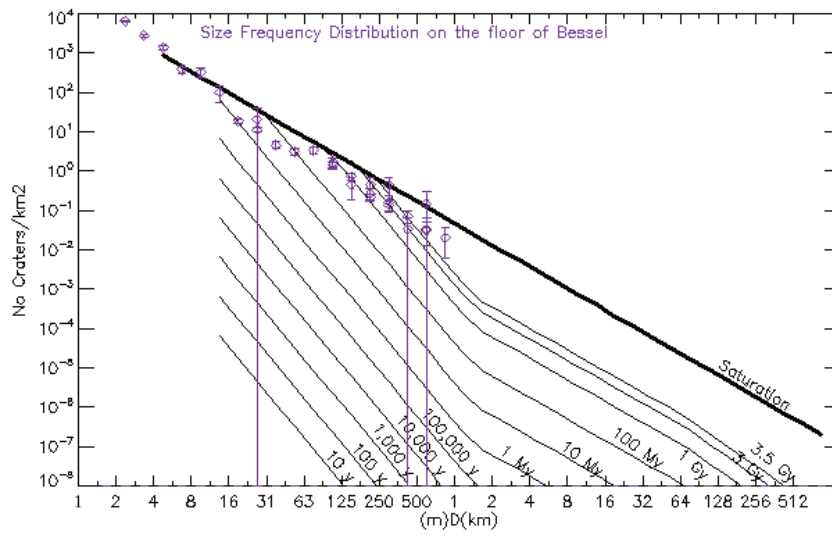
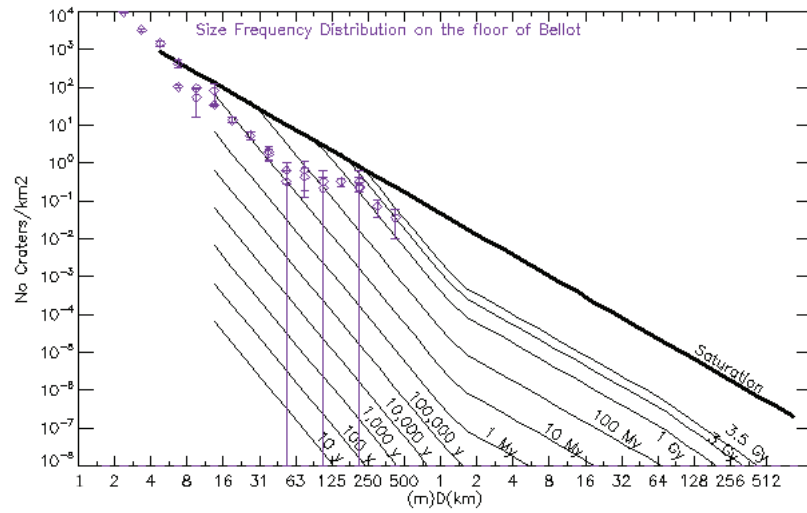
Nom ou (latitude; longitude) (Ma)	Diamètres (km)	Classes de diamètres utilisées (m)	Ages (Ma)	Age		Erreur supérieure (Ma)	Erreur inférieure (Ma)	N° Image	Surface de l'Image (km ²)	Aire comptée		Age modèle de Neukum (Ma)	Erreur supérieure Neukum (Ma)	Erreur inférieure Neukum (Ma)
				Maximum (Ma)	Minimum (Ma)					haute résolution (km ²)	basse résolution (km ²)			
Stevinus	74	176 to 2000	1611,42	1611,95	1610,90	0,52	0,52	M119495676ME	23300,2	4290,949738	104	4,7	4,7	
Tarantius	56	353 to 707	3735,20	3735,43	3734,96	0,24	0,24	M119543948ME	25388,14	2785,19501	649	26	26	
Thales	31	11 to 31,2	8,64	14,71	3,86	6,07	4,78	M121886146LC	71	0,221309	14,6	4,2	4,2	
Thebit A	20	176 to 707	2512,34	2514,16	2510,51	1,83	1,83	M119889512ME	25389,79	98,115638	835	80	80	
Tralles A	18	44,2 to 250	73,03	81,67	64,39	8,64	8,64	M111286669LC	34,04	27,747574	24,3	4	4	
Triesnecker	26	176 to 1000	1750,72	1751,66	1749,79	0,94	0,94	M119822203ME	25195,92	456,526624	328	33	33	
Tycho	86	31,2 to 353	37,81	49,76	25,85	11,96	11,96	M119929934RC	59,64	180,296671	12,9	0,86	0,86	
Unknown 3 (-34,6; -129,6)	19,8	250 to 500	1389,50	1390,22	1388,77	0,72	0,72	M122284637RC	68,4	318,786651	286	57	57	
Van Newman F	30	44,2 to 353	225,41	237,54	213,29	12,13	12,13	M103009960ME	92380	221,866032	67,8	2,8	2,8	
Vavilov	98	250 to 8000	2886,57	2886,84	2886,30	0,27	0,27	M189623186RC	320,88	8825,51347	371	15	15	
Ventris M	18	11 to 62,5	8,86	14,67	3,80	5,82	5,06	M118403778ME	33688,72	1,757135	14,5	1,6	1,6	
Wiener F	47	15,6 to 176	97,89	147,12	48,66	49,23	49,23	M110560726RC	106,95	11,322161	22,3	1	1	
Zhukovsky Z	34,7	250 to 1000	3212,65	3213,40	3211,89	0,76	0,76	M125944637RC	99,47	538,844853	681	53	53	

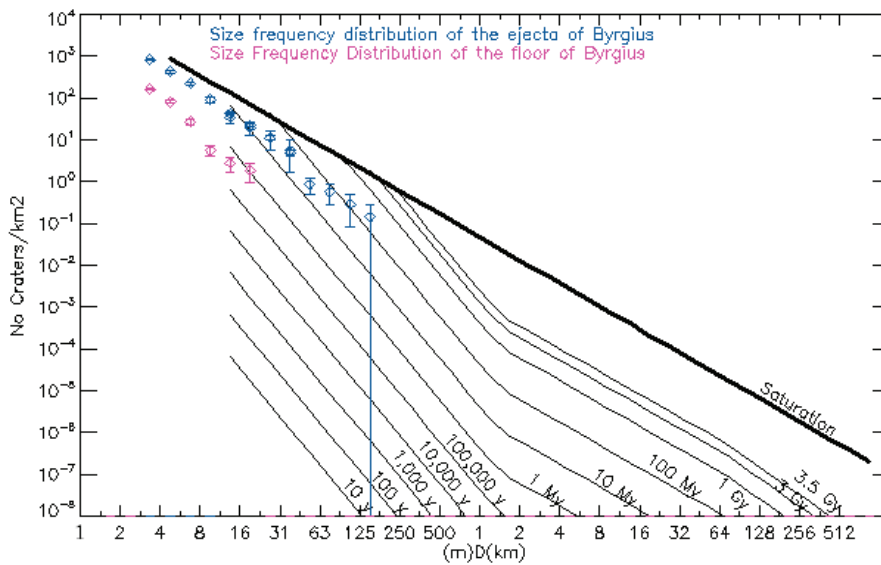
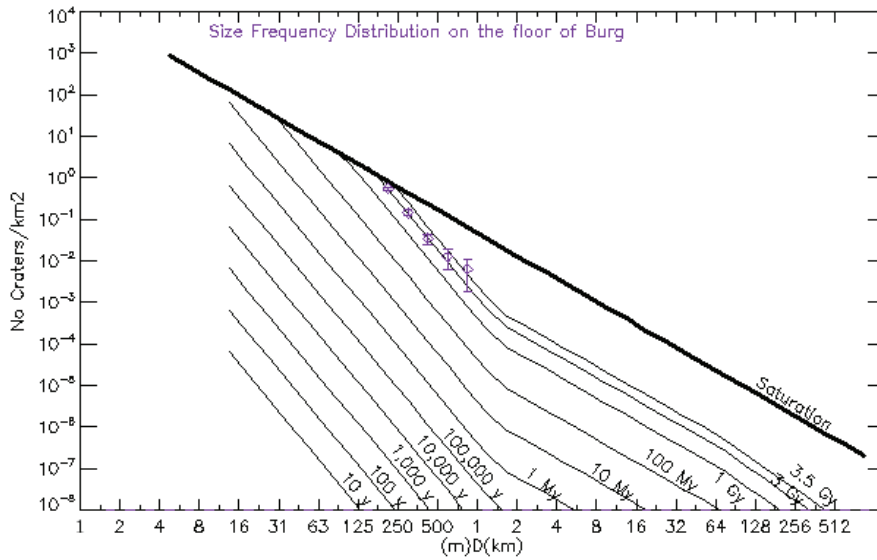
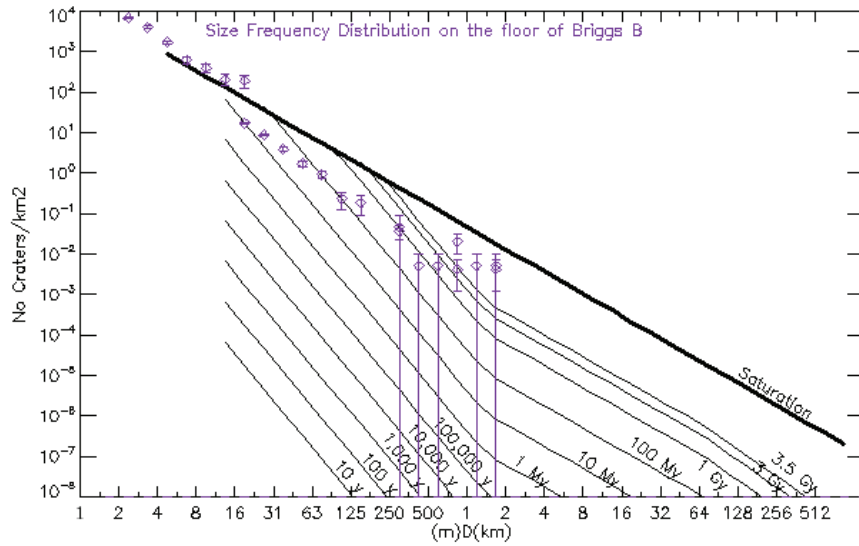
Annexe C

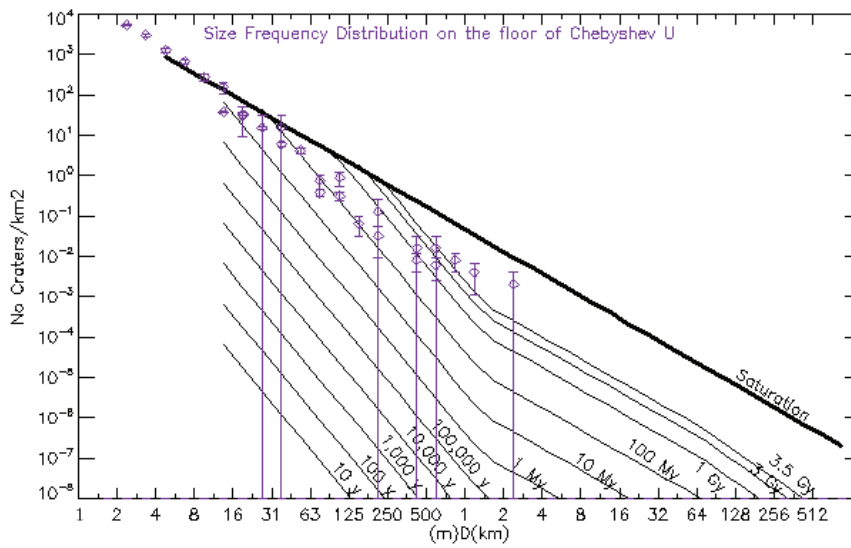
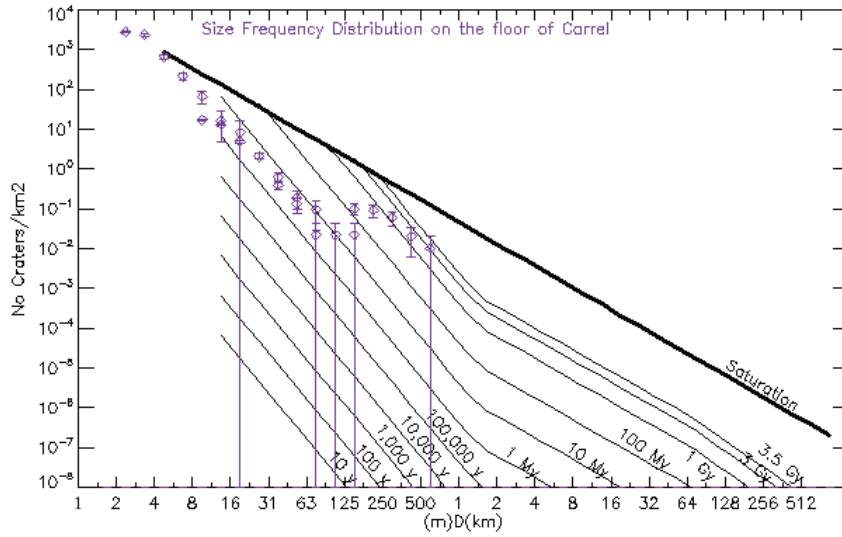
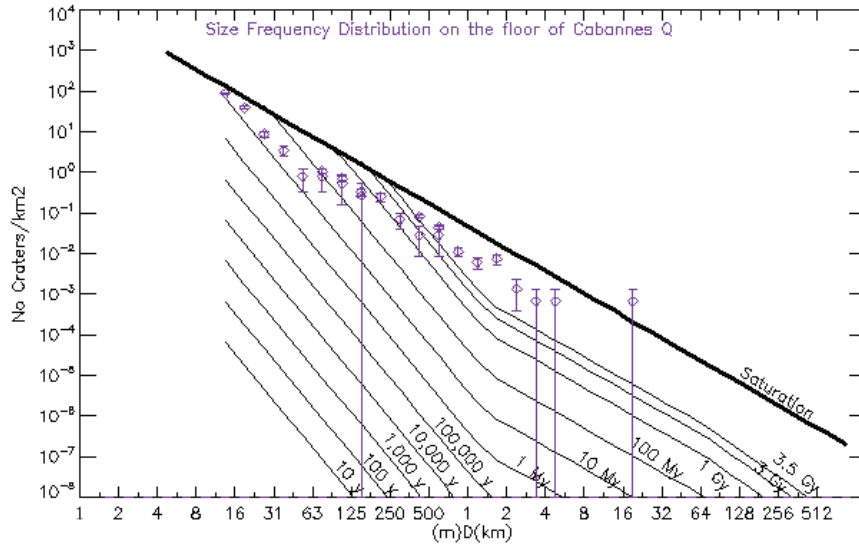
Distributions de taille des cratères sur les 92 cratères rayés étudiés. Les distributions sont présentées dans un diagramme d'Hartmann. L'ordonnée du diagramme correspond aux densités de cratères mesurées et l'abscisse du diagramme correspond aux classes de diamètres mesurées.

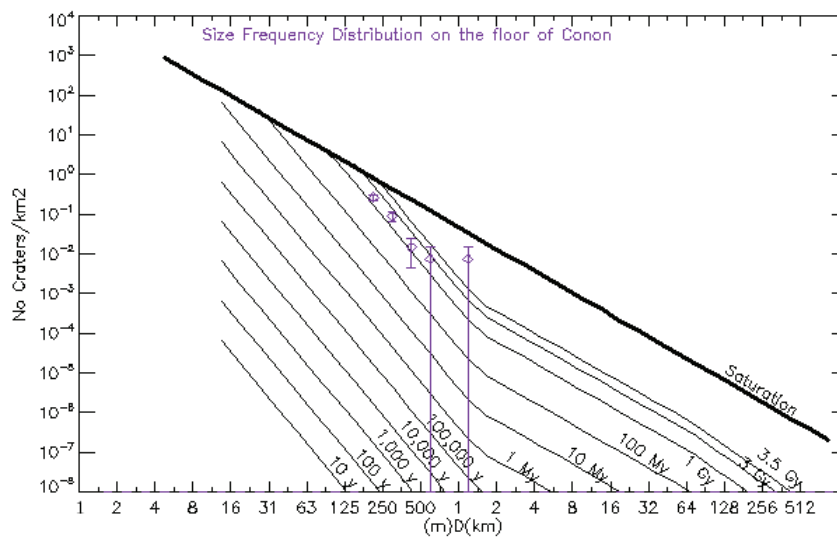
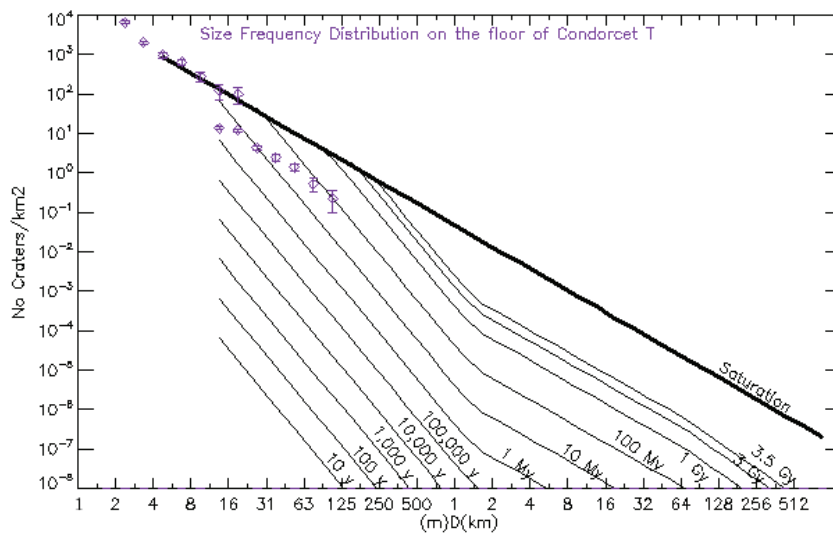
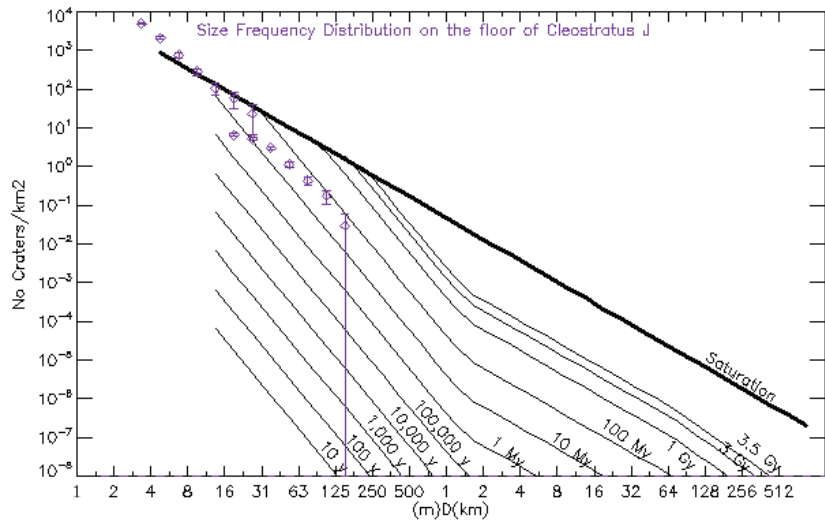


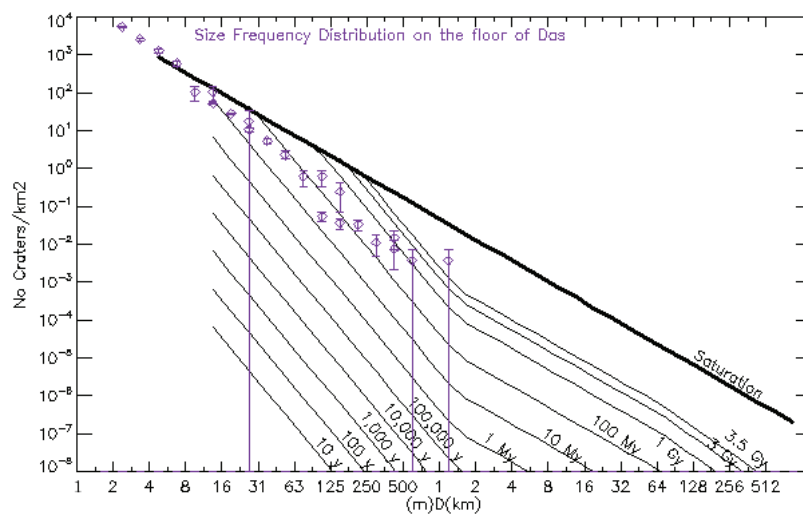
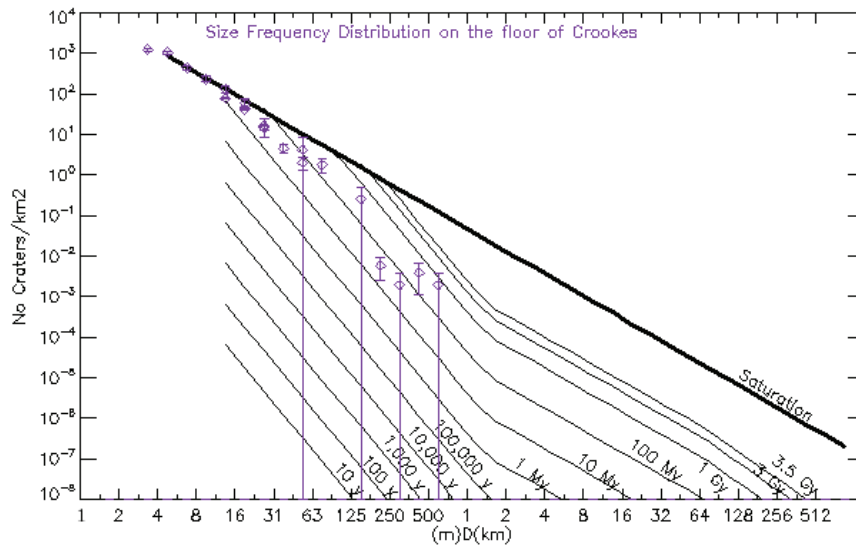
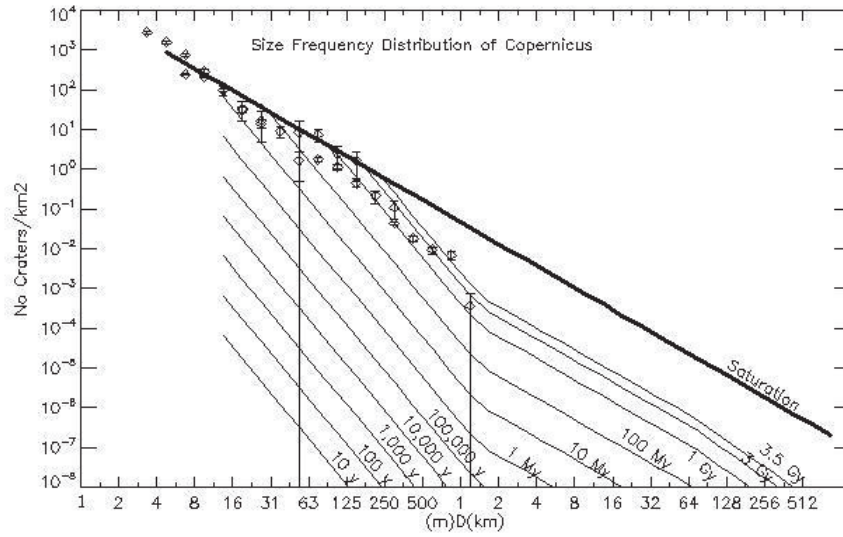


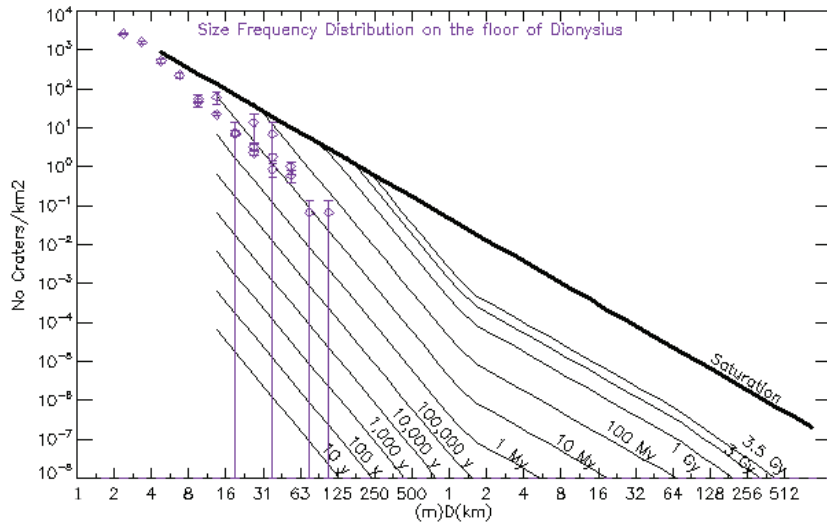
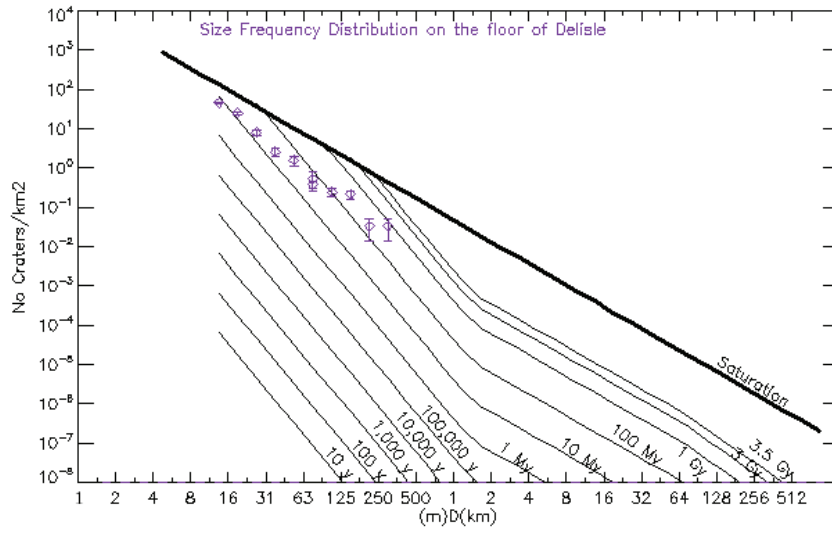
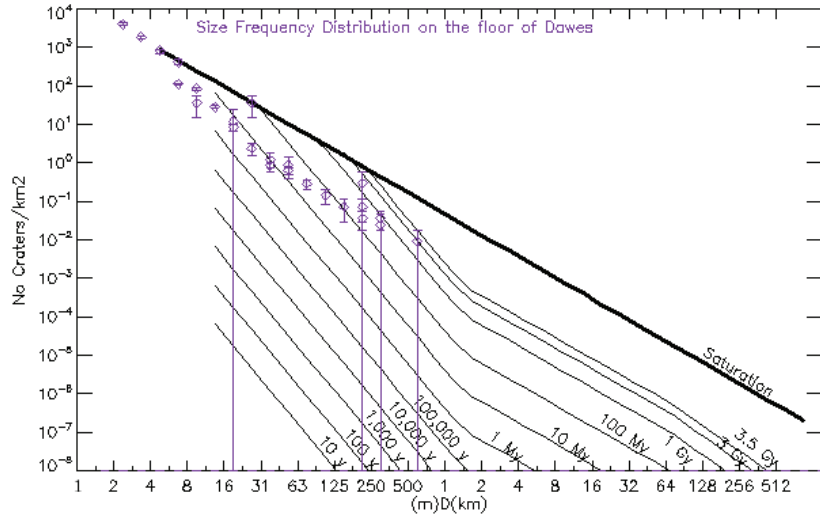


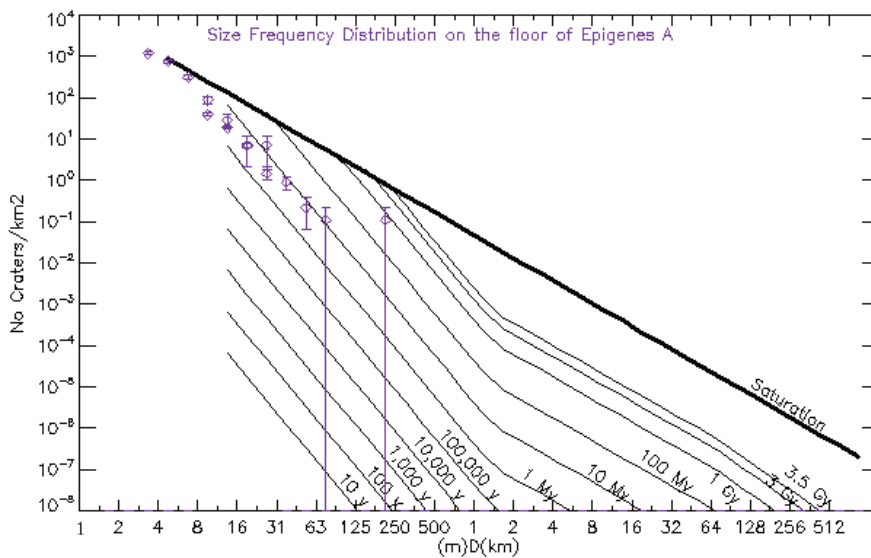
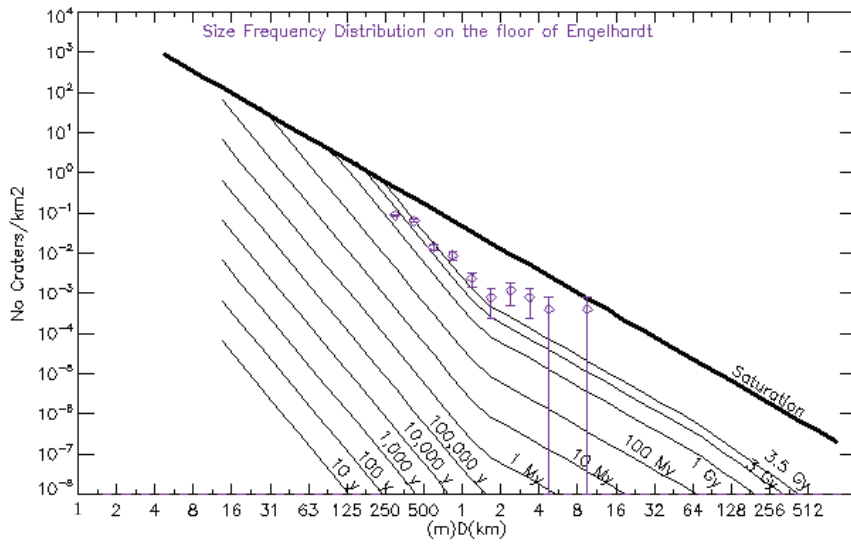
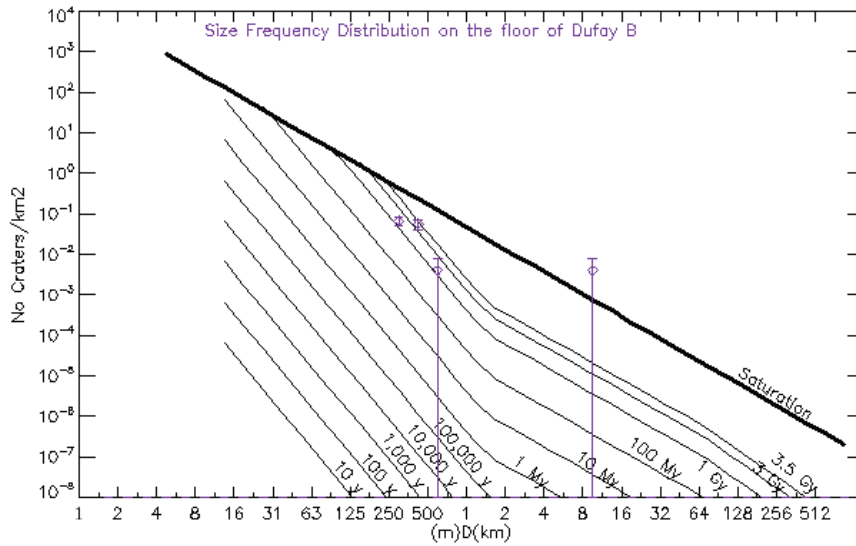


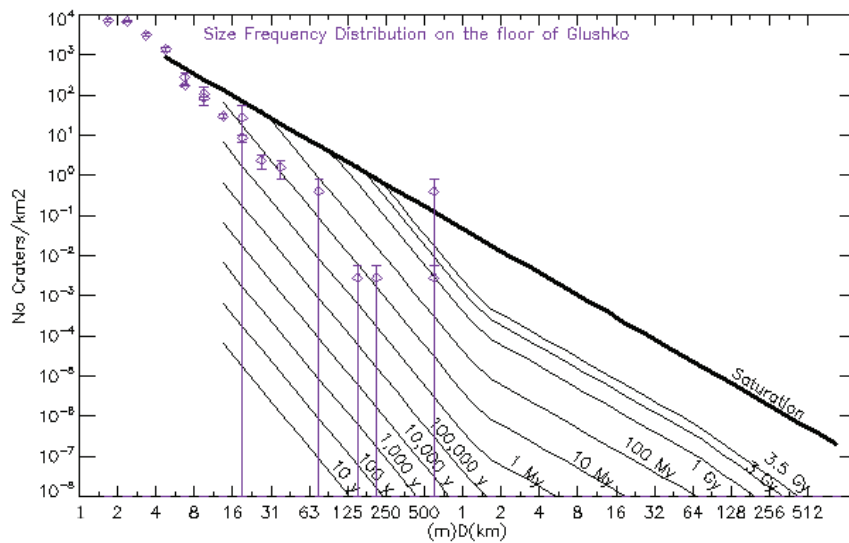
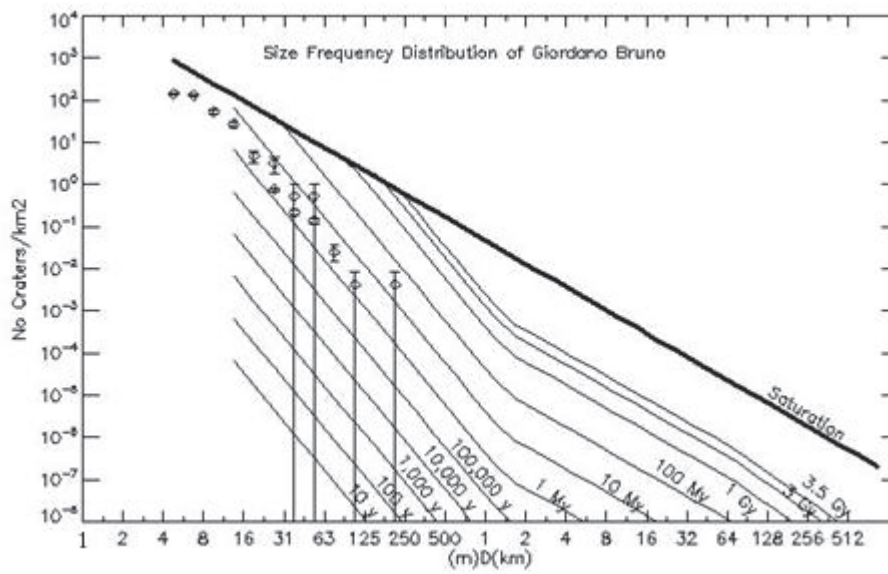
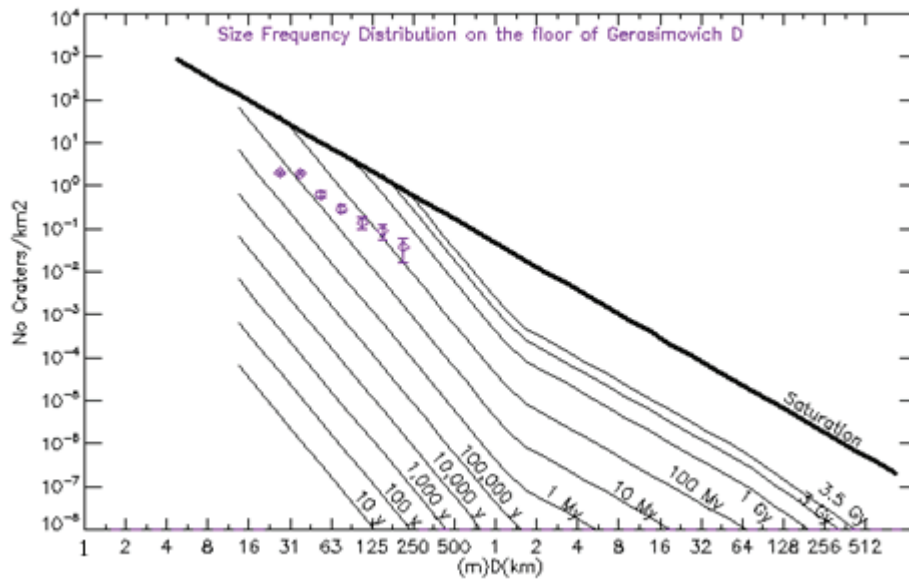


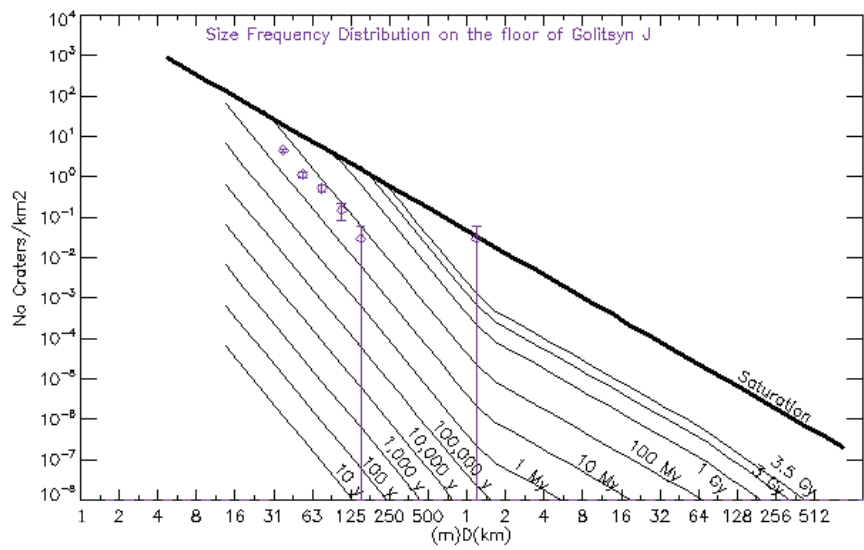
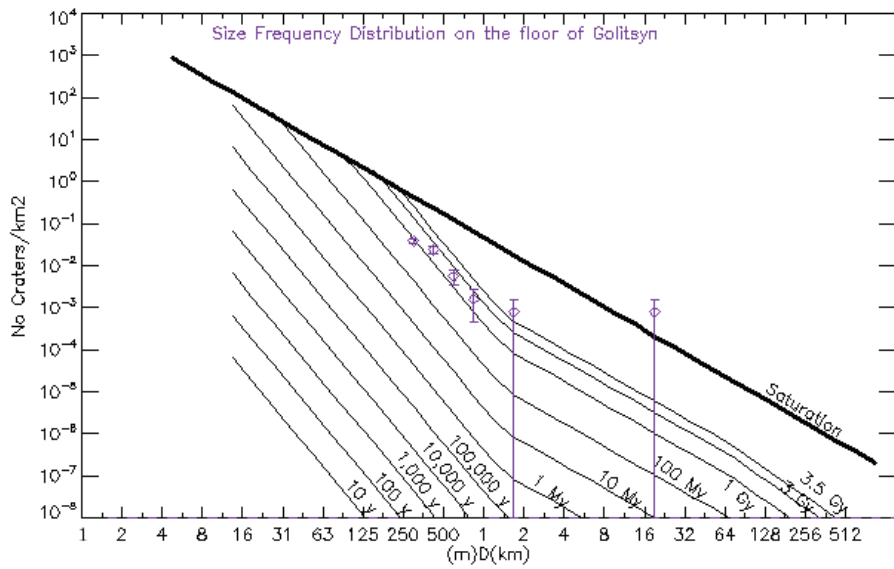
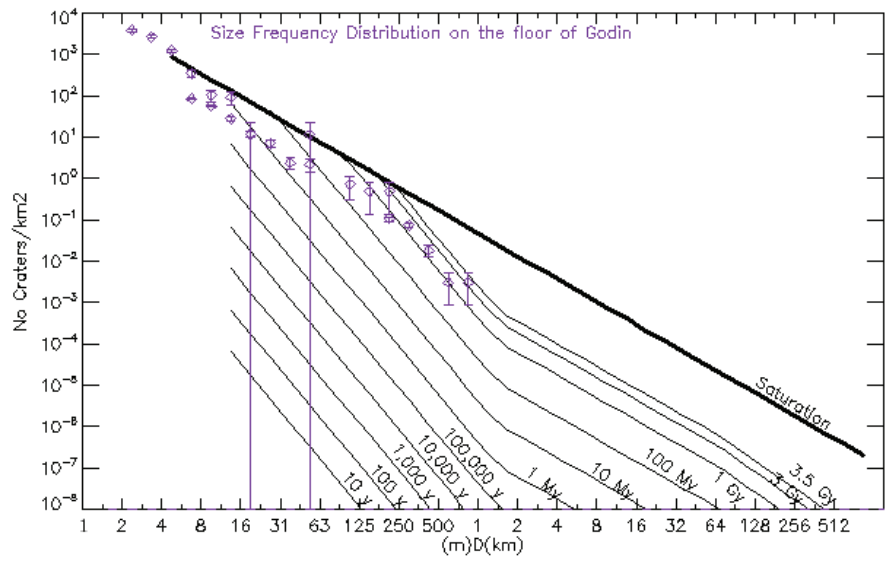


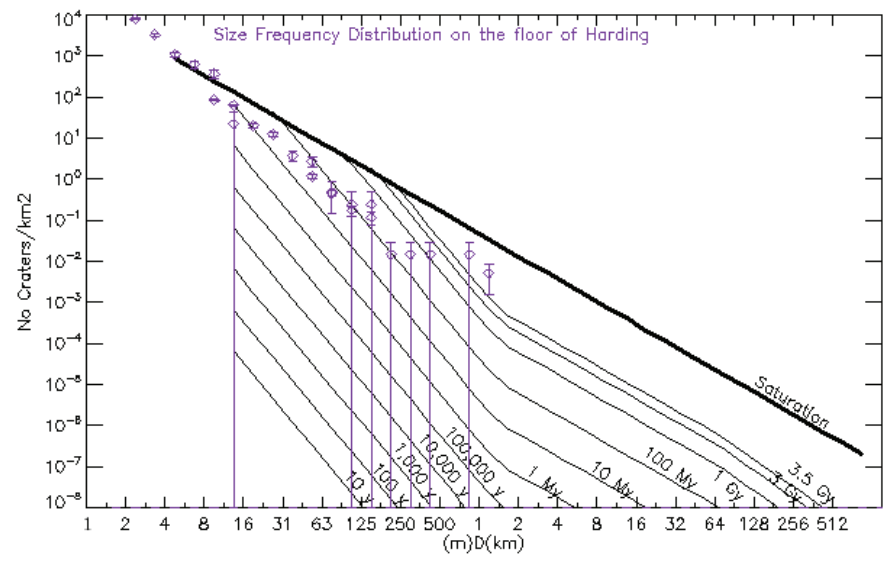
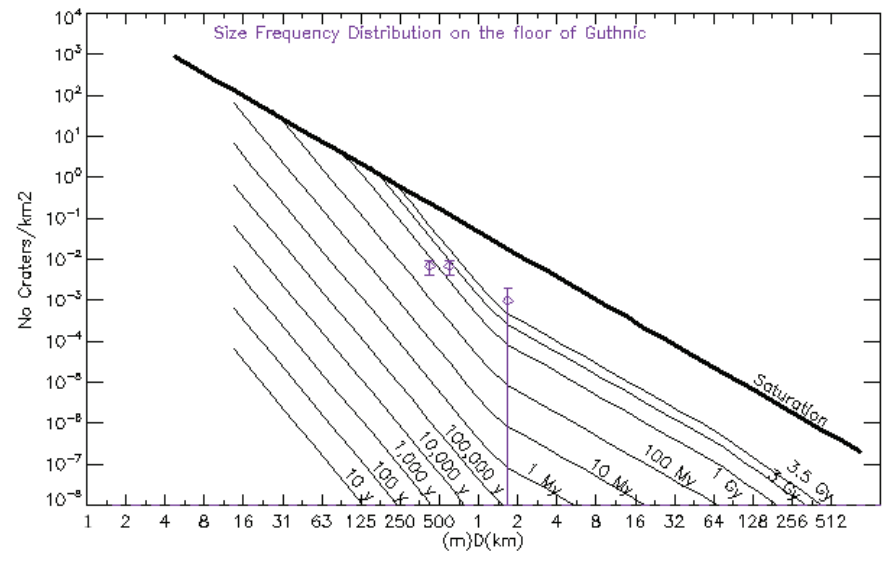
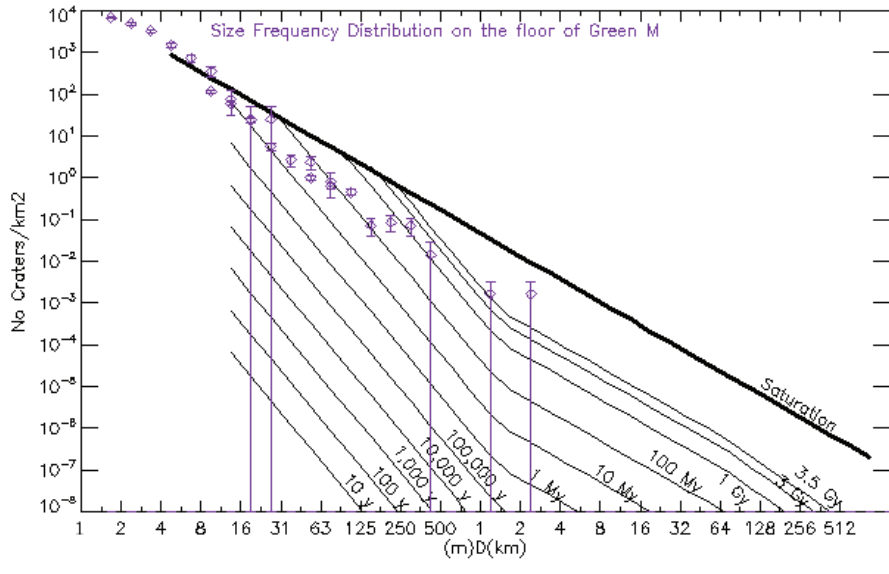


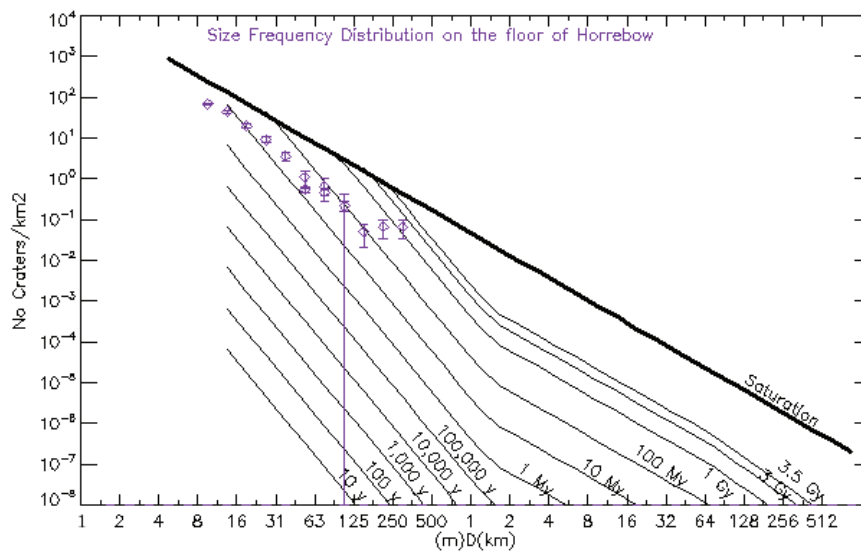
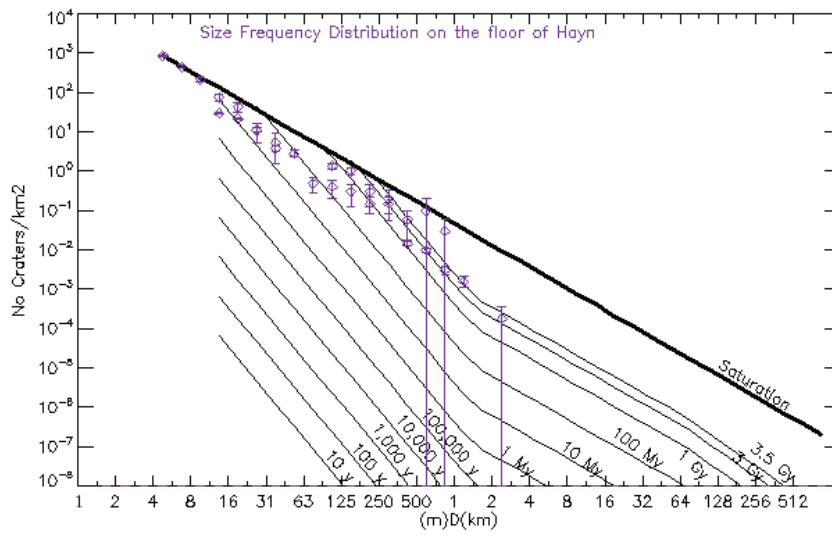
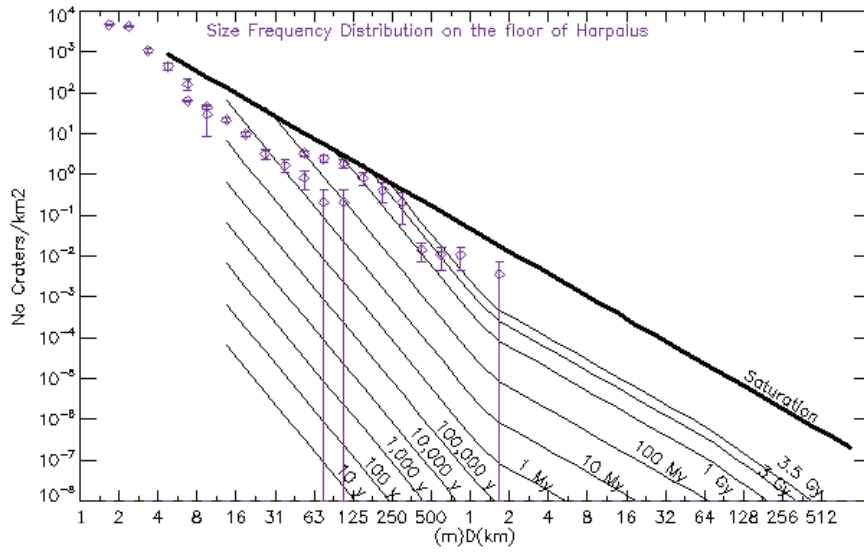


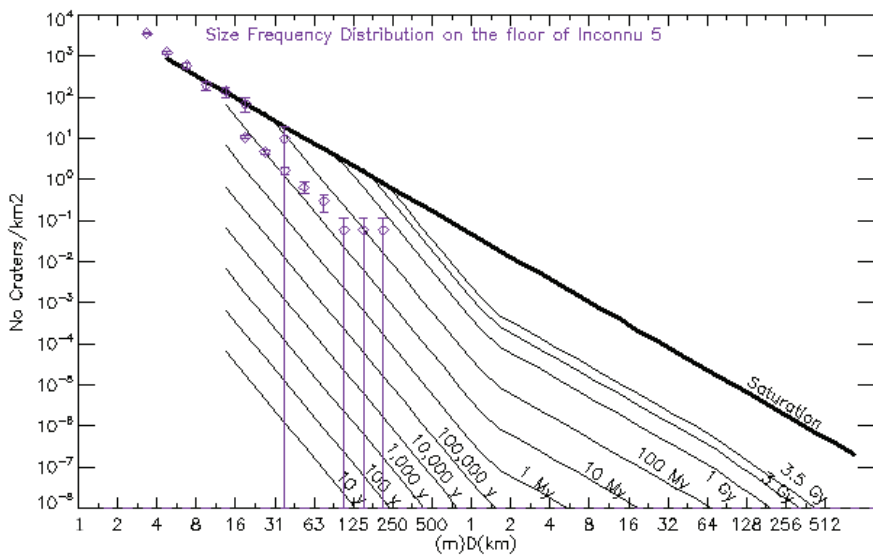
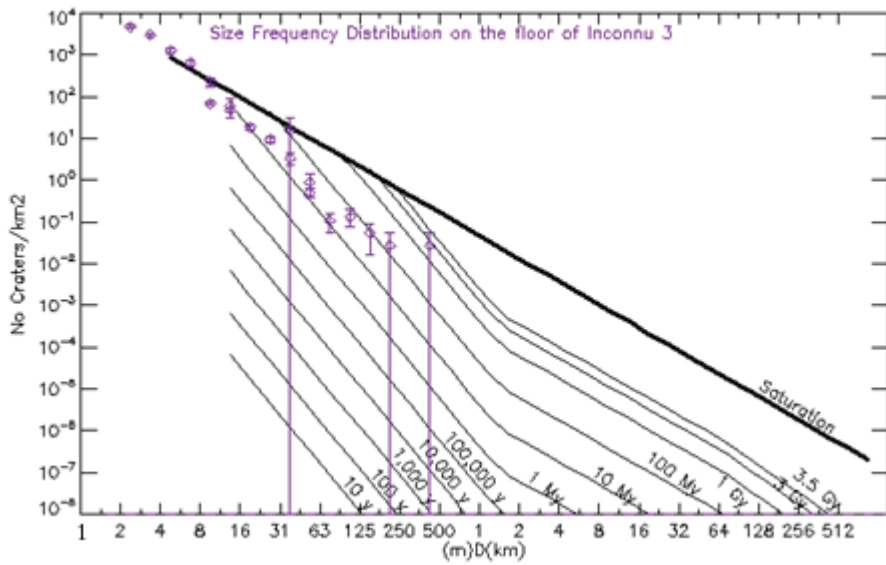
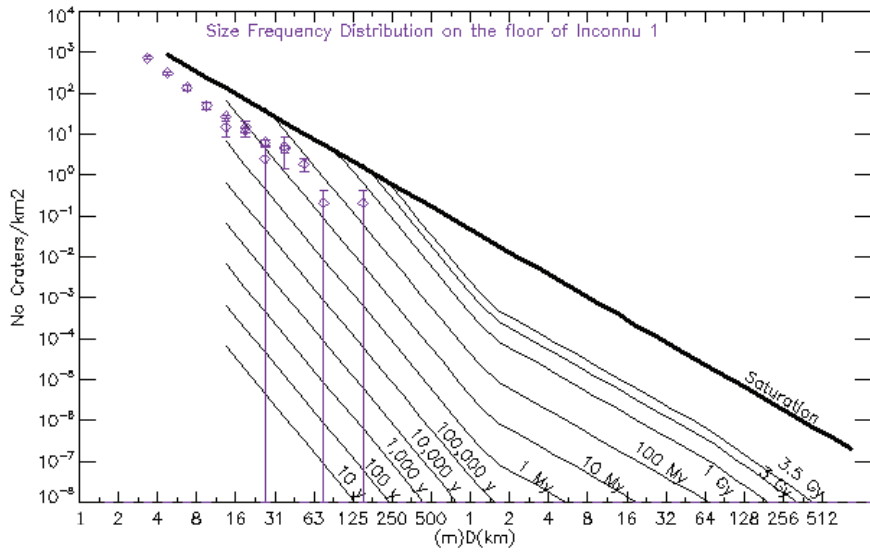


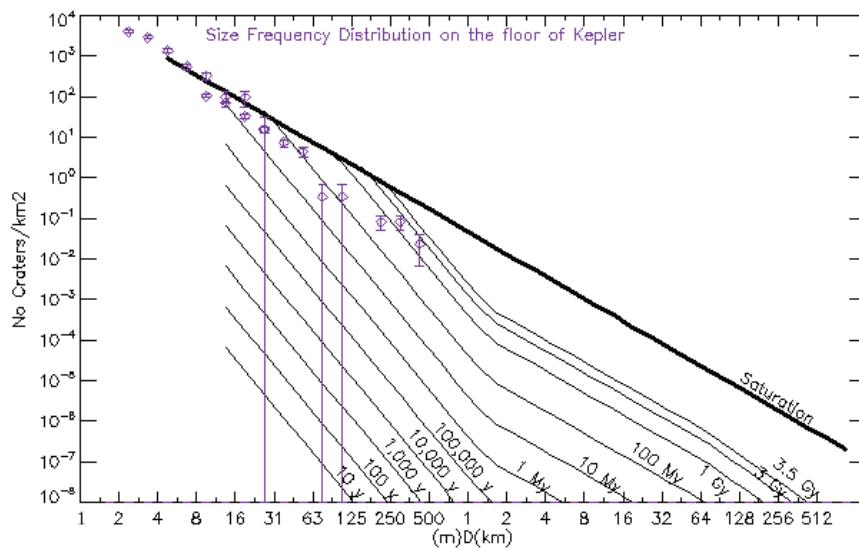
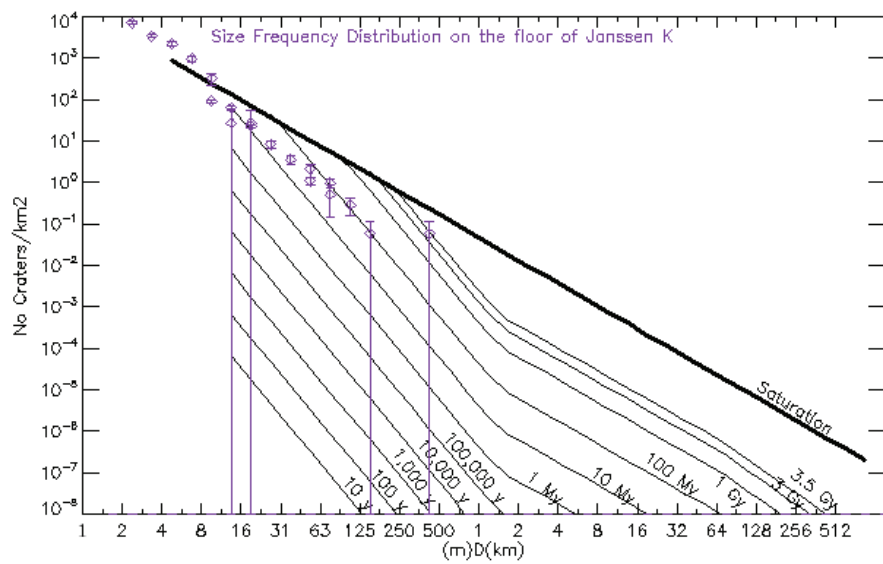
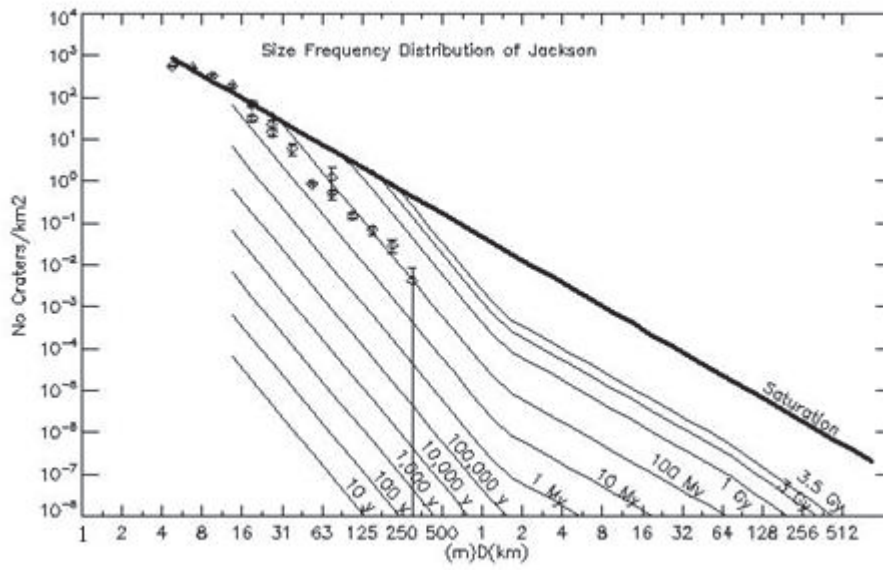


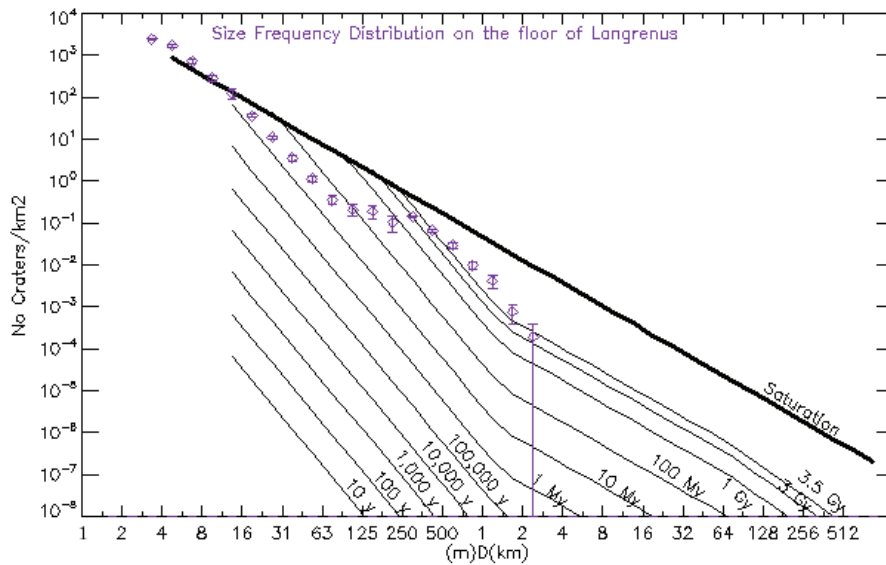
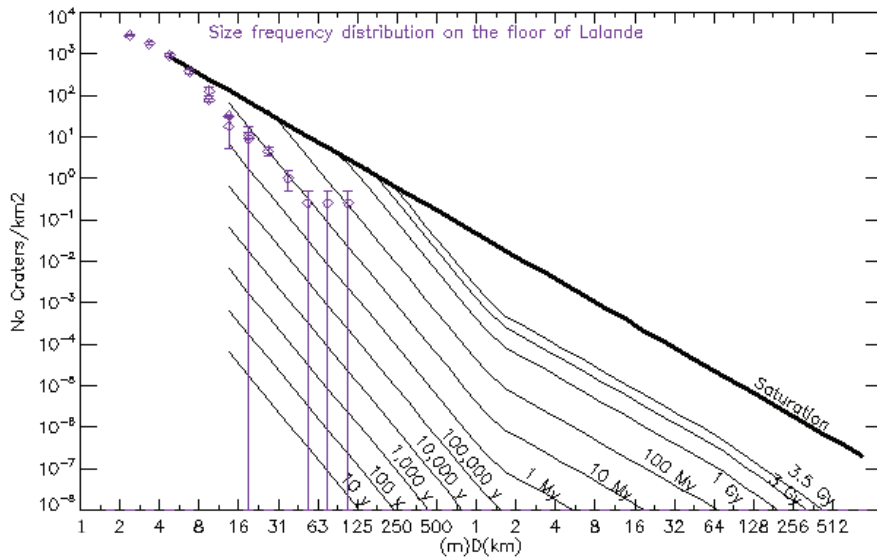
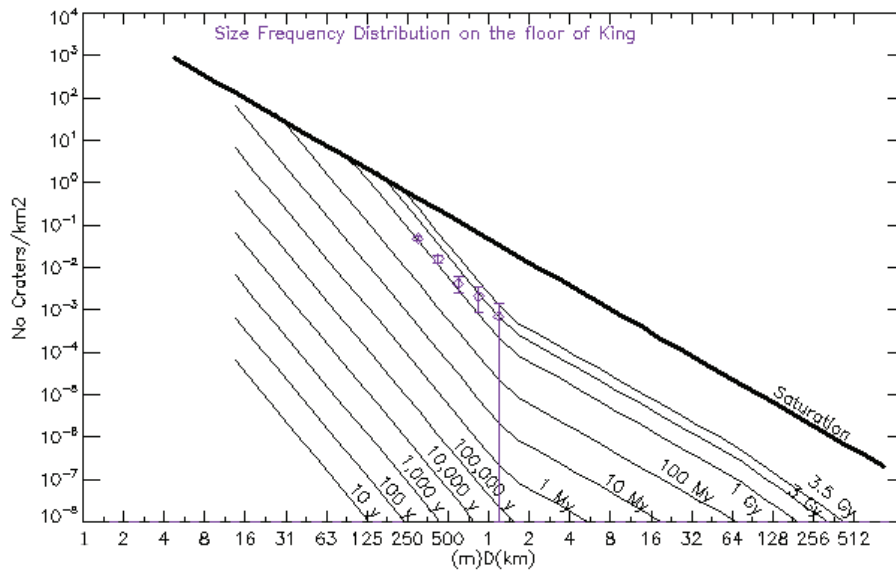


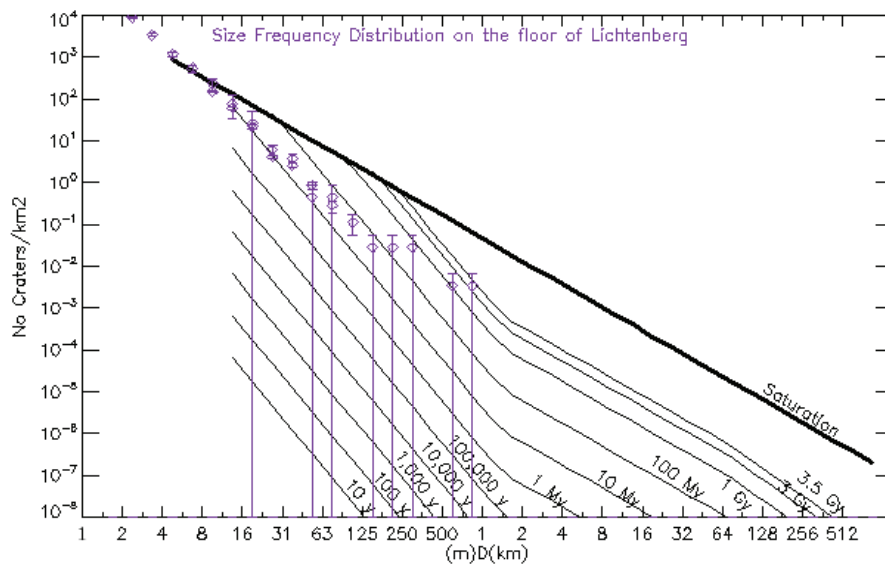
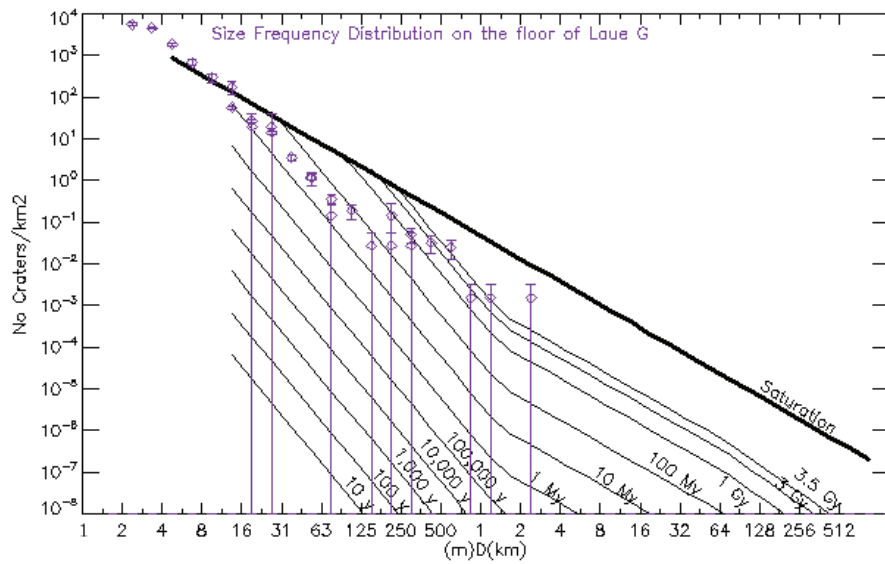
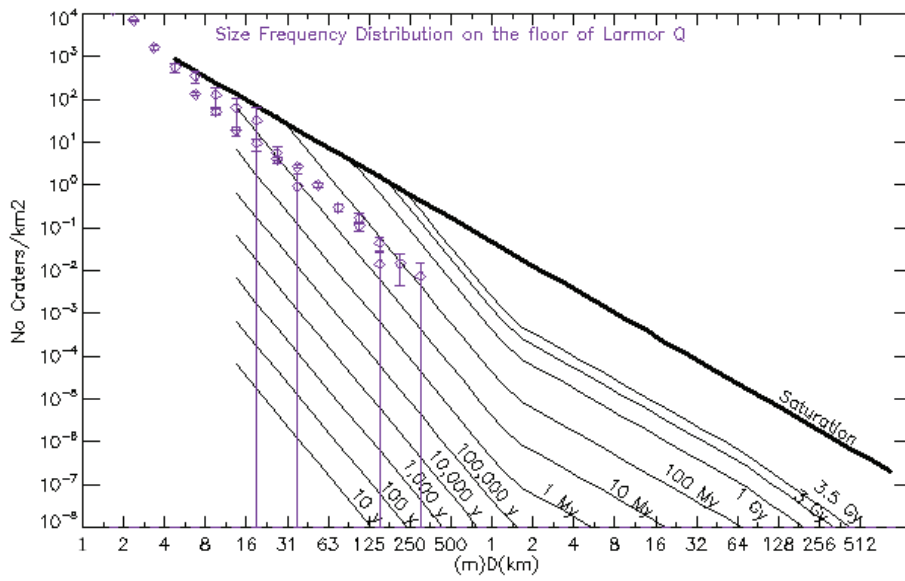


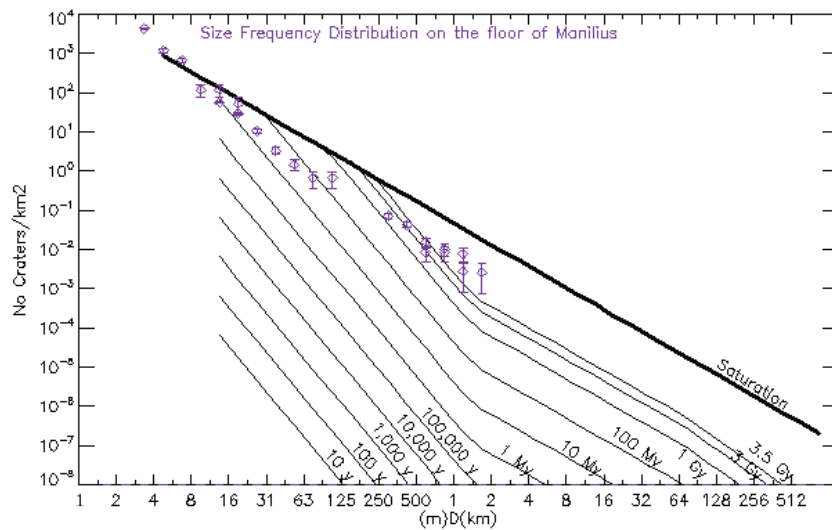
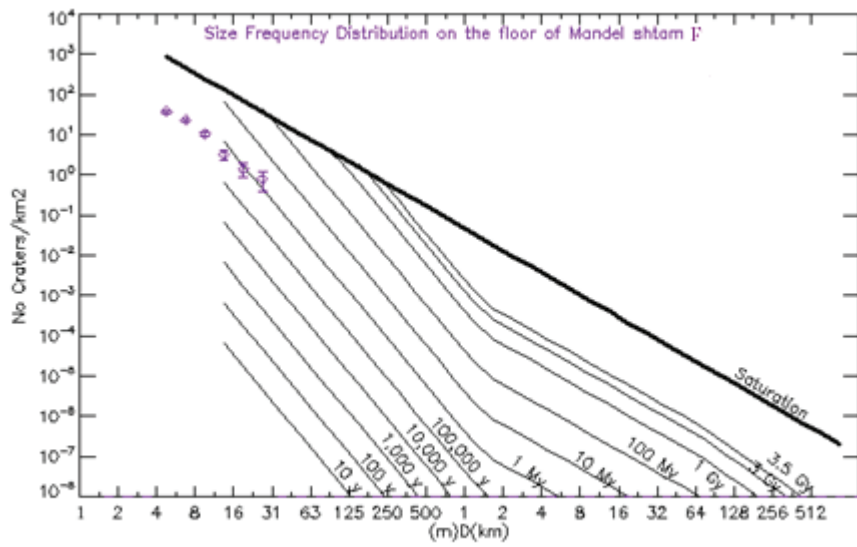
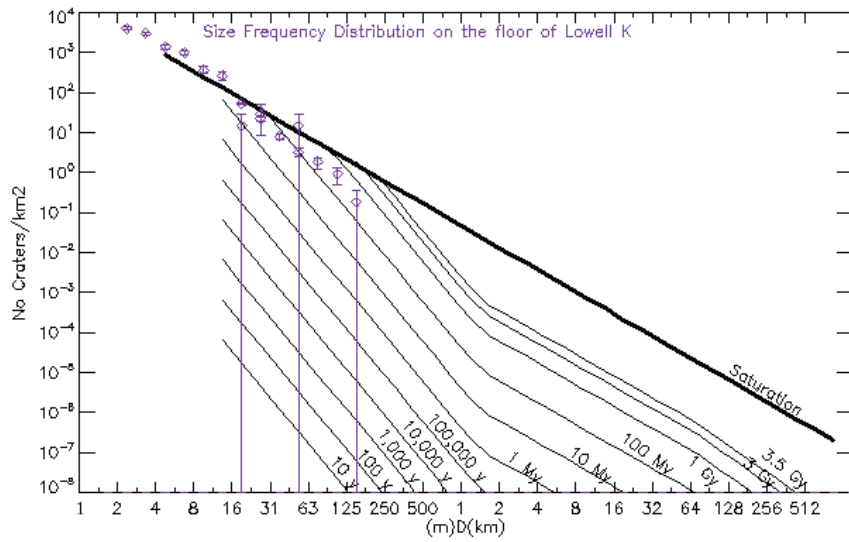


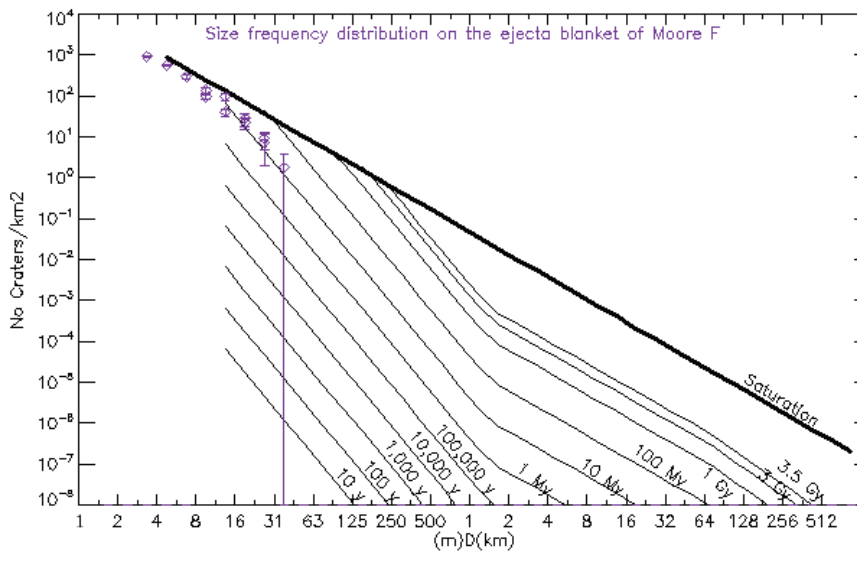
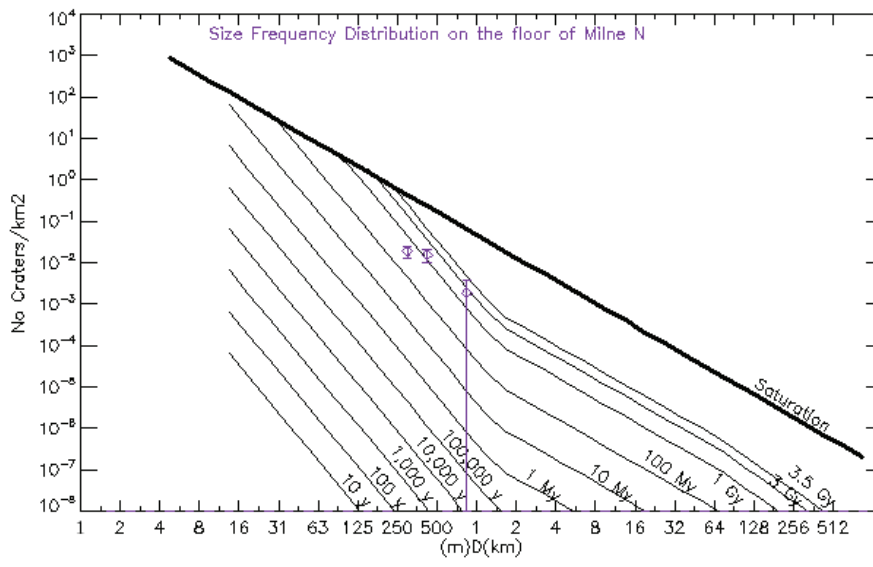
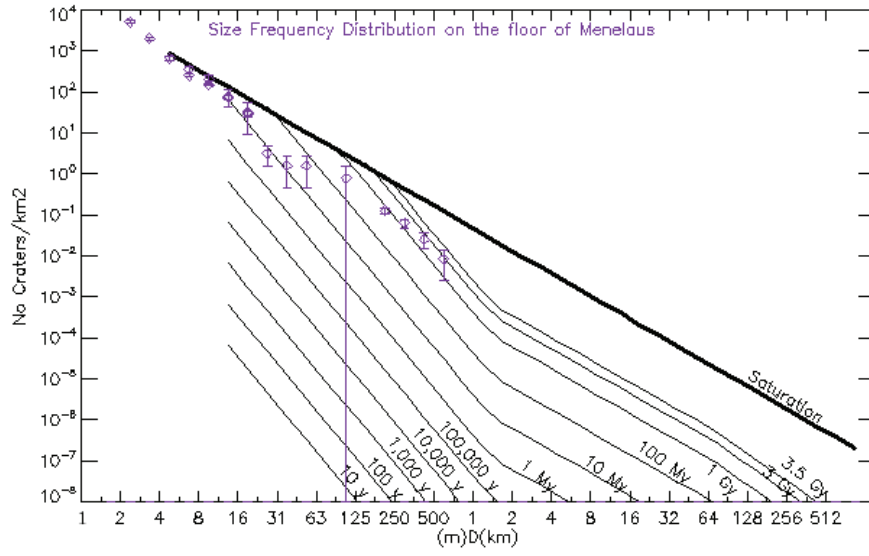


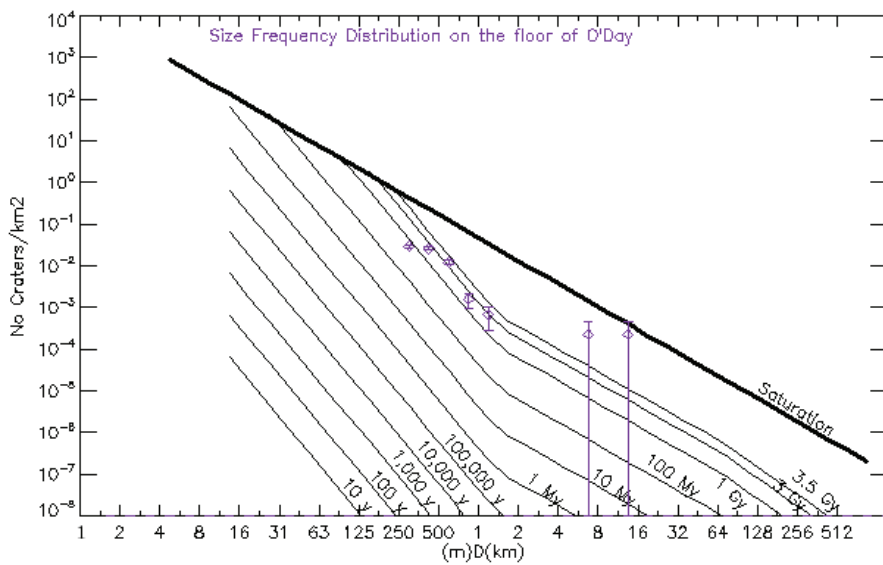
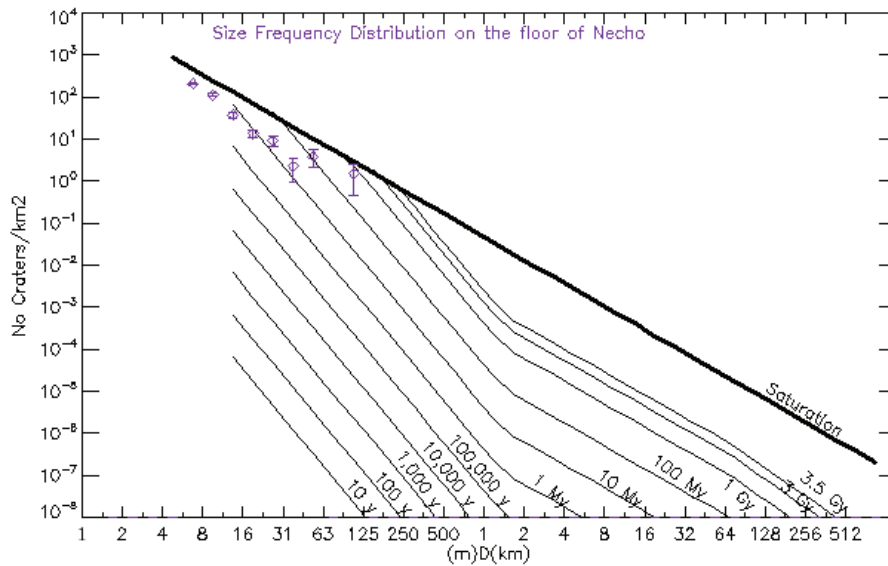
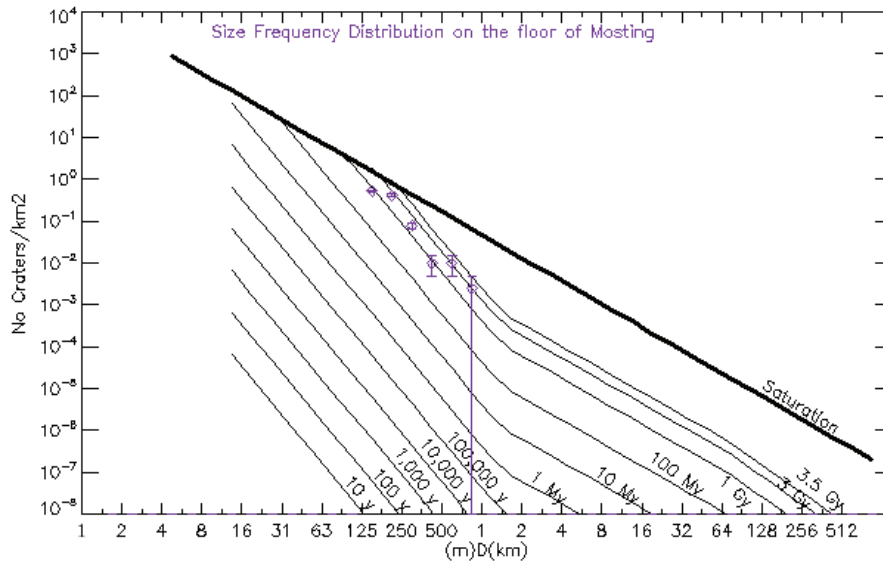


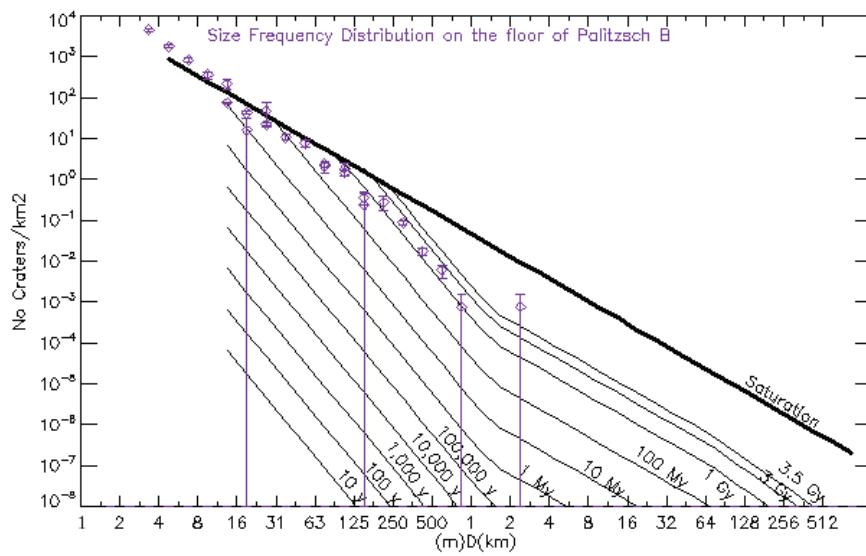
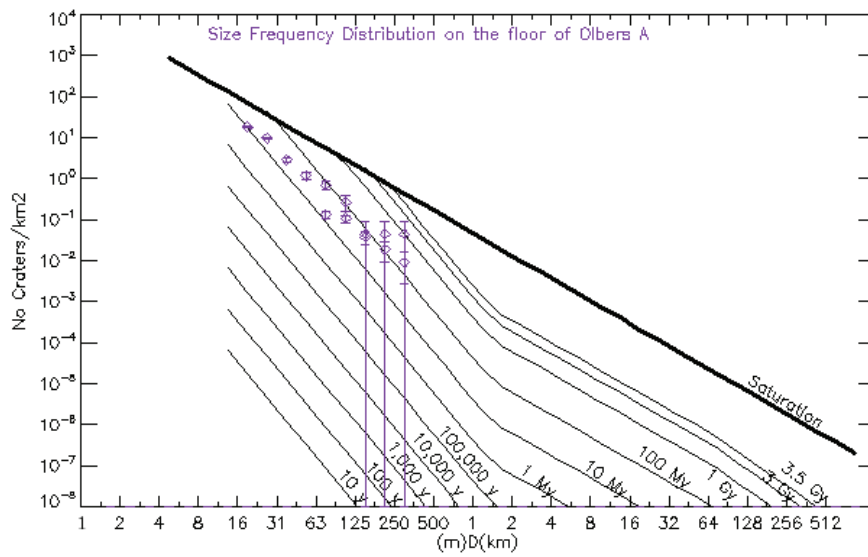
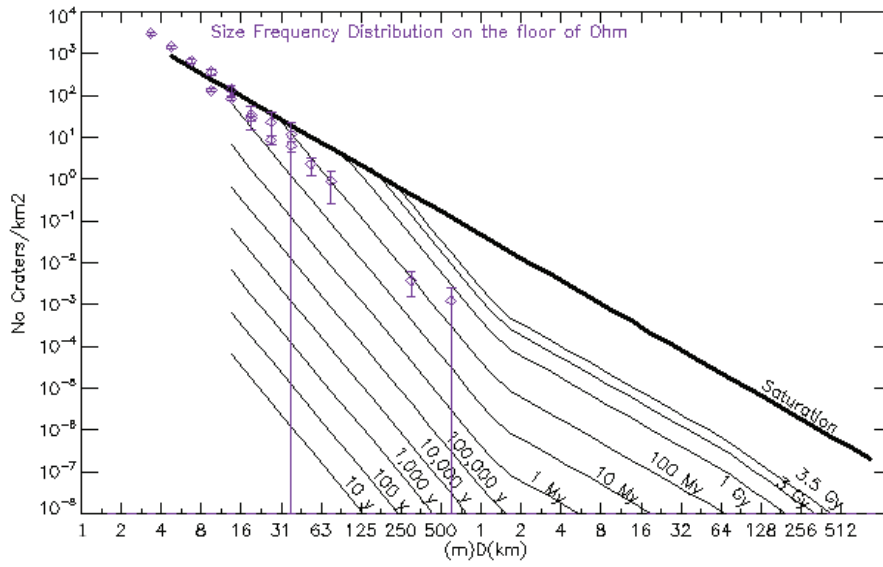


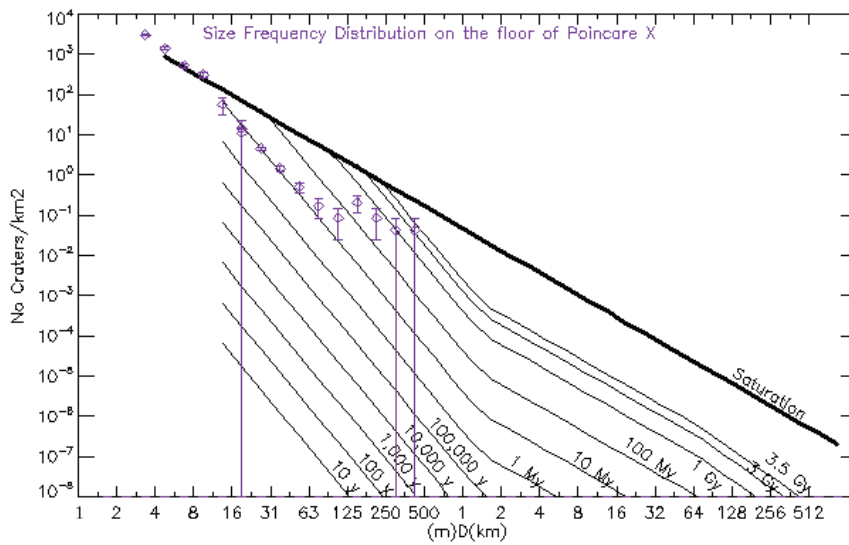
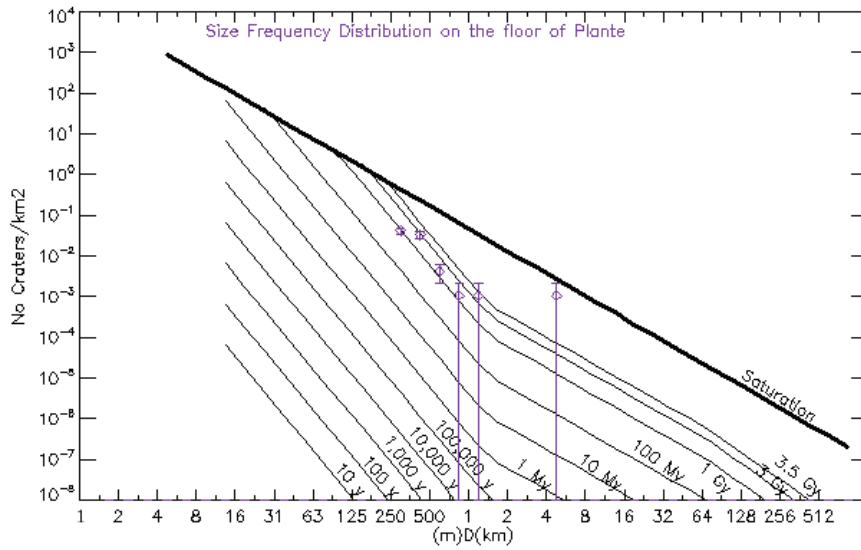
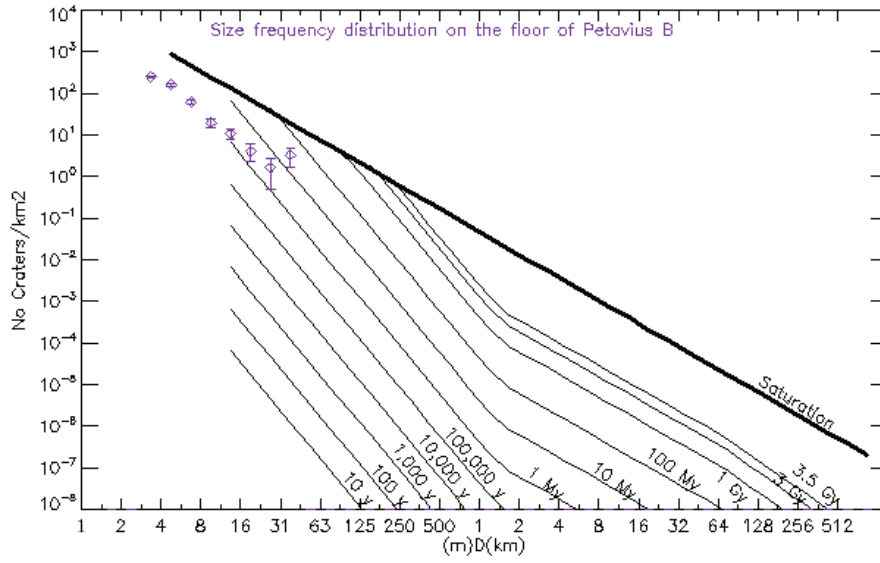


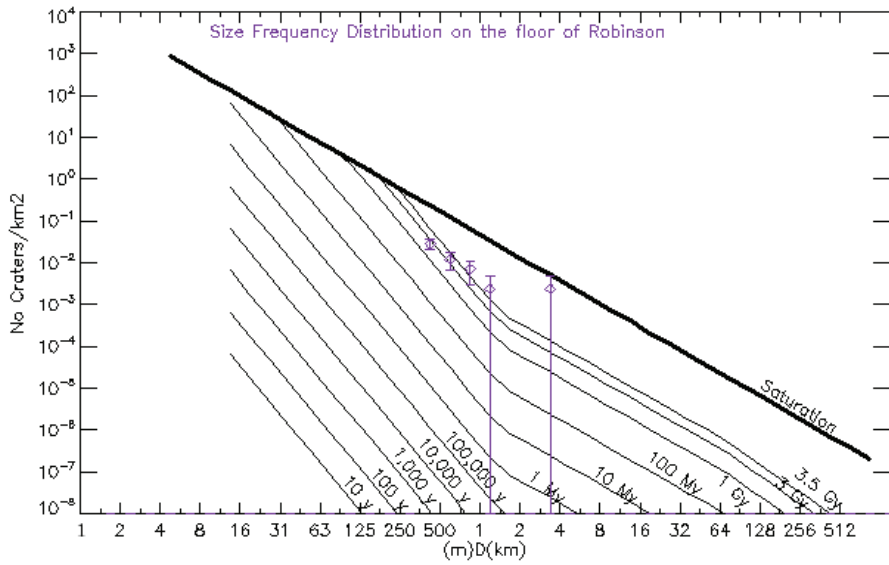
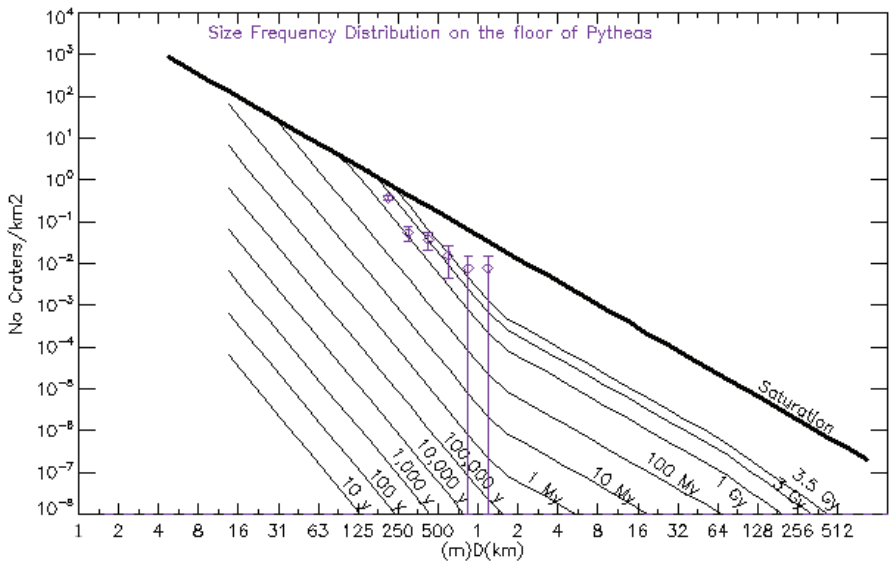
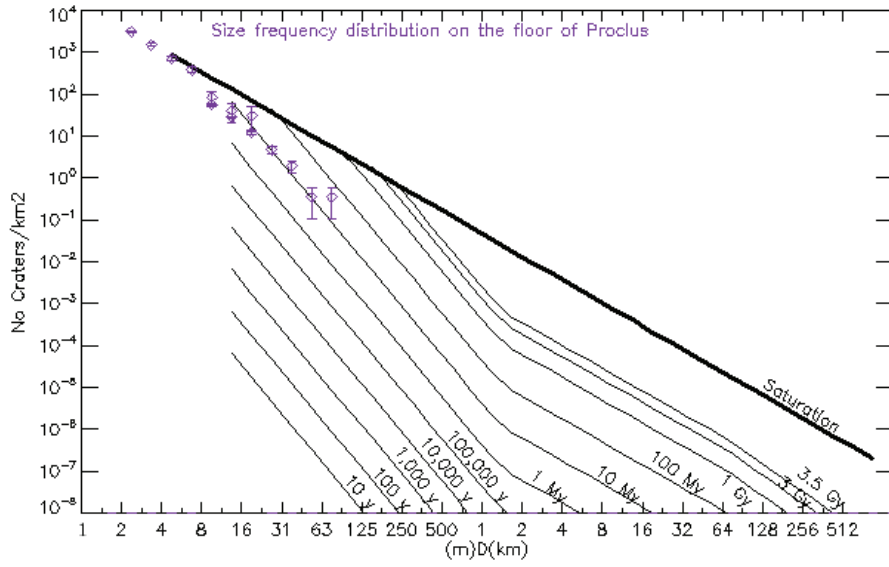


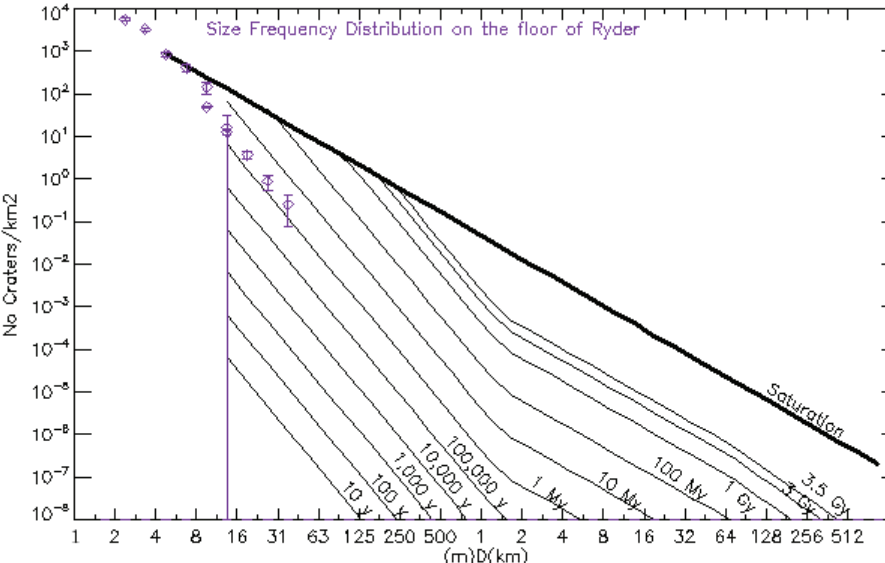
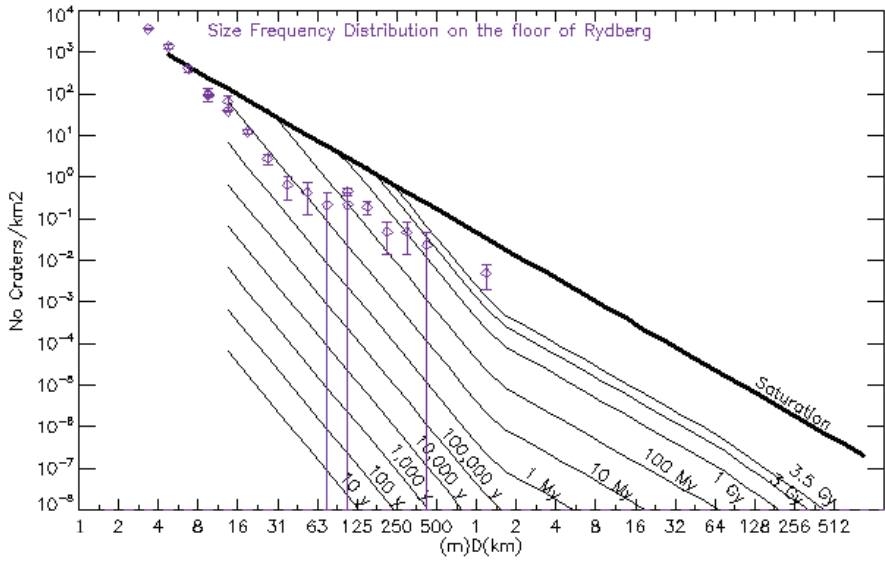
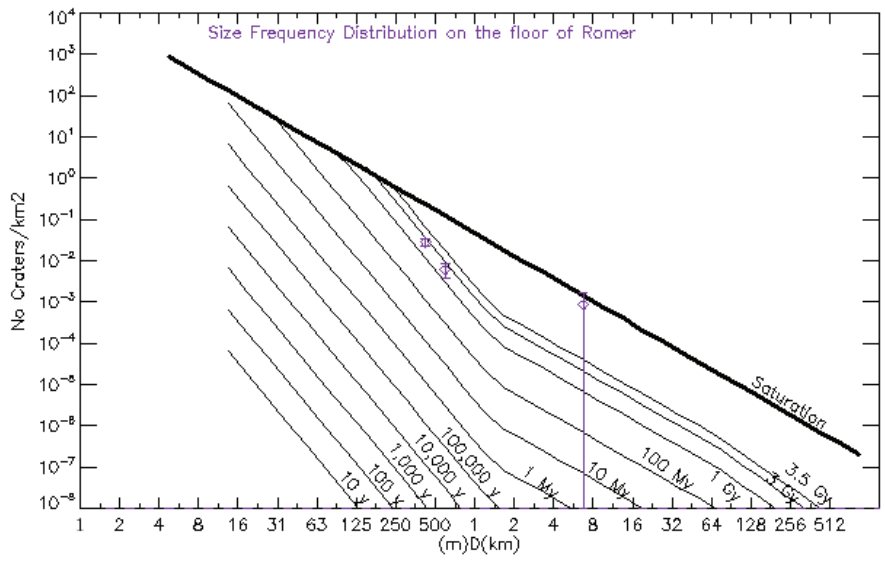


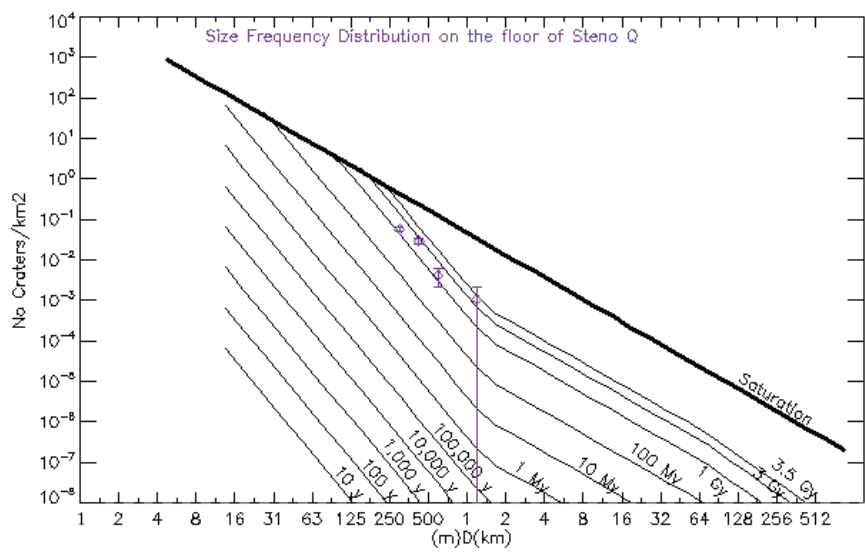
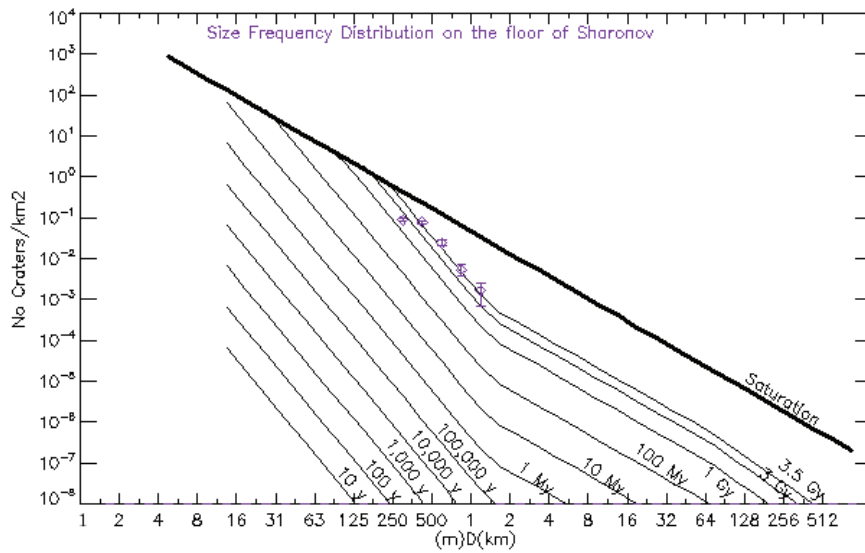
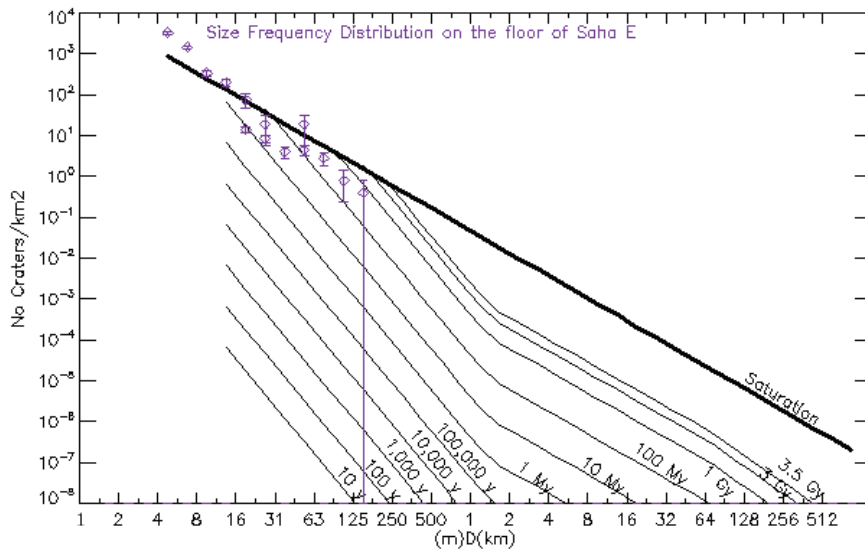


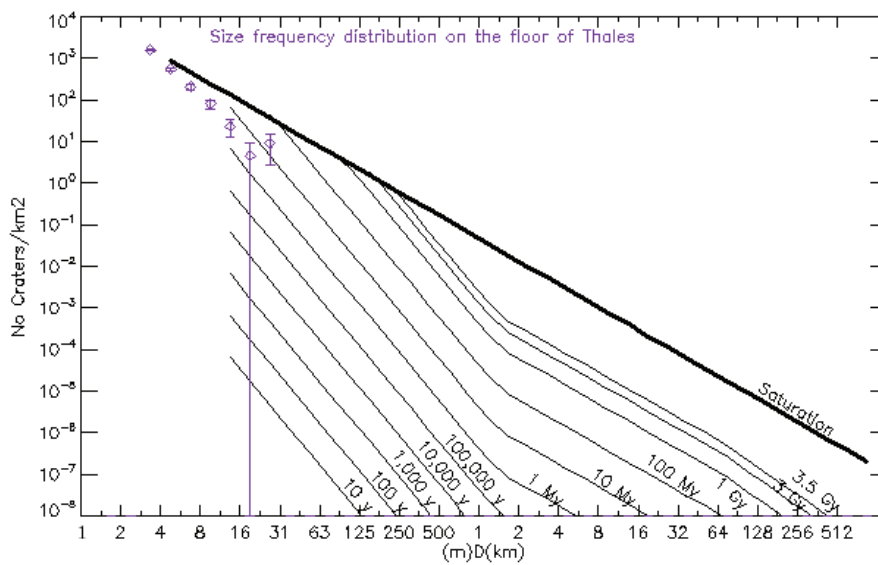
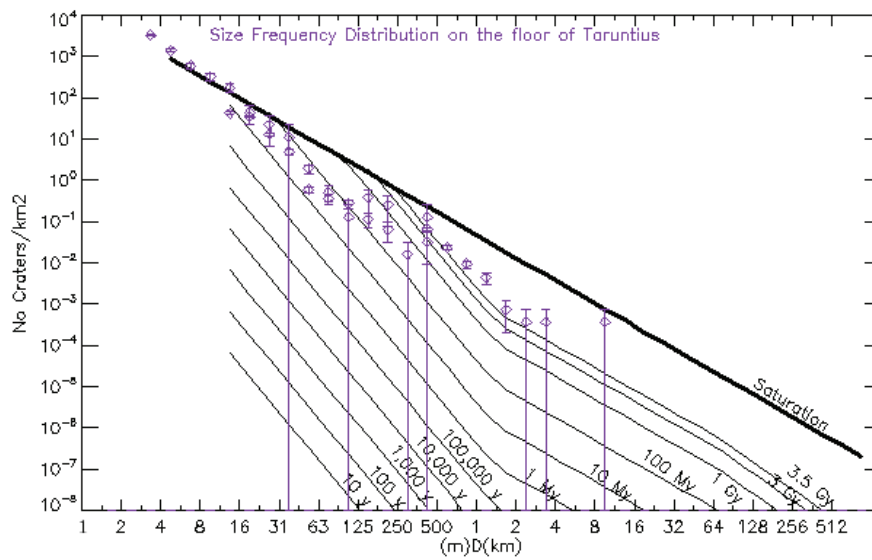
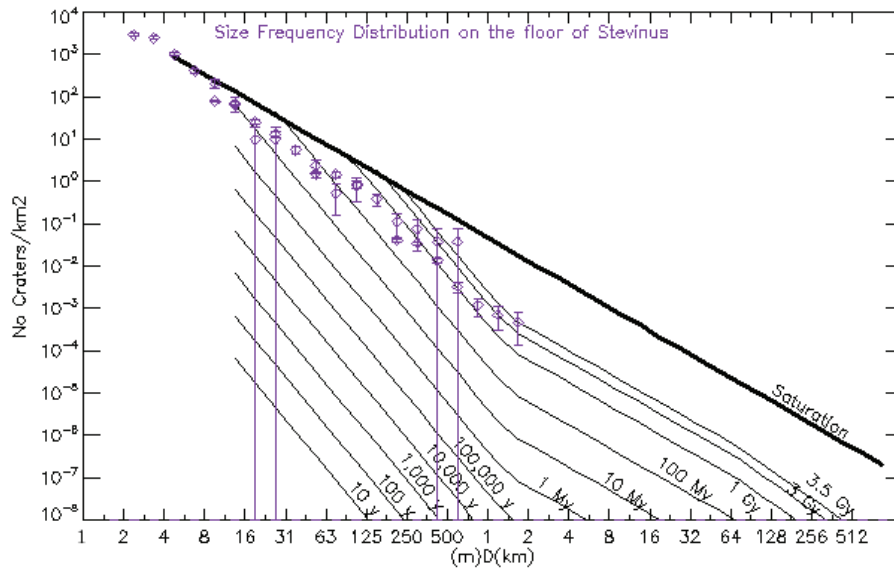


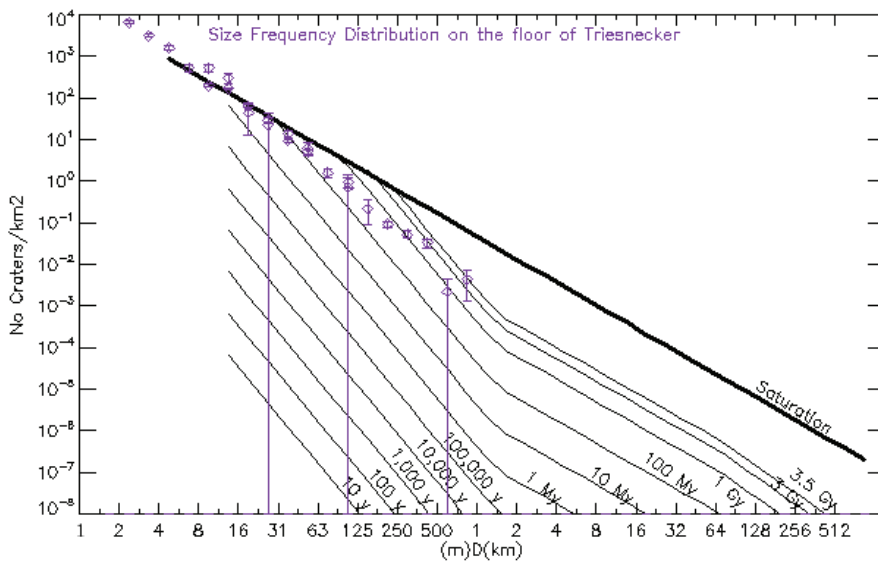
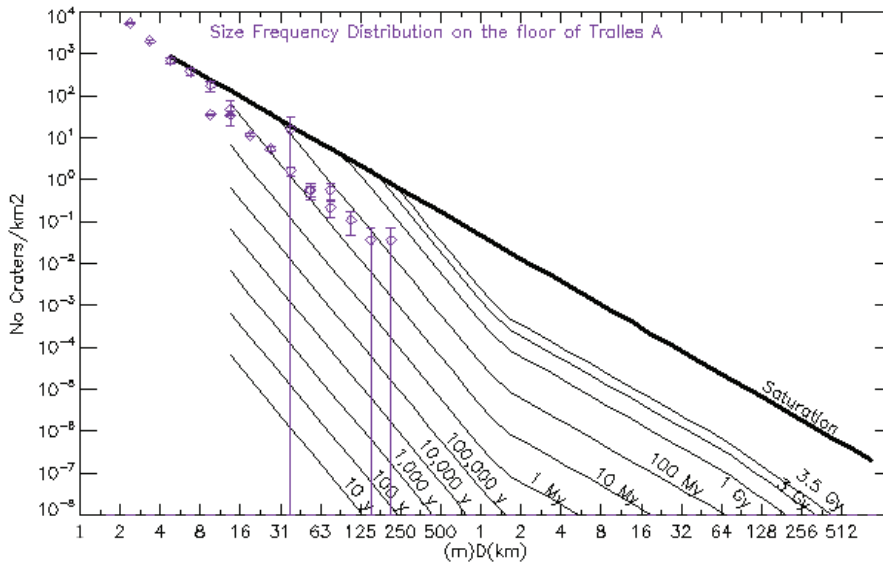
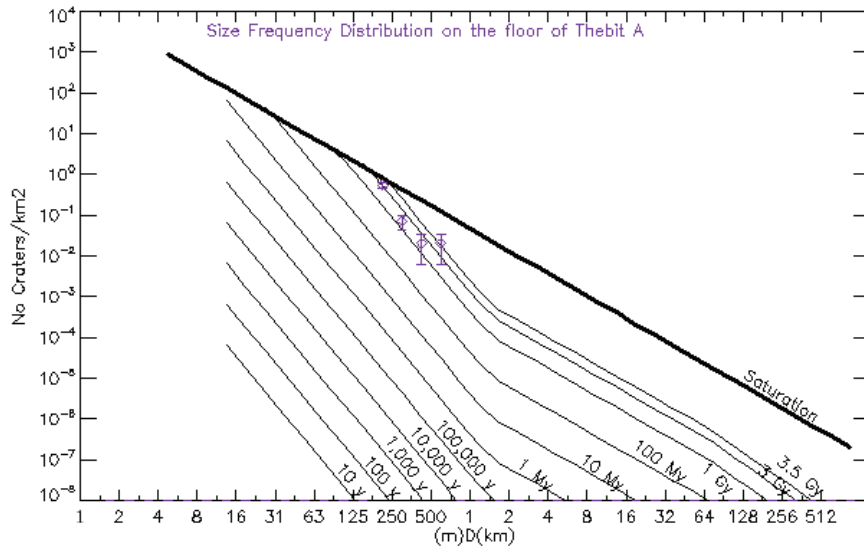


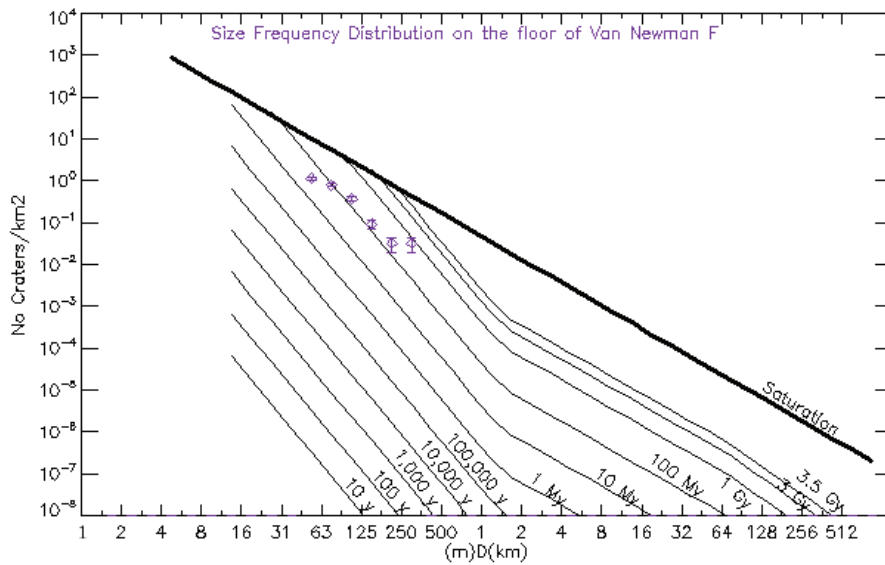
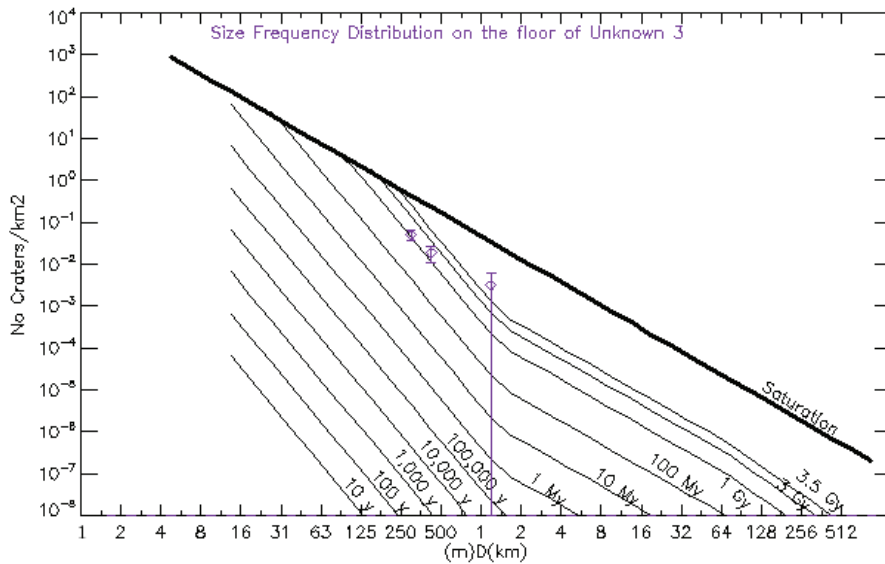
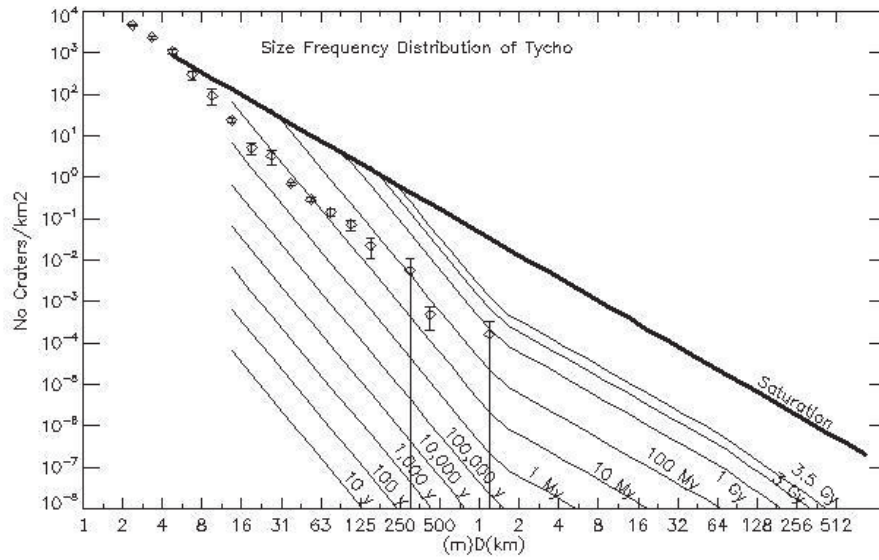


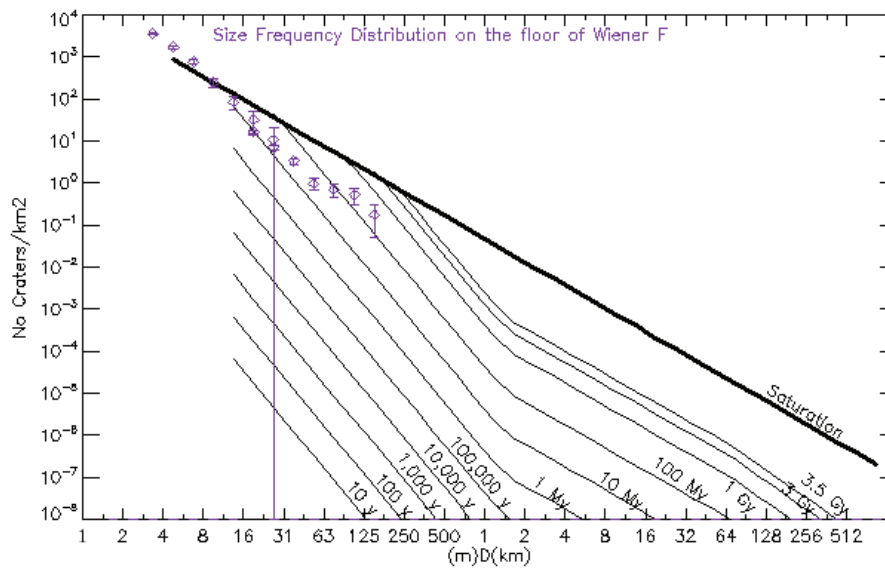
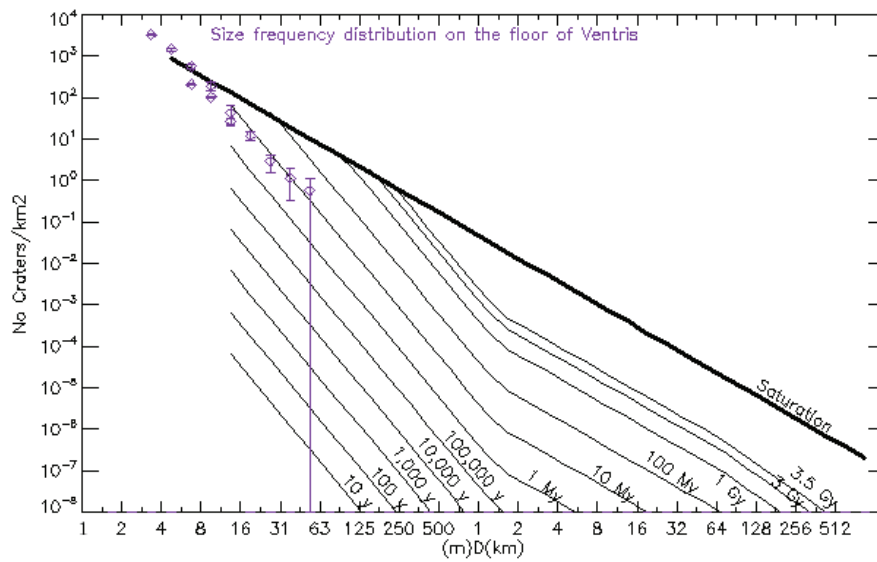
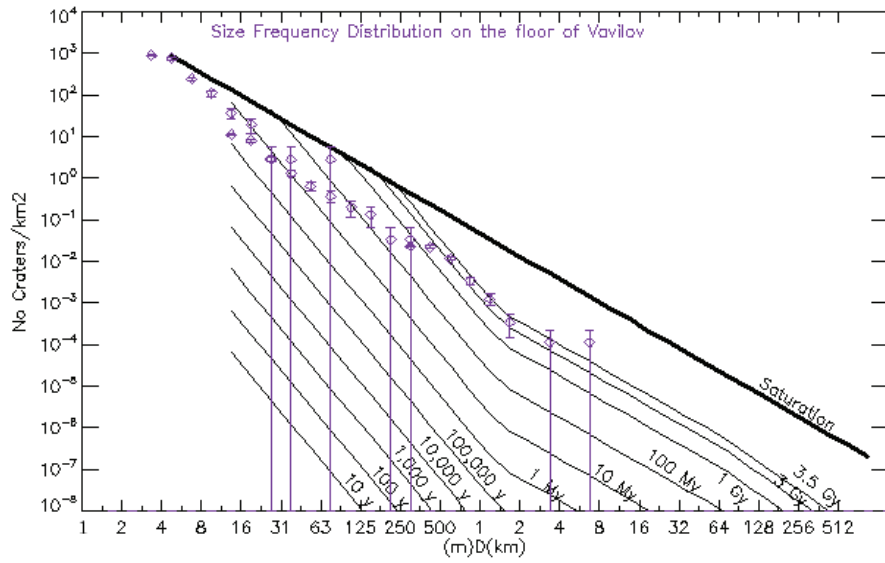


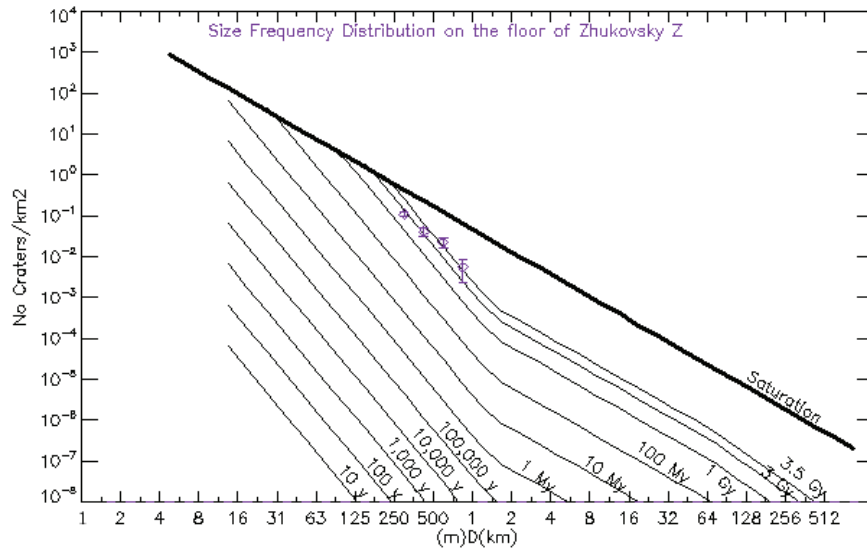












Annexe D

Cratères rayés sélectionnés pour l'étude de la maturation des rais.

Nom	Latitude (°)	Longitude (°)	Diamètre (km)	Âges (Ma)	Réflectance rai	Réflectance encaissant	Rapport
Adams B	-31,5	65,6	28	1374,1114	114	96,909091	1,176360224
Agatharchides A	-23,2	-28,4	16	11,128373	41	40,142857	1,021352317
Al-Khwarizmi K	4,5	107,9	24,5	2077,7956	87,333333	75,777778	1,152492661
Anaxagoras	73,4	-10,1	51	654,57823	128	120,142857	1,065398337
Aristarchus	23,7	-47,4	40	3,5289364	45,5625	36,4	1,251717033
Aristillus	33,9	1,2	55	3500	57	51,6	1,104651163
Autolykus	30,7	1,5	38,2	4165,1724	50,25	45,5	1,104395604
Bellot	-12,4	48,2	17	1644,944	45,090909	42,222222	1,067942587
Bouguer	52,3	-35,8	22	2864,6475	61,5	65,333333	0,941326535
Briggs B	28,1	-70,9	25	211,3643	43	35,363636	1,215938316
Burg	44,9	28,3	39,1	4265,1359	63,6	61,666667	1,031351346
Byrgius A	-24,5	-63,7	19	0,56628934	130	108,75	1,195402299
Carrel	10,7	26,7	15	1429,3888	27,142857	25,666667	1,057513895
Cleostratus J	61,3	-83,8	20	35,331706	96,166667	84,2	1,142121936
Condorcet T	11,8	65,8	15	34,05588	82,5	68,25	1,208791209
Conon	21,6	2	21	1838,7355	70,166667	63,333333	1,107894748
Copernicus	9,7	-20,1	93	3098,7136	45,6	37	1,232432432
Crookes	-10,3	-164,5	49	112,57806	99,833333	85,6	1,166277255
Das	-26,6	-136,8	38	2713,5694	83,181818	74,363636	1,11858191
Dawes	17,2	26,4	18	171,63437	32,333333	30	1,077777767
Dionysius	2,8	17,3	18	14,855381	49	43,5	1,126436782
Dufay B	8,3	171	19,8	2545,3835	111,8	104,285714	1,072054797
Epigenes A	66,9	-0,3	18	87,131845	126,625	107,090909	1,182406622
Gassendi A	-15,6	-39,5	33,2	3834,8085	52,25	44	1,1875
Gerasimovich D	-22,7	-121,8	26,8	72,350978	89,333333	76,4	1,169284463
Giordano Bruno	35,9	102,8	22	1,66833523	154,6	120,166667	1,28654646
Glushko	8,4	-77,6	43	14,45055862	70,5	51,666667	1,36451612
Godin	1,8	10,2	34	1733,8787	73,4	61	1,203278689
Green M	0,9	132,9	37	542,04542	93,4	79,4	1,176322418

Nom	Latitude (°)	Longitude (°)	Diamètre (km)	Âges (Ma)	Réflectance rai	Réflectance encaissant	Rapport
Harding	43,5	-71,7	22	2506,4786	37,25	35	1,064285714
Harpalus	52,6	-43,4	39	3500	61,7	51,4	1,200389105
Hayn	64,7	85,2	87	3894,9227	106,5	93	1,14516129
Horrebow	58,5	-40,2	24,7	362,94436	53,666667	46,222222	1,161057705
Inconnu 1	1,5	-159,2	16	69,157832	116,25	109,857143	1,058192456
Inconnu 3	-22,5	-115,3	16	442,64093	101	96,1	1,050988554
Inconnu 5	15,2	151,3	18	70,263758	97,9	87,25	1,122063037
Jackson	22,4	-163,1	71	90,117289	119,538462	89,157895	1,34075016
Kepler	8,1	-38	31	1429,4874	44,888889	36	1,246913583
King	4,9	120,3	77,3	1942,6027	120,833333	106	1,139937104
Lalande	-4,4	-8,6	24	24,93678869	50,75	40	1,26875
Larmor Q	28,6	176,2	22	94,718244	122	97,214286	1,254959585
Laue G	27,8	-93,2	36	4014,8943	82,625	73,875	1,118443316
Lichtenberg	31,8	-67,7	20	124,77965	45,642857	36,428571	1,252941187
Lowell K	-10	-107	18	164,60109	107,142857	90,4	1,185208595
Mandel'shtam F	5,2	166,2	17	0,50832557	109	94	1,159574468
Manilius	14,5	9,1	38	3500	37,222222	28,571429	1,30277775
Menelaus	16,3	16	26	1773,4107	41,75	35,571429	1,173694765
Milne N	-36	110,9	36,6	1346,139	73,714286	70	1,053061229
Mosting	-0,7	-5,8	25,5	2049,7637	38,111111	30,428571	1,252477844
Necho	-5	123,1	30	138,3280345	117,5	105,6	1,112689394
Ohm	18,4	-113,5	64	45,609778	98,285714	71,5	1,374625371
Palitzsch B	-26,4	68,4	39	1586,8127	77,5	66,285714	1,16918104
Petavius B	-19,9	57,1	33	8,5497927	58,222222	46,25	1,258858854
Poincare X	-53,8	161,9	19	552,06366	96,7	71,3	1,356241234
Proclus	16,1	46,8	28	14,64982565	110,5	72,6	1,522038567
Pytheas	20,5	-20,4	20,8	3500	32,4	31	1,04516129
Romer	25,3	36,4	39,1	2204,2655	58,8	44,166667	1,331320745

Nom	Latitude (°)	Longitude (°)	Diamètre (km)	Âges (Ma)	Réflectance rai	Réflectance encaissant	Rapport
Ryder	-44,5	143,2	17	1,6103001	131,411765	104,933333	1,252335757
Saha E	-0,2	107,6	28	218,37763	90,4	82,75	1,09244713
Stevinus	-32,5	54,2	74	1939,8387	98,5	85,5	1,152046784
Taruntius	5,6	46,5	56	3500	33,8	29	1,165517241
Thales	61,8	50,3	31	8,63842837	123,4	117	1,054700855
Tralles A	27,5	47	18	73,028381	88	81,333333	1,081967218
Triesnecker	4,2	3,6	26	2133,8795	50,444444	40,8	1,236383431
Tycho	-43,4	-11,1	86	37,805405	104,666667	77,333333	1,353448286
Unknown 3	-34,6	-129,6	19,8	1389,495	120,4	98,666667	1,220270266
Van Newman F	40,9	149,7	30	225,41411	106	80,25	1,320872274
Vavilov	-0,8	-137,9	98	3500	93,6	85,2	1,098591549
Ventris	-6	157,9	18	6,3256803	112,75	92,25	1,222222222

Annexe E

**Exemple de label fournit avec les images LRO sur le PDS de l'instrument
Lunar Reconnaissance Orbiter Camera**

Product	M104612916LE
Pds dataset name	LRO-L-LROC-2-EDR-V1.0
Pds volume name	LROLRC_0001
Instrument host	LRO
Instrument	LROC
Original product	nacl00005ed0
Product version	v1.7
Mission phase name	COMMISSIONING
Rationale desc	TARGET OF OPPORTUNITY
Data quality	0
Nac preroll start time	(DOY:223) 2009-08-11T06:54:08
Start time	(DOY:223) 2009-08-11T06:54:08
Stop time	(DOY:223) 2009-08-11T06:54:42
Spacecraft clock partition	1
Nac spacecraft clock preroll count	271666448:20971
Spacecraft clock start count	271666448:64437
Spacecraft clock stop count	271666482:53005
Target name	MOON
Orbit number	575
Slew angle	-0.000595847272769424
Lro node crossing	D
Lro flight direction	-X
Nac line exposure duration	0.0006448
Nac frame	LEFT
Nac dac reset	198
Nac channel a offset	40
Nac channel b offset	104
Instrument mode code	7
Compand select code	0
Mode compression	true
Mode test	false
Nac temperature scs	3.731
Nac temperature fpa	17.712
Nac temperature fpga	-12.796
Nac temperature telescope	11.354
Image lines	52224
Line samples	5064
Sample bits	8
Scaled pixel width	0.95
Scaled pixel height	1.0
Resolution	0.977298887323504

Emission angle	1.73
Incidence angle	51.51
Phase angle	53.21
North azimuth	88.49
Sub solar azimuth	172.36
Sub solar latitude	-0.51
Sub solar longitude	294.19
Sub spacecraft latitude	-10.84
Sub spacecraft longitude	345.08
Solar distance	151807217.6
Solar longitude	198.91
Center latitude	-10.84
Center longitude	344.98
Upper right latitude	-9.97
Upper right longitude	345.07
Lower right latitude	-11.71
Lower right longitude	345.05
Lower left latitude	-11.71
Lower left longitude	344.9
Upper left latitude	-9.97
Upper left longitude	344.91
Spacecraft altitude	95.03
Target center distance	1832.3

Annexe F

Rapport du projet écrit lors de l'école d'été proposée par l'International Space University : Space Study Program 2011.

Cooperation of Humans and Robots for Mars

COOPERATION OF HUMANS AND ROBOTS FOR MARS



Final Report
International Space University
Space Studies Program 2011

The 2011 Space Studies Program of the International Space University was convened at
Technische Universität (TU) Graz, Austria

The logo of the CHARM team symbolizes the cooperation between humans (the eye) and robots (the camera lens) for Mars exploration and discovery. The cover illustrates the red planet perceived through the binary and decimal systems.

While all care has been taken in the preparation of this report, it should not be relied on, and ISU does not take any responsibility for the accuracy of its content.

The Executive Summary and the Report may be found on the ISU web site at <http://www.isunet.edu> in the ISU Publications › Student Reports section. Paper copies of the Executive Summary and the Final Report may also be requested, while supplies last, from:



International Space University
Strasbourg Central Campus
Attention: Publications/Library
Parc d'Innovation
1 rue Jean-Dominique Cassini
67400 Illkirch-Graffenstaden
France

Tel. +33 (0)3 88 65 54 32
Fax. +33 (0)3 88 65 54 47
e-mail. publications@isu.isunet.edu

ACKNOWLEDGEMENTS

The 2011 Space Studies Program of the International Space University and the work on the Cooperation of Humans and Robots for Mars (CHARM) project were made possible through the generous support of the International Space University.

The CHARM team is particularly grateful to the following individuals, whose inspiration and support helped to make this work possible:

2011 Space Studies Program International Space University Host Institution
Technische Universität, Graz, Austria.

Team Project Staff

Dr. Reinhold Ewald, Team Project Chair
Dag Evensberget, Team Project Emerging Chair
Katarina Eriksson, Teaching Associate

International Space University Faculty and Staff

Dr. Jim Burke, The Planetary Society
Carol Carnett, Director of SSP English Programs
Dr. James Dator, Hawaii Research Center for Futures Studies
Dr. Jeff Hoffmann, Department of Aeronautics and Astronautics, MIT
Dr. John Connolly, National Aeronautics and Space Administration

External Experts

Christoph Borst, Robotics and Mechatronics Center, German Aerospace Center (DLR)
Gernot Grömer, Austrian Space Forum
Rüdiger Hartwich, Astrium
Brigitte Pätz, German Aerospace Center, (DLR)
Dr. Jennifer Rochlis, National Aeronautics and Space Administration

AUTHORS

Natalie Bland
United States



Christopher Brunskill
United Kingdom



Jianyu Chen
People's Republic of China



Zhaohui Chen
People's Republic of China



Chao Chu
People's Republic of China



Marc Dayas Codina
Spain



Valentina Donici
Canada



Siegfried Eggel
Austria



Eloi Ferrer
Spain



David Ferrer Desclaux
Spain



Jake Gamsky
United States



Maria Daniela Graziano
Italy



Xinyang He
People's Republic of China



Yuanjun He
People's Republic of China



Jason Hu
Canada



Rohan Jaguste
India/Sweden



Christopher Johnson
United States / United Kingdom



Martin Kile
Norway



Michał Kracik
Poland



Koteswara Rao Kuruvella
India



Mark McCrum
United Kingdom



Justin Montheillet
France



Mar yam Nabavi
Canada



Jeffrey Osborne
Canada



Louise Phillips
Ireland



Yougeen Rezk
Austria



Relindis Rott
Austria



Jianxue Sang
People's Republic of China



Helia Sharif
Canada



Ian Silversides
Canada



Zhenzhen Sun
People's Republic of China



Ippei Takahashi
Japan



Friedrich Teichmann
Austria



Latha Thankappan
India



Bertrand Trey
France



Petr Váňa
Czech Republic



Mihaela Vlasea
Canada



Xuefeng Wang
People's Republic of China



Bernd Michael Weiss
Germany



Baoyuan Wu
People's Republic of China



Xuebin Zhu
People's Republic of China



ABSTRACT

The recent past has seen robots develop into autonomous artificial agents capable of executing complex tasks. In the near future, robots will likely develop the ability to adapt and learn from their surroundings. Robots have reliance, accuracy, and can operate in hostile environments - all attributes well suited for space exploration. Robots also reduce mission costs, increase design flexibility, and maximize data production. On the other hand, when faced with new scenarios and unexpected events, robots pale in comparison with intuitive and creative human counterparts. The future of space exploration will require that mission designers balance intelligently the flexibility and ingenuity of humans with robust and sophisticated robotic systems.

The Cooperation of Humans And Robots for Mars (CHARM) team at the 2011 Space Studies Program of the International Space University integrates international, intercultural, and interdisciplinary perspectives to investigate Mars exploration objectives, robotic capabilities, and the interaction between humans and robots. Based on the goals of various space agencies, this report selects an exploration objective for the time frame between 2015 and 2035, and drafts different scenarios to accomplish this objective. Each scenario uses different degrees of human-robot interaction. A theoretical model is then developed based on discrete requirements to help create an effective combination of human and robots. The CHARM model uses an interdisciplinary approach, including technical, societal, political, legal, financial, scientific and mission risk perspectives. The results of the CHARM model are then further analyzed using these interdisciplinary aspects, with considerations to the future studies of human-robot cooperation.

The CHARM team believes that this decision-making model can be used to select missions more efficiently and rationally, thus bringing down both mission costs and risks, and making space exploration more feasible.

FACULTY PREFACE

“Man is the best computer we can put aboard a spacecraft, and the only one that can be mass produced with unskilled labor.”

– Commonly attributed to Wernher von Braun

The first 50 years of space history was a deeply human story of daring pioneers, astronaut heroes, people embodying what Tom Wolfe called “the right stuff”. The people of the world were captivated by stories of Russian and American heroes completing risky missions in outer space, thus demonstrating the technical and scientific superiority of their political systems. At the same time, the scientific community has often expressed skepticism to whether human spaceflight missions are the best way of accomplishing scientific goals. Parallel to the human space exploration adventure, robotic exploration missions to Mars have met with both failure and spectacular success. The exceedingly successful series of American Mars rovers in the 1990s and 2000s have generated enormous amounts of public interest, and have likely contributed to an acceptance of robot planetary explorers in the eyes of the public.

The Wernher von Braun quote, while tongue-in-cheek and perhaps wrongly attributed, expresses something more profound than cold war era machismo. In the foreseeable future, the human brain will remain the most versatile decision-making machine. The human body also remains more agile than a state-of-the-art robot. Yet, in space, the human body is infinitely fragile. Any space mission that involves human astronauts will spend a significant part of its mass budget on human life support systems. Space Agencies' willingness to accept danger to astronaut lives has decreased, leading to the design of ever more safety systems; systems added exclusively to save astronaut lives in the event of catastrophic mission failure.

Since man set foot on the Moon in 1969, human spaceflight proponents have always advocated the planet Mars as the logical next step. Considering the multiple plans for human Mars missions that have never advanced beyond the conceptual stage, the team project asked itself whether alternatives might exist between the traditional scenarios of purely robotic Mars exploration on one side, and “boots on the ground” human Mars missions on the other side: alternatives where human and robotic elements would complement each other, reducing risk and cost, while retaining most of the societal impact of a human landing on Mars.

We put the challenge of evaluating these scenarios forward as a Team Project at the International Space University's 2011 Space Studies Program. For nine weeks, an international group of 41 students and professionals from 16 countries have applied their specialist and generalist skills in a highly interdisciplinary manner to come up with a possible answer to our challenge. We hope that the reader will detect an echo of the excitement and enthusiasm that characterized our TP between the covers of this report.

Yours truly,

Dr. Reinhold Ewald, *Team Project Chair*

Dag Evensberget, *Team Project Emerging Chair*

Katarina Eriksson, *Team Project Teaching Associate*

AUTHOR PREFACE

The CHARM team project was to develop a model which, when fed goals and the relative importance of those goals, would articulate how humans and robots can best complement each other for any type of activity in space. The CHARM model takes into account both quantitative and qualitative inputs, and we believe that this powerful analytical tool can be used to make planetary exploration more efficient: cheaper, faster, smarter, and in a way which leverages and maximizes the public's support.

A particular strength of our model is that it takes both societal and technical factors as inputs. An example of a societal factor is the degree to which the taxpaying public cares about robotic exploration. Technical inputs to the model include the mission risk to humans in dangerous environments, and the capabilities of robots in performing tasks.

Robotic explorers can do amazing things in space and on celestial bodies, and their capabilities have the potential to change how and even why we undertake space exploration. In the years and decades ahead, the impact of robotics will be even greater.

The CHARM model is about robots serving space exploration and space science goals. It is about robots and humans working alongside each other, and even autonomous robots pursuing tasks. The output depends on what objectives the mission-designers have, what they think robots are capable of, and even what other stakeholders want space agencies to do: the model returns the optimal relative mix for a variety of space activities.

Forty-one individuals have convened in Graz, Austria for the purpose of developing this model. We have heard from experts and professionals in robotics and mission designers, toured a car assembly factory where mechatronic robots assemble cars, and reviewed and discussed the literature on robotic capabilities and past, present and planned Mars exploration. Then we met (both in small groups and as a whole), to discuss difficult topics like the roles and capabilities of robots, the relationship between humans and robots, national and international objectives on Mars, and the ways to intelligently balance human and robot mission elements in spaceflight settings.

The CHARM team participants are thankful to the faculty and staff of ISU and external experts for their guidance and leadership in this team project. Their vision and dedication for space was vital to our success. We are profoundly grateful for their contribution.

TABLE OF CONTENTS

ACKNOWLEDGEMENTS.....	III
AUTHORS	IV
ABSTRACT	V
FACULTY PREFACE.....	VI
AUTHOR PREFACE.....	VII
TABLE OF CONTENTS.....	VIII
INDEX OF FIGURES	X
INDEX OF TABLES	XI
LIST OF ACRONYMS.....	XII
LIST OF DEFINITIONS	XIV
1 INTRODUCTION	1
1.1 MOTIVATION.....	1
1.2 MISSION.....	1
1.3 SCOPE.....	1
2 MARS EXPLORATION - PAST, PRESENT AND FUTURE.....	3
2.1 MARS EXPLORATION OBJECTIVES	3
2.2 MARS EXPLORATION POLICIES.....	3
2.2.1 <i>Past Mars Exploration Policies</i>	4
2.2.2 <i>Current Mars Exploration Policies</i>	4
2.2.3 <i>Interagency Mars Plans</i>	4
2.3 REVIEW OF MARS EXPLORATION.....	6
2.3.1 <i>Past Mars Missions</i>	6
2.3.2 <i>Current Mars Missions</i>	7
2.3.3 <i>Future Mars Missions</i>	8
2.3.4 <i>Other Mars Mission Scenarios</i>	9
2.4 ECONOMIC AND POLITICAL ASPECTS OF MARS EXPLORATION.....	10
2.4.1 <i>Macroeconomics</i>	10
2.4.2 <i>Mars Mission Cost Drivers for Robot and Human Payloads</i>	15
2.5 SOCIETAL ASPECTS OF MARS EXPLORATION.....	20
2.6 CONCLUSIONS	20
3 HUMAN-ROBOT COOPERATION.....	22
3.1 HUMAN - ROBOT INTERACTIONS	22
3.1.1 <i>Robotic Aids to Human Health</i>	22
3.1.2 <i>Benefits of Human-Robot Cooperation</i>	22
3.1.3 <i>Human Perception of Robots</i>	23
3.1.4 <i>Interacting with Machines</i>	23
3.2 ROBOT CONSIDERATIONS.....	25
3.2.1 <i>Robotic Systems</i>	25
3.2.2 <i>Automated Systems for Scientific Experiments</i>	29
3.3 CONCLUSIONS	30
4 MODEL ARCHITECTURE DEVELOPMENT.....	32
4.1 REVIEW OF EXISTING MODELS	32
4.1.1 <i>Models for Optimizing Human-Robot Cooperation</i>	32
4.1.2 <i>Decision-Making Methods and Models</i>	32

4.2	MODEL ARCHITECTURE DESCRIPTION	36
4.3	MODEL ATTRIBUTES	39
4.3.1	<i>The Weighting Process</i>	39
4.3.2	<i>Categories</i>	39
4.3.3	<i>The Attributes</i>	39
4.3.4	<i>Interrelations between Attributes</i>	42
4.3.5	<i>Discussion</i>	43
4.4	CONCLUSIONS.....	43
5	APPLICATION OF THE MODEL AND RESULTS	44
5.1	MODEL INPUTS - MARS MISSION SCENARIO DEVELOPMENT	44
5.1.1	<i>Potential Objectives for a Mars Mission</i>	44
5.1.2	<i>Mission Objective Selection</i>	44
5.1.3	<i>Scenario 1 - Robotic Mars Sample Return</i>	44
5.1.4	<i>Scenario 2 - Mars Orbital Outpost</i>	45
5.1.5	<i>Scenario 3 - Human Short-Stay on Mars</i>	47
5.1.6	<i>Scenario 4 - Human Long-Stay on Mars</i>	48
5.2	MODEL APPLICATION - SCORING	49
5.3	MODEL RESULTS	52
5.4	CONCLUSION.....	53
6	VALIDATION OF THE MODEL.....	54
6.1	SENSITIVITY ANALYSIS.....	54
6.2	VALIDATION CONSIDERATIONS	56
6.3	ATTRIBUTE EXTREMES ANALYSIS.....	57
6.4	CONCLUSION.....	58
7	CONCLUSIONS	59
	REFERENCES.....	62
8	APPENDIX - FURTHER ANALYSIS OF PROPOSED MISSION	72
8.1	SCIENTIFIC AND TECHNICAL.....	72
8.1.1	<i>Preparing for Mars</i>	72
	Operational Training	72
8.1.2	<i>Transit Flight to Mars</i>	73
	Rendezvous and Docking.....	73
8.1.3	<i>In-flight Operations</i>	73
8.1.4	<i>Operations on Mars</i>	74
8.1.5	<i>Back to Earth</i>	77
8.2	PUBLIC AND POLITICAL	78
8.2.1	<i>Societal impact through Social Media</i>	78
8.2.2	<i>Political support increases mission stability</i>	78
8.2.3	<i>Public-Private Partnerships</i>	78
8.2.4	<i>Societal impact of crew training</i>	78
8.2.5	<i>Human-robot cooperation for launch</i>	79
8.2.6	<i>Human-robot cooperation during Flight to and from Mars</i>	79
8.2.7	<i>Human-robot cooperation for Landing on Mars and Earth</i>	79
8.2.8	<i>Human-robot cooperation for Operations on Mars: Sample return</i>	80
8.3	FINANCIAL IMPACT.....	80
8.3.1	<i>Macroeconomic Impact</i>	80
8.3.2	<i>Mission cost implications</i>	81
8.3.3	<i>Conclusions of Financial Impact</i>	83
8.4	CONCLUSION.....	83

INDEX OF FIGURES

Figure 1-1: NASA’s Robonaut interacting with an astronaut (NASA, 2008).....	2
Figure 2-1: Meteorite ALH84001 thought to be of Martian origin	3
Figure 2-2: Launch cost estimation per kilogram of payload for the different mission phases..	18
Figure 2-3: Cost of human versus robot payloads	19
Figure 4-1: Scenario performance estimate equation	38
Figure 4-2: Scenario evaluation attribute hierarchy.....	39
Figure 5-1: Scenario Performance scoring including the social and political aspects	52
Figure 5-2: Scenario Performance excluding the social and political attributes	53
Figure 6-1: Effect of Long-Term Political Will on Scenario 1 performance	54
Figure 6-2: Effect of Reliability on scenario performance.....	55
Figure 6-3: Effect of Scientific Relevance on scenario performance	55
Figure 6-4: Effect of Economics category weighting on scenario performance.....	56
Figure 8-1: Mars rover operations.....	75

INDEX OF TABLES

Table 2-1: Global Space Activity Revenues (Walter-Range et al., 2011).....	11
Table 2-2: International Space Budget Growth (Walter-Range et al., 2011).....	12
Table 2-3: Space Spending as a Percentage of GDP at Current Prices.....	13
Table 2-4: NASA Fiscal Year Budget Request (Walter-Range et al., 2011).....	14
Table 2-5: ESA Budget by Program, 2010 (Walter-Range et al., 2011).....	14
Table 2-6: Mission costs of recent missions to Mars (Walter-Range et al., 2011).....	16
Table 2-7: Scaling factor linking the initial mass into LEO to the payload mass	17
Table 4-1: Mathematical terms used in the model.....	36
Table 4-2: CHARM Model category (global) and attribute (high-level) weightings matrix.....	37
Table 4-3: CHARM Model scoring matrix	38
Table 4-4: The weightings of the attributes used in the current scenario analysis	42
Table 5-1: The CHARM model scoring matrix used in the current scenario analysis.....	49

LIST OF ACRONYMS

Acronym	Definition
BETA	Bureau d'Économie Théorique et Appliquée
CHARM	Cooperation of Humans And Robots for Mars
CHeCS	Crew Health Care System
CNES	Centre National d'Etudes Spaciales
CrIS	Cross-track Infrared Sounder
DRM	Design Reference Mission
ECLSS	Environment Control and Life Support Systems
EDL	Entry, Descent, and Landing
EDR	European Drawer Rack
EEG	Electroencephalogram
EPM	European Physiology Module
ERA	EVA Robotic Assistant
ERV	Earth Return Vehicle
ESA	European Space Agency
EU	European Union
EVA	Extra-vehicular Activity
FSL	Fluid Science Laboratory
GAP	Gas Analytic Package
GDP	Gross Domestic Product
GER	Global Exploration Roadmap
GES	Global Exploration Strategy
GESTALT	Grid-based Estimation of Surface Traversability Applied to Local Terrain
GM	General Motors
GPS	Global Positioning System
HF	High Frequency
IBMP	Institute for Biomedical Problems
IDD	Instrument Deployment Device
IMars	International Mars Architecture for Return of Samples
IMU	Inertial Measurement Unit
ISECG	International Space Exploration Coordination Group
ISRU	<i>In-Situ</i> Resource Utilization
ISS	International Space Station
ISTAR	ISS as a Testbed for Analog Research
ISU	International Space University
JAXA	Japan Aerospace Exploration Agency
JPL	Jet Propulsion Laboratory
JWST	James Webb Space Telescope
LEO	Low Earth Orbit
LH2	Liquid Hydrogen
LIBS	Laser Induced Breakdown Spectroscopy
LIDAR	Light Detection And Ranging
LMO	Low Mars Orbit
LOX	Liquid Oxygen
LRV	Lunar Roving Vehicle

Acronym	Definition
LSS	Life Support Systems
MADM	Multi-Attribute Decision-Making
MARPOST	Mars Piloted Orbital Station
MARTE	Mars Astrobiology Research and Technology Experiment
MAV	Mars Ascent Vehicle
MAX-C	Mars Astrobiology Explorer-Cacher
MCDM	Multi-Criteria Decision-Making
MEPAG	Mars Exploration Program Analysis Group
MER	Mars Exploration Rovers
MGS	Mars Global Surveyor
MRO	Mars Reconnaissance Orbiter
MSG	Microgravity Science Glovebox
MSL	Mars Science Laboratory
MSR	Mars Sample Return
MTV	Mars Transfer Vehicle
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NBL	Neutral Buoyancy Laboratory
NEEMO	NASA Extreme Environment Mission Operations
NERVA	Nuclear Engine for Rocket Vehicle Application
NPP	National Polar-orbiting Operational Environmental Satellite System Preparatory Project
NTR	Nuclear Thermal Rocket
PADLES	Passive Dosimeter for Life Science Experiments in Space
PCDF	Protein Crystallization and Diagnostics Facility
PrOP-M	Device Evaluation Terrain - Mars
R&D	Research and Development
R1	Robonaut 1
R2	Robonaut 2
RA	Robotic Arm
RADAR	Radio Detection And Ranging
RIA	Russian International News Agency
ROM	Rough Orders of Magnitude
SAM	Sample Analysis at Mars
SCK	Sample Collection Kit
SCOUT	Science Crew Operations and Utility Testbed
SCUBA	Self Contained Underwater Breathing Apparatus
SHARAD	Shallow Subsurface Radar
SMART	Simple Multi-Attribute Rating Technique
SPE	Solar Particle Event
SSP	Space Studies Program
STS	Space Transportation System
SWOT	Strengths, Weaknesses, Opportunities and Threats
TRL	Technology Readiness Level
UHF	Ultra High Frequency
VCI	Vehicle Cone Index
VIKOR	Vlse Kriterijumska Optimizacija Kompromisno Resenje (Multicriteria Optimization and Compromise Solution)
VR	Virtual Reality

LIST OF DEFINITIONS

The following definitions are used by the CHARM Team in this report and included to aid the reader as a reference in understanding this report.

Attribute: An aspect of a *Mission Scenario* that can be used to evaluate it either qualitatively or quantitatively.

Attribute Scoring: A quantitative or qualitative assessment of the performance of an *attribute* for a given *scenario*.

Attribute Weighting: The relative importance of an *attribute*.

Augmented Reality: A perception of a physical environment that is enhanced by computer-generated sensory inputs such as sound and graphics.

Autonomous: Able to decide and act independently.

Back Contamination: “The contamination of the terrestrial environment, which may occur as a result of returning samples from another planetary body.” (Williamson, 2003, pg. 34)

Cooperation / Interaction: Multiple parties working together to achieve a common goal.

Delta-V: Change in velocity, usually supplied by the rocket thrust.

Forward Contamination: “The contamination of a planetary body other than the Earth, which may occur as a result of landing a spacecraft on that body.” (Williamson, 2003, pg. 136)

Mars Sample Return: “A concept involving the collection of a sample from another planetary body [Mars] and returning it to Earth for analysis.” (Williamson, 2003, pg. 322)

Mission Design: The proposed *scenario* which contains, as evaluated by the *mission designer(s)*, the optimal mix of human and robotic cooperation.

Mission Designer(s): The person/people who will utilize the CHARM *model* to evaluate different *mission scenarios*.

Mission Objective: What the *mission designer* hopes to achieve by pursuing a mission.

Mission Scenario: A means of accomplishing a stated *mission objective*.

Model: A qualitative method by which *attributes*, weightings and scores are incorporated together to determine an optimal *scenario*.

Orbiter: A spacecraft designed to orbit a celestial body.

Robot: “Automated (or semi-automated) machines designed and programmed to perform specific mechanical functions with or without human intervention.”(Williamson, 2003, pg. 316-7) “A mechanical device that sometimes resembles a human, and that is capable of performing a variety of often complex human tasks on command, or by being programmed in advance.

Rover: A manned or unmanned vehicle designed to move over the surface of a celestial body.

Performance: The sum of the weighted scores for a given *scenario*.

Sensitivity analysis: An investigation in to how the output of a *model* is affected by variations or uncertainties in its inputs.

Teleoperation: An action by which a *robot* or mechanical manipulator is controlled entirely by human intervention from a distance.

Trafficability: The capacity of terrain to be traversed by a vehicle.

Weighted Score: The product of the *attribute weightings* and *scores*.

1 INTRODUCTION

1.1 Motivation

In 2004, two robotic geologists began their exploration of the Martian surface. Since that time, the Mars Exploration Rovers Spirit and Opportunity have transformed our perception of Mars by uncovering important evidence of the role of water in the planet's history. Yet as we recognize their great accomplishments, we must also acknowledge their great limitations. During the first five years of their operation, they traveled a collective distance of only 21 kilometers (Webster and Brown, 2008). Opportunity spent five weeks stuck in a Martian sand dune (NASA, 2011d) while Spirit ended its operational life similarly ensnared (O'Neill, 2011). Their operation required a large support team to plan every step in painstaking detail. Even the simple act of moving to a rock and analyzing it could take three days (Kim et al., 2005). These limitations were best summed up by Steve Squyres, the Principal Investigator of the Mars Exploration Rover (MER) project when he said:

“What Spirit and Opportunity have done in 5 1/2 years on Mars, you and I could have done in a good week. Humans have a way to deal with surprises, to improvise, to change their plans on the spot. All you’ve got to do is look at the latest Hubble mission to see that.” (Thompson, 2009).

The Hubble Space Telescope servicing mission to which Squyres refers, and the missions that preceded it, could be held up as examples of the enormous benefits of having humans, rather than robots, in space. Without the ability of the astronauts to improvise solutions to unexpected problems, the Hubble telescope would have long ago ceased to provide useful data. One could argue that these examples capture a dichotomy in our approach to space exploration: either human or robot. Indeed, much of the discourse on this topic has been framed in these terms, with two camps fighting for limited resources. But this dichotomy does not bear scrutiny. Consider that the Hubble servicing missions relied on the superior reach, precision, and endurance of a robot, the *Canadarm*, to complement the intelligence, ingenuity and dexterity of the astronauts. Moreover, to guide their exploration, the Mars Exploration Rovers did not act independently but relied on the experience and expertise of geologists on Earth who could not travel to the Martian surface in person. When we look more closely at these examples, we see that only when the strengths of humans and robots are combined do we reach optimal performance.

The CHARM team believes that it is more useful to view the above examples in terms of a continuum of human-robot cooperation. The CHARM team further contends that approaching mission design from the perspective of cooperation instead of the traditional “one or the other” approach will allow for greater achievements in future space missions. And while it is difficult to effectively and efficiently blend human and robotic mission elements, crucial decisions can be broken down into a series of smaller decisions, and with their merits weighted and rationally compared, effective mixes that maximize the benefits of human characteristics and the benefits of robotic features can be achieved.

1.2 Mission

It is the Mission of the CHARM team to propose a model for effective human-robot cooperation and apply it to Mars exploration scenarios for the time frame between 2015 and 2035.

1.3 Scope

To achieve our mission, we have conducted an extensive review of the literature concerning human-robot cooperation, and developed a model, the CHARM model, which seeks to advance this aspect of space missions. Our model provides a means by which vastly different designs of human-robot cooperation can be compared objectively, with the intention that this will allow an optimal scenario to be selected, given a particular mission objective. The model is broad in its scope as it captures the scientific, technical, economic, social and political dimensions of this comparison. It also represents a

novel synthesis of a number of recognized tools from the fields of decision-making and multi-criteria decision analysis and is underpinned by a thorough study of the criteria by which mission scenarios should be judged. To demonstrate the CHARM model, we have used it to compare potential scenarios for a Mars exploration mission and conducted an in-depth analysis of the selected scenario. We believe that this model will be a useful tool for mission planners and researchers in human-robot cooperation for space exploration.

In the chapters ahead, the CHARM Report will first examine past missions to Mars to determine their scientific objectives, including Mars missions both successfully executed and merely planned, along with the policies driving space exploration and the economic consequences of those policies. We then look at a number of aspects of the human-robot relationship, including societal perspectives and the use of robotic and automated systems for scientific experiments. We then turn to examine decision-making models applicable to the tough decisions necessary in designing space missions to maximize the best elements of humans and robots. After choosing a particular Mars exploration scenario, we apply the CHARM Model, and discuss which human and robot elements would best suit this exploration scenario. Finally, we discuss the implications of this scenario using a multitude of interdisciplinary perspectives.

Figure 1-1: NASA's Robonaut interacting with an astronaut (NASA, 2008)

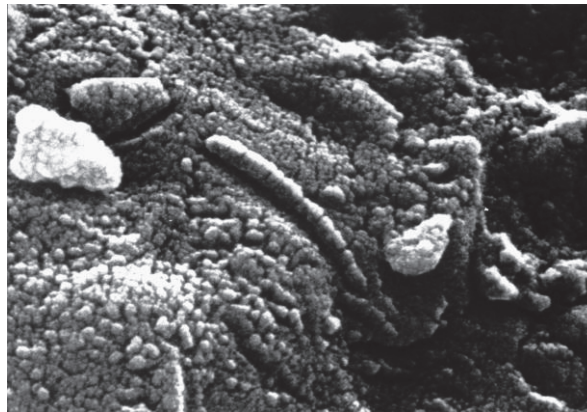


2 MARS EXPLORATION - PAST, PRESENT AND FUTURE

Mars is only half the size of Earth and an average of 230 million kilometers away, yet we on Earth have long speculated about Mars and what we will find there, perhaps more so than about any other planet. Is there life on Mars? Flowing water? Was there ever flowing water? What is the atmosphere like, and the temperature? What minerals and resources are there - and what could we do with them? In the first half-century of spaceflight, various space agencies have sent spacecraft to explore Mars. This chapter provides a brief synopsis of space missions and objectives proposed by various agencies, along with current and planned future missions, existing policies, and an economic rationale relevant to Mars exploration missions.

2.1 Mars Exploration Objectives

Figure 2-1: Meteorite ALH84001 thought to be of Martian origin



Through extensive research of past, present, and planned missions to Mars, and on extraterrestrial objects (Figure 2-1), and also looking to groups like the Mars Exploration Program Analysis Group (MEPAG), the CHARM team has observed that there are several key objectives common for Mars exploration. These are:

1. To search for life or evidence of past life
2. To investigate of the Martian atmosphere and weather
3. To study the Martian terrain (i.e., photography, remote sensing)
4. To study geological properties (i.e., soil composition, seismology)
5. To test systems for future Mars exploration missions
6. To test *in-situ* resource utilization systems

2.2 Mars Exploration Policies

Historically, human exploration of space has been driven by national prestige, the apex being the race to the Moon with the National Aeronautics and Space Administration's (NASA) Apollo program and its Soviet competitor in the 1960s. After the cancellation of the Apollo program in 1972, several Mars human exploration programs have been proposed and even planned, but, to date, no governmental imperatives have spurred enough political and public desire for a sustained human Mars exploration program. The following sections document the past and present national and international policies regarding exploration of Mars.

2.2.1 Past Mars Exploration Policies

Beginning in 1972, NASA Administrator Thomas Paine constructed an exploration plan that included a human mission to Mars in 1981. Then President Richard Nixon rejected this plan in favor of the Space Transportation System (STS) (Handlin, 2005). A human Mars exploration program was revisited in 1989 when President George H. W. Bush announced his Space Exploration Initiative that included a human mission to Mars. This plan was abandoned after a study reported the cost of the program to be approximately USD 500 billion, an amount too expensive even with international collaboration partners (Dick, 2010). In 2004, President George W. Bush set forth his human exploration plan, entitled *The Vision for Space Exploration*. This plan was similar to his father's and ultimately was cancelled by the Obama administration in 2009 because of significant scheduling overrun and lack of funding.

The former Soviet Union had proposals for human missions to Mars in 1969, largely in response to the success of the Apollo project. Called the "Mars Expeditionary Complex," plans for interplanetary spacecraft were created that were to fly aboard the planned N-1 rocket. However, no successful launches of the N-1 were ever accomplished; hence, the proposals were abandoned (Encyclopedia Astronautica, 2011).

2.2.2 Current Mars Exploration Policies

Currently, there are several space-faring nations that have created preliminary proposals for human exploration of Mars — such as the United States, Russia, and China, none of which have initiated such a program. There have also been various programs for robotic exploration of Mars by various nations.

The 2010 Space Policy of the United States states: "It is the goal of the US space policy to expand international cooperation, pursue human and robotic initiatives and explore the solar system and the universe beyond. It is the national space policy of the US to send humans to orbit Mars by the mid 2030s and to maintain a sustained robotic presence in the solar system." (The White House, 2010).

With the retirement of the Space Shuttle in August of 2011 and the lack of concrete plans for human exploration of Mars, Russia and China remain the only countries that have the capabilities to send humans into space. Although without the technical capabilities to send humans to Mars, Russia has put forth numerous concepts and proposals for human exploration of Mars. The Russian Federal Space Agency (Roscosmos) and the European Space Agency (ESA) have also been cooperating on the MARS-500 project, an analog experiment for simulating a human flight to Mars (RIA Novosti, 2009).

While no formal plans exist for Chinese human exploration of Mars, it is likely that following the planned lunar exploration, focus will be diverted to exploration of Mars: however, any technical plan to explore Mars has yet to acquire governmental approval (NDTV, 2011).

2.2.3 Interagency Mars Plans

Human planetary exploration is extremely costly, and this type of space exploration will always be subject to budgetary constraints. Consequently, there are many reasons for national space agencies to pool their resources and knowledge, work cooperatively, and share risks of such complex projects. Cooperation allows agencies with particular competencies to play crucial parts, and allows smaller agencies with niche talents to work with larger partners to achieve what none could accomplish alone. For Mars, there are two important interagency groups currently looking at possible cooperative missions: the Mars Exploration Program Analysis Group (MEPAG) and the International Space Exploration Coordination Group (ISECG)

Mars Exploration Program Analysis Group

The MEPAG is a forum provided by NASA that provides an overview of its Mars exploration goals and the scientific objectives of each of these goals.

The first goal is to determine if life ever arose on Mars. The scientific objectives for this goal include:

- Habitability — What is the evidence that can point to the emergence of life on Mars?
- Bio-signature preservation potential — What evidence of life has been preserved and what has been lost?
- Long-term evolution of Mars — What are the effects of the physical and chemical environments on the habitability of Mars?

The second goal is to understand the process and the history of the climate on Mars. The scientific objectives for this goal are:

- Knowledge of the present state of the entire atmospheric system
- Investigation of the recent period of climate history, as well as the ancient climate history
- Determining if and when Mars was warmer and more hospitable than it is today

The third goal is to determine the evolution of the surface and interior of Mars. The scientific objectives for this goal are:

- Study the geological processes of the Martian crust
- Characterization of the internal structure, composition, dynamics, and evolution of the interior of Mars, as well as of its moons - Phobos and Deimos

The fourth goal is to prepare for human exploration. This goal implies a level of knowledge of Mars sufficient to design and perform a human mission with acceptable cost, risk, and performance measurements. To this end, each successive mission to Mars has to collect data to improve the current models of the Martian atmosphere and its variability, its surface climate, weather patterns, topology, geology, and available resources. The MEPAG also proposes cross-cutting strategies that could be used for the present and future exploration of Mars. For example, a proposed strategy is entitled “follow the water.” Water is essential to all known forms of life, is integral to understanding climate systems, plays a crucial role in geologic processes, and also is a necessary resource for future human exploration missions (MEPAG, 2010).

International Space Exploration Coordination Group

The ISECG is an international coordination group where agencies can meet in a voluntary, non-binding manner to exchange information, interests, objectives and future projects in space exploration. The goal of the ISECG is to strengthen individual as well as collective exploration programs. In May of 2007, fourteen space agencies established the ISECG in furtherance of the “The Global Exploration Strategy: The Framework for Coordination”; an ambitious document laying out a global vision for space exploration. Integral to the Global Exploration Strategy's framework is the use of robotic capabilities for future space exploration. Utilization of robots is essential, to reduce the risks to human life, and to gather data and information about locations for eventual human exploration. The four guiding principles of the ISECG are that it should be open and inclusive, flexible and evolutionary, effective, and for mutual interest (ISECG, 2010).

By establishing the ISECG, it was the hope of the fourteen founding space agencies (including ESA, JAXA, NASA and Roscosmos) to increase the safety, cost effectiveness, and exploration capabilities of the individual agencies. This would be done by sharing information regarding products, findings, and future recommendations that are deemed valuable to enable future exploration by any of the contributing individual agencies (ISECG, 2010b).

Within the ISECG, efforts have been made to develop a Global Exploration Roadmap (GER) to enhance global cooperation in space exploration. Included in the GER will be an overview of individual space agency future space exploration plans. Additionally, the overview will include the short-term exploration goals, as well as the role that the International Space Station (ISS) will play in the advancement of space exploration (ISECG Annual Report, 2010). The roadmap

will then discuss the challenges of space exploration, and identify scenarios where the international community can meet together to overcome these challenges (ISECG, 2008b).

As the ISECG is largely involved with future exploration missions, their involvement in a mission to Mars will be invaluable. It is likely that any future mission to Mars cannot be done by a single country acting alone, but through a consortium of participants acting in a coordinated fashion. It will be up to the ISECG to act as a mechanism or aide in determining the distribution of costs, how capabilities are pooled, what roles each agency will play, and how scientific knowledge will be shared from a Mars exploration mission.

2.3 Review of Mars Exploration

Numerous national space agencies, including those of the United States, the former Soviet Union, Russia, the United Kingdom, and Japan have attempted robotic exploration of Mars with flyby, orbital, and lander missions. Many of the planned and attempted missions have been unsuccessful for various technical reasons, with the United States executing the only fully successful missions. The following discussion details the successful missions and the objectives that were performed.

2.3.1 Past Mars Missions

Mariner Program

Since the first successful flyby of the planet Mars by Mariner 4 in 1965, NASA has been the most active player in Mars exploration (Taylor, 2010). The Mariner program included a series of robotic interplanetary probes aimed to investigate Mars, Venus, and Mercury from 1963 to 1973. Following Mariner 4, the next successful mission was Mariner 6 and Mariner 7; the first dual mission to Mars. These orbiters flew over the equator and southern polar regions, performed an analysis of the Martian atmosphere and surface with remote sensors, and recorded and relayed hundreds of pictures back to Earth. Following the Mariner 6 and 7 probes was Mariner 9, the first artificial satellite of Mars. Designed to map the Martian surface, it successfully took close-up pictures of the Martian moons, Phobos and Deimos. The main objectives of these Mariner missions were to photograph the Martian surface and analyze the Martian atmosphere (NASA JPL, 1996).

Viking Program

NASA's next big step in Mars exploration was the Viking program. Vikings 1 and 2 were spacecraft each composed of an orbiter and a lander. After reaching the Martian surface, the orbiters served as communication relays for the landers. The scientific objectives for these missions were to obtain high-resolution images of the Martian surface, to determine aerodynamic properties and composition of Martian atmosphere with changes in altitude, and to examine physical and magnetic properties of the measured Martian soil. Both Viking 1 and 2 had robotic arms to collect soil samples and examine them in an onboard laboratory (NASA JPL, 1988).

Mars Global Surveyor

After Viking, NASA returned to Mars with the Mars Global Surveyor (MGS) to study the surface, atmosphere, and interior. The satellite was launched in 1996 - a full 20 years after the Viking missions were launched. MGS visually mapped the Martian surface until the last signal was received in 2007 and the mission was ended. MGS also carried five scientific instruments such as the Mars Orbiter Camera (Albee, 2001). One of the most important observations taken by the Mars Orbiter Camera was that Mars has repeating weather patterns. Also, images were collected that documented gullies and debris flows, showing that sources of liquid water might have been present on the surface (NASA JPL, 2011f).

Pathfinder and Sojourner

The Mars Pathfinder mission landed on Mars in July of 1997. It consisted of a lander and a small rover called Sojourner. The mission was designed to examine the atmosphere, climate,

geology, and the soil and rock composition of Mars using a series of scientific instruments on the lander and rover. The mission was largely a demonstration mission to show how a lander and free ranging rover could be sent to the surface of Mars, but was later considered a great scientific success for the amount of data returned and the lifespan of the technology that exceeded that of the design. The lander and rover exceeded expectations by 3 and 12 times respectively (NASA, 1997).

Phoenix Lander

NASA's Mars Phoenix Mission was a collaborative effort among the University of Arizona, NASA's Jet Propulsion Laboratory (JPL), Lockheed Martin, the Canadian Space Agency (CSA), and other agencies and laboratories worldwide. Launched in late 2007, Phoenix was NASA's most northerly situated Mars lander. Phoenix landed in Mars' northern arctic region in May of 2008 to study the characteristics of its soil and search for water using a robotic arm to collect samples and bring them into an onboard laboratory (University of Arizona, 2005). By November 2008, having exceeded its design lifetime by almost 2 times, the Phoenix lander lost communications with ground control - but not before completing its stated mission objectives (Kessler, 2011).

2.3.2 Current Mars Missions

Mars Odyssey

Launched in 2001 and currently operational in Mars orbit, NASA's 2001 Mars Odyssey spacecraft has collected more than 130,000 images and consistently sends information to Earth about Martian geology, climate, and mineralogy. In the beginning of the mission, Odyssey determined radiation in low-Mars orbit, a very important finding for future human exploration. Magnetometer readings have shown that the planet does not have a global magnetic field like the Earth, but instead has magnetic fields that are localized in certain areas of the Martian crust. Odyssey has also provided crucial support to the current exploration of Mars by relaying data from surface rovers to Earth through the spacecraft's ultra-high frequency antenna (NASA JPL, 2003).

Mars Express

Mars Express is ESA's first Mars exploration mission. The main objective of this mission is global observation of the planet including the surface, subsurface, atmosphere, and ionosphere. Mars Express was launched in June of 2003 by a Soyuz-FG/Fregat rocket, and inserted into Mars orbit in December 2003, with the mission extended to December 2014. Mars Express consists of two parts, the Mars Express Orbiter and Beagle 2, a lander designed to perform exobiology and geochemistry research. The lander failed to land safely on the Martian surface, but the orbiter has been successfully performing scientific measurements since 2004. These measurements include high resolution imaging and mineralogical mapping of the surface, radar sounding of the subsurface, precise determination of atmospheric circulation, and study of the interaction of the atmosphere with the planet's surface. Mars Express is equipped with seven instruments: a high resolution stereo camera, a visible and infrared mineralogical mapping spectrometer, a subsurface sounding radar altimeter, a planetary Fourier spectrometer, an ultraviolet and infrared atmospheric spectrometer, an energetic neutral atoms analyzer and the Mars radio science experiment. The major findings from this mission indicate that water is available as ice mixed with mineral dust and as hydrated minerals (Taylor, 2010).

Mars Exploration Rovers

In the summer of 2003, NASA launched two rovers, Spirit and Opportunity, towards two different equatorial sites on the Martian surface. Their main scientific objective was to determine: the mineralogical composition of the Martian surface. To accomplish this, the MERs have the Athena Science Payload, which includes a panoramic camera, three different spectrometers, one microscopic imager, one rock abrasion tool, and magnet arrays able to analyze the magnetic dust. The main technological innovations concern the mobility system, known as a Rocker-Bogie system, and its ability to grip in rough terrain. The last signal from

Spirit was in 2010, while Opportunity has remained operational and has now arrived at the Endeavour Crater after a three year period. The MER mission has been extended five times and has exceeded planned mission length by over 25 times (Taylor, 2010), (NASA, 2004).

Mars Reconnaissance Orbiter

In August 2005, NASA launched the Mars Reconnaissance Orbiter (MRO) with the objective of finding subsurface water, identifying surface minerals and to study how dust and water are transported to the Martian atmosphere. The high-resolution camera onboard the orbiter is also to be used as a guide for future spacecraft landings to open up otherwise dangerous landing sites. The Mars Reconnaissance Orbiter is also designed to set up a communication link with the Earth, which is to provide greater signal performance while reducing power required (NASA JPL, 2011).

2.3.3 Future Mars Missions

ExoMars

ExoMars is a collaborative Mars exploration space program carried out between ESA and NASA. The main scientific objectives are to search for signs of past and present life on Mars, investigate how the water and geochemical environments vary, and investigate Martian atmospheric trace gases and their sources. The mission also aims to test flight *in-situ* technologies necessary for future exploration missions. These include technologies such as entry, descent, and landing (EDL) of a payload on the surface of Mars, rover mobility performance, as well as sample acquisition, preparation and analysis (Pratt et al., 2010).

The program is composed of two different phases: ExoMars 2016 and ExoMars 2018. The first phase consists of an orbiter and is planned for launch in 2016. The main objective of the first phase is to investigate methane and other trace atmospheric gases that can be considered signatures of active chemical, or perhaps biological, processes. In addition, the first phase acts as a support for the communication relay system of ExoMars 2018, also known as Phase two of the ExoMars mission. This second phase is planned to use two rovers: the European ExoMars and the American Mars Astrobiology Research and Technology Experiment (MAX-C) (ESA, 2011). The ExoMars rover aims to characterize the Martian subsurface, in terms of its physical structure, the presence of water or ice, and related geochemistry. NASA canceled the MAX-C program in 2011, and the ESA-NASA Joint Exploration Working Group is now redefining the architecture for a single rover mission (Svitak, 2011).

Phobos-Grunt

Phobos-Grunt is a Russian-led mission to land on the surface of the Martian moon Phobos and return samples of its soil back to Earth (CNES, 2011). The mission would focus on *in-situ* and remote studying of Mars, as well as investigating the Martian atmosphere with a focus on the search for life.

The main payloads are: the gas analytic package, gamma spectrometer, neutron spectrometer, infrared spectrometer, seismometer, long wave penetrating radar, panoramic TV cameras, visible and infrared optical spectrometer, solar occultation spectrometer, plasma science package, and solar sensor. The mission is planned to be launched on a Soyuz rocket in November 2011 and will reach its destination in 2013. It is expected that samples from Phobos will return to Earth by 2014. In addition, the Chinese probe Yinghuo-1 will be launched with Phobos-Grunt. This probe is to orbit near to the Martian equator to investigate its magnetic field, ionosphere, particle distribution, and gravity field; determine atmospheric ion escape rates; examine the surface topography, landforms, and dust storms; and imaging the planet (NASA, 2011b).

Mars Science Laboratory

Mars Science Laboratory (MSL) is NASA's next mission to land and operate a rover on the surface of Mars. If successful, MSL will be the largest mass ever to land on the surface of Mars. MSL is scheduled to launch in late 2011 and will land on the surface in August of 2012 (Figure 14). The main scientific goals of MSL are to determine the past and present habitability of Mars,

study the climate and geology, and to prepare for future human exploration. Because of its large mass, MSL will also be a demonstration platform of a new EDL technology incorporating a rocket stage that lowers the rover down a cable to the surface before detaching and propelling itself far away from the rover landing site (NASA JPL, 2011d).

2.3.4 Other Mars Mission Scenarios

Mars Direct

Direct Mars Direct is a program proposed by a non-governmental advocacy group; however, parts of it have been adapted for the NASA design reference mission. The mission architecture was designed by Dr. Robert Zubrin, and features “a minimalist, live-off-the-land approach” to exploring Mars (Mars Society, 2011). The first step of the mission is to send an unmanned Earth Return Vehicle (ERV) to Mars. The ERV would contain hydrogen and a small nuclear reactor for generating fuel for the return journey. Since the return fuel would not need to be carried from Earth, the launch mass - and therefore, the cost - would be reduced. Humans would be sent later, only after successful production of fuel. Once on the surface, humans would travel using chemically powered vehicles. This would allow for a larger area of the Martian surface to be explored than by only using either humans or robots (Zubrin and Weaver, 1995).

NASA Design Reference Mission

The NASA Design Reference Mission (DRM) is a detailed study of the human exploration architecture for Mars first developed in the early to mid-1990s. Since then, it has been updated and modified on several occasions. The most recent is Version 5.0 published in 2009, which is called the Human Exploration of Mars Design Reference Architecture 5.0 (Drake et al., 2010). The mission proposal is a detailed description covering all known elements of a possible mission to Mars. It is important, however, to emphasize that it is not a formal plan for a human mission to Mars, but rather a framework for future system concepts, technology research and development, and testing. It is also intended to be a reference for robotic Mars missions, future research on the International Space Station, and future lunar missions. All of the proposed goals and objectives take into consideration the state of knowledge as of 2025, assuming that all scientific objectives of current missions are achieved in the next 15 years. The DRM asserts the important role humans will play in planetary exploration as well as the need for effective human-robot cooperation.

The basic mission scenario includes sending a crew of six astronauts in three consecutive missions. Taking into account the scientific objectives, each visit would explore a different site. Mission hardware would be sent to Mars before crew departure. Similar to Mars Direct, the DRM proposes producing the ascent propellant from *in-situ* resources, which would significantly decrease the mass and size of the landing modules. A nuclear power source would enable the propellant production process as well as provide the energy for crew surface systems. This scenario calls for a long-duration mission that enables up to 500 days of surface activity by the astronauts. An essential component of this mission architecture is autonomous payload deployment and operational robotic infrastructure. Crew launch depends on the functionality of pre-landed systems.

The DRM enables long-distance and long-duration missions by using a pressurized mobile home for the astronauts, called the Commuter. In addition, the Telecommuter, which is a teleoperated mobile robotic device, enables exploration to be conducted from a local environment, increasing both the area that can be covered and total exploration time, as well as reducing the risk to astronauts for more dangerous Extra-Vehicular Activities (EVA). The second part of the mission is the launch, assembly, and testing of the Mars Transfer Vehicle (MTV), an interplanetary crew support vehicle for the return trip. The time on the surface would be spent performing scientific exploration and research. After each mission period, some surface systems would be put in stand-by mode for potential re-use by future crews, and autonomous surface experiments would continue after crew departure.

Finally, the report addresses the key challenges for such a mission. There are many challenges,

but the most important are human health and performance, landing large payloads on Mars, heavy lift capabilities, use of local resources, advanced propulsion systems and robust surface power sources, and hardware reliability and supportability.

2.4 Economic and Political Aspects of Mars Exploration

The important political and economic factors related to future space explorations generally, and to Mars missions in particular, are macroeconomic and mission-related. The macroeconomic aspect analyzes how much of the national (or in the case of the EU, community) assets are designated for space exploration. Because of certain developments and priorities, the available funding for space agencies and exploration missions vary over time, and is the primary indicator of the political and societal will. Funding choices are further validated through the economic ability of the country. The available funding and the national capacity to increase these available assets are two of the main factors determining whether a mission can be carried out by either a sole nation or a consortium of nations. Another possibility for evaluating the budgetary constraints affecting human and robotic cooperation for future space exploration is to compare the mission objectives and tasks of a purely robotic mission with the additional costs and benefits of introducing the human presence. This approach would result in a baseline of cost drivers for a purely robotic mission. In addition to these robot related costs, further expenses due to human presence will arise as a result of the increased mission complexity.

2.4.1 Macroeconomics

National Budgets and Spending on Space

The worldwide government space budget in 2010 reached USD 87.12 billion, increasing approximately by 0.3 percent since 2009. These space budgets account for civil and defense-related activities. A yearly budget breakdown by country is detailed in Table 2-1, where the main players are the United States, the European Union, Japan, Russia, China, and India. The recent global trend in space investment shows a slow increase; however, there is a high variability at a national level in terms of countries that have significantly increased their financial contribution to the space sector. An example is India, whose 2010 space budget increased by 16.78 percent since 2009. At the other end of the spectrum, other countries have restricted their space related budgets. Germany, Japan, and Canada are among the countries that have made cuts by reducing their national budgets by percentages of 3.1, 1.7 and 3.8 percent respectively, and Germany is increasing its ESA participation (see Table 2-2) (Walter-Range et al., 2011).

Table 2-1: Global Space Activity Revenues (Walter-Range et al., 2011)

Global Space Activity Revenues						
<i>Billion US Dollars reported in its yearly value</i>						
Country/Administration		2007	2008	2009	2010	2010-2009 Growth
<i>US</i>	DoD Space	22.42	25.95	26.53	26.66	0%
	NRO	10.00	10.00	15.00	15.00	0%
	NGA	3.00	3.00	2.00	2.00	0%
	NASA	16.25	17.40	18.78	18.72	0%
	NOAA	0.80	0.96	1.25	1.40	12%
	DoE	0.03	0.03	0.04	0.04	5%
	FAA	0.01	0.01	0.01	0.02	50%
	NSF	0.33	0.63	0.80	0.64	-20%
	FCC	-	-	-	0.01	N/A
	USGS	-	-	-	0.15	N/A
<i>Non-US</i>	ESA	4.02	4.27	5.16	4.6	-11%
	EU	-	-	1.56	1.63	5%
	Brazil	-	0.13	0.19	0.18	-3%
	Canada*	0.34	0.27	0.30	0.29	-5%
	China	1.50	1.70	1.79	2.24	25%
	France*	0.95	0.97	1.06	0.92	-13%
	Germany*	0.39	0.60	0.77	0.64	-17%
	India	0.66	0.82	1.06	1.25	18%
	Israel	-	0.01	0.01	0.01	0%
	Italy*	0.65	0.44	0.47	0.44	-5%
	Japan	2.21	3.50	3.72	3.83	3%
	Russia	-	1.50	2.90	3.04	5%
	South Korea	1.32	0.23	0.23	0.21	-6%
	Spain*	-	-	0.06	0.05	-17%
	UK*	0.12	0.09	0.10	0.10	4%
	Non US military space	1.77	1.95	2.18	2.30	10%
Emerging Countries	-	-	0.17	0.74	-	
TOTAL		66.77	74.46	86.14	87.11	

*Excludes ESA contribution

Table 2-2: International Space Budget Growth (Walter-Range et al., 2011)

International Space Budget Growth

Currency reported in its yearly value

Country	Currency	2008	2009	2010	2010 - 2009 Growth
ESA*	Euro	3.030	3.590	3.740	4.3%
Brazil*	BRL	0.294	0.298	0.330	10.8%
Canada*†	CAD	0.317	0.315	0.3030	-3.8%
France†	Euro	0.691	0.738	0.749	1.5%
Germany*†	Euro	0.426	0.537	0.521	-3.1%
India*	Rupee	40.700	49.600	57.900	16.8%
Italy*†	Euro	0.310	0.330	0.360	9.7%
Japan	Yen	314.00	344.800	339.000	-1.7%
Russia*	Ruble	45.020	87.900	94.900	8.0%
South Korea*	KRW	287.000	267.900	262.000	-2.2%
UK*†	Pound	0.060	0.060	0.070	9.7%
USA	USD	57.980	64.420	64.630	0.3%

* Civil space budget only.

† National budget only. Excluding ESA contribution.

The total global civilian space budget for 2010 has been reported to be USD 41.15 billion. This accounts for approximately half of the total space budget, where the average national investment of the main players is approximately 0.045 percent of the country's Gross Domestic Product (GDP) at current prices, excluding the USA and Russia, where the investment to GDP ratio is significantly higher (Walter-Range et al., 2011). This ratio has slightly increased from the 0.040 percent in 2008 to the current value (see Table 2-3), (Walter-Range et al., 2011), (International Monetary Fund, 2011) and (Federal Reserve, 2011).

Table 2-3: Space Spending as a Percentage of GDP at Current Prices

Space Spending as a Percentage of GDP at Current Prices												
<i>Currency reported in its yearly value</i>												
Country	Currency	GDP 2007	Civil Space Budget 2008	% GDP 2008	GDP 2008	Civil Space Budget 2009	% GDP 2009	GDP 2009	Civil Space Budget 2010	% GDP 2010		
USA	USD	14061.8	17.40	0.124%	14369	18.78	0.131%	14199	18.72	0.132%		
Russia	Ruble	33248	45.02	0.135%	41429	87.90	0.212%	39101	94.90	0.243%		
France	Euro	1896	1.25	0.066%	1947	1.50	0.077%	1907	1.43	0.075%		
Canada	CAD	1530	0.35	0.023%	1600	0.35	0.022%	1527	0.34	0.022%		
Germany	Euro	2432	0.96	0.039%	2481	1.19	0.048%	2397	1.20	0.050%		
India	Rupee	47633	40.70	0.085%	54873	49.60	0.090%	59520	57.91	0.097%		
Italy	Euro	1546	0.65	0.042%	1568	0.70	0.045%	1521	0.73	0.048%		
Japan	Yen	515520	314.00	0.061%	505113	344.80	0.068%	474297	339.00	0.071%		
South Korea	KRW	975013	287.00	0.029%	1026452	267.90	0.026%	1063059	262.00	0.025%		
Brazil	BRL	2661	0.29	0.011%	3005	0.30	0.010%	3143	0.33	0.010%		
Spain	Euro	1054	0.15	0.015%	1088	0.23	0.021%	1054	0.26	0.025%		
UK	Pound	1405	0.27	0.019%	1446	0.30	0.021%	1393	0.31	0.022%		
China	Yuan	26581	11.81	0.044%	31405	12.23	0.039%	34405	15.48	0.045%		
Average*				0.040%	Average*				0.042%	Average*		0.045%

**Excluding US and Russia*

The United States' budget is a large component of this figure, especially the NASA budget allocation, with a total of USD 18.72 billion (accounting for 45 percent of the international reported budget). This budget is expected to remain stable until 2014, providing about USD 15 billion per year to space sciences, technology, exploration and operations. More details are presented in Table 2-4. The USA is followed by ESA, which accounts for a total USD 4.6 billion, from which USD 2.2 billion is devoted to launchers, science, human spaceflight, exploration, technology, and microgravity research. The ESA budget breakdown is presented in Table 2-5 (Walter-Range et al., 2011).

Table 2-4: NASA Fiscal Year Budget Request (Walter-Range et al., 2011)

NASA Fiscal Year Budget Request					
<i>Billion US Dollars</i>					
Budget Authority	Fiscal Year 2010	Fiscal Year 2011	Fiscal Year 2012	Fiscal Year 2013	Fiscal Year 2014
Science	4,497.6	4,469.0	5,016.8	5,016.8	5,016.8
Earth Science	1,439.3	-	1,797.4	1,821.7	1,818.5
Planetary Science	1,364.4	-	1,540.7	1,429.3	1,394.7
Astrophysics	647.3	-	682.7	758.1	775.5
JWSP	438.7	-	373.7	375.0	375.0
Heliophysics	608.0	-	622.3	632.7	653.0
Aeronautics	497.0	501.0	569.4	569.4	569.4
Space Technology	275.2	327.2	1,024.2	1,024.2	1,024.2
Exploration	3,625.8	3,594.3	3,948.7	3,948.7	3,948.7
Human Exploration	3,287.5	-	2,810.2	2,810.2	2,810.2
Commercial Spaceflight	39.1	-	850.0	850.0	850.0
Exploration R&D	299.2	-	288.5	288.5	288.5
Space Operations	6,141.8	6,146.8	4,346.9	4,346.9	4,346.9
Space Shuttle	3,101.4	-	664.9	79.7	0.8
ISS	2,312.7	-	2,841.5	2,960.4	3,005.4
Space and Flight Support	727.7	-	840.6	1,306.8	1,340.7
Education	180.1	182.5	138.4	138.4	138.4
Cross-Agency Support	3,017.6	3,018.8	3,192.0	3,192.0	3,192.0
Construction and Environmental Compliance and Restoration	452.8	448.3	450.4	450.4	450.4
Inspector General	36.4	36.4	37.5	37.5	37.5

Table 2-5: ESA Budget by Program, 2010 (Walter-Range et al., 2011)

ESA Budget by Program - 2010	
Program	Funding 2010
Navigation	€714.0 M
Earth Observation	€708.4 M
Launchers	€566.6 M
Science	€409.5 M
Human Spaceflight	€330.4 M
Telecommunications	€325.4 M
General Budget	€211.4 M
Associated to General Budget	€196.7 M
Exploration	€102.0 M
Technology	€84.8 M
Microgravity	€79.9 M
Space Situational Awareness	€9.9 M
European Cooperating States Agreement	€5.2 M

A mission available budget is directly linked to the space budget and, thus, to the percentage of federal/national budget assigned to it. This federal/national budget is dependent on the current political climate and the country's GDP. An increase on the space budget / GDP budget ratio may be required to accomplish an ambitious space program, affecting other sectors as they may see their available budgets reduced. This economic effort entails social, political, and financial issues, and is an important factor to take into account when considering a mission, either on a national level or internationally. The USA commitment to space during the Apollo era is a clear example where the space budget / GDP ratio increased, having a peak value of 0.8 percent of GDP. The value has not exceeded 0.3% since the 1970s (Augustine et al., 2009).

Return on Investment from Space

Governmental investment in space follows diverse rationales, whose importance differs from country to country and through time. The original rationales were to increase national security, national prestige, international leadership, and scientific knowledge. As space has gradually become a more mature sector, additional rationales have appeared. These new rationales include enhancing military capabilities, creating a basis for space commercialization, providing tangible benefits to society, and assisting in social and economic development (Logsdon, 2011). Consequently, one of the aims for space activity is having a tangible return on the invested money. This return is not necessarily direct, and includes motivations to create and meet space-specific demands: to stimulate innovation, research and development (R&D), to improve the competitive advantage of domestic industries, and to develop human infrastructure and capabilities. Space activities aim to increase the commercialization of spin-off and spin-in technologies, increase the space market entries of new businesses, and stimulate national and international commerce (Simpson, 2011).

From a purely financial point of view, there are different means to estimate the financial return of space investments using a macroeconomic approach. The most common is the diffusion-based model that measures the effect of space activity according to four different factors: technology, commercial, organization and methods, and work related. The technology factors include developing new and diverse products as well as improving their quality. Commercial factors take into account the improvement in international cooperation and new sales networks. The organization and methods factors measure the improvement in quality control, project management, and production techniques. Finally, the work related factors focus on the development of a critical mass of specialists and the development of production techniques. By evaluating the influence of these factors, the Bureau d'Économie Théorique et Appliquée (BETA) has estimated a financial return on investment from space activities in different ESA programs of approximately 3:1, a ratio having strong variations, depending on the subsector analyzed (Peeters, 2011), (Cohendet, 1997).

Successful human-robot cooperation in space exploration is extremely influential on, and supportive of, research and development of robotic technologies on Earth. New space technologies are needed to address current problems, such as harmful effects on the crew from functioning in microgravity and exposure to radiation. The cost associated with developing such technologies can be extremely high. Robotic solutions could take the form of humanoid robots to perform tasks in hazardous environments or robotic elements to aid in crew training in microgravity and crew operations. Although very expensive, these solutions would lead to spin-off technologies and application on Earth that can be used to further justify their costly development.

2.4.2 Mars Mission Cost Drivers for Robot and Human Payloads

From a general economic standpoint, the cost of a mission to Mars is significantly influenced by the total mass that has to be launched into Low Earth Orbit (LEO), transported to the Martian orbit and/or surface, and returned back to Earth. This section highlights the major cost drivers and explains to what extent the introduction of humans in the mission will affect the technologies to be developed, the systems to be designed and the eventual mass to be launched, thereby driving the cost of the overall mission.

Robotic missions cost elements

Table 2-6 reports high-level cost data of recent robotic missions to Mars, based on the available figures in open literature. These mission costs refer to the entire cost of the program, including the cost to design, build, test, launch, and operate the spacecraft.

Table 2-6: Mission costs of recent missions to Mars (Walter-Range et al., 2011)

Mission Costs of Recent Missions to Mars			
Mission (launch year)	Organization	Mission components	Cost
Mars Pathfinder (1996)	NASA	Lander + Rover	US\$265 million ¹
Mars Global Surveyor (1996)	NASA	Orbiter	US\$219 million + US \$20 million/yr (operations) ²
Mars Exploration Rovers (2003)	NASA	Two rovers	US\$820 million (price tag of the original mission) ³
Mars Express (2003)	ESA	Orbiter	€150 million (excl. orbiter instruments and Beagle 2 lander) ⁴
Mars Reconnaissance Orbiter (2005)	NASA	Orbiter	US\$720 million ⁵
Mars Science Laboratory (to be launched in 2011)	NASA	Rover	~US\$2 billion ⁶

¹ <http://mpfwww.jpl.nasa.gov/missions/past/pathfinder.html>

² http://mars.jpl.nasa.gov/mgs/faqs/faq_general.html#G1

³ <http://www.msnbc.msn.com/id/21327647/>

⁴ http://www.esa.int/SPECIALS/Mars_Express

⁵ http://planetary.org/explore/topics/mars_reconnaissance_orbiter/facts.html

⁶ <http://www.lpi.usra.edu/pss/jan92009/presentations/mslBudgetStatusMcCuiston.pdf>

According to (Beaty et al., 2008), the current consensus for the end-to-end mission costs of the Mars Sample Return (MSR) mission that will collect rock and dust samples from Mars and to return them to Earth for analysis, ranges from USD 3 to 8 billion, depending on the final requirements and international cooperative structure.

Consequently, the current costs for robotic Mars missions are in the range of several hundred million to several billion USD. The most important cost drivers can be attributed to the development of space infrastructure required for the mission (such as the launch system, orbiter and/or lander, rover, scientific instruments, etc.), and mission operation costs. For example, approximately 65 percent of NASA's MRO program cost is attributed to the spacecraft design, manufacturing and test, 25 percent to the operations (which are still ongoing) and slightly more than 10 percent to the launch. Overall costs are subject to increase, consistent with increases in the mass and the complexity of the mission.

Additional Cost Drivers with Human Crewed Missions

The inclusion of humans in space directly affects the cost of a mission. In addition to the added costs of returning humans safely to Earth, additional cost factors associated with crewed missions are the need for Environment Control and Life Support Systems (ECLSS).

The ECLSS has to sustain the health and the performance of the crew. These systems allow a human being to survive during a space mission, which include supplying water, air, and food to astronauts while managing waste (Clement, 2011). A variety of technologies exist or can be adapted for use in the ECLSS in the context of a long-duration mission to Mars with astronauts onboard. The associated technological readiness level however, is still quite low for long-

duration enabling ECLSS technologies. The currently deployed ECLSS on board the ISS is based on technologies selected and designed in the 1990s, which most probably are not optimal for future long-duration missions and should be extensively redesigned to reduce mass and improve reliability. Closed-loop, also called self-sustained Life Support Systems (LSS), which are used to recycle non-useful waste products and renew resources, will be essential. In particular, recycling and *in-situ* utilization of Mars' water resources will be critical capabilities for human missions to Mars to reduce the mass of launched materials to lower the overall cost (Rapp, 2006).

The number of astronauts in the crew, the total mission duration, and the selected readiness level of technologies for life support will drive the mass, and hence, the cost of the ECLSS. Some studies indicate that the mass and launch cost can be reduced by up to one half by substituting current ISS devices by more advanced and optimized technologies (Jones et al., 2009). As a result, significant research, development, and design effort in the field of ECLSS should accompany the design of the future long-duration human missions to Mars. Exploration by humans on the surface of Mars, in cooperation with robots, will further increase the costs by necessitating specific space suits and a surface habitat. The development of new space suit technologies and long-term surface habitats will be mandatory to allow astronauts to operate as desired on the Martian surface. Long-duration space missions, with particular attention to surface activities, will also necessitate the use of ambulatory health care via medical packs or kits (as included on the ISS).

An important engineering cost driver is the need for a highly reliable spacecraft infrastructure incorporating built-in redundancies to ensure an acceptable level of safety for crew, robotics, and equipment. These considerations will further increase the mass of the spacecraft, thereby increasing the total cost of the mission scenario. In addition to the usual tools of sample collection and analysis (e.g., robotic arms, drilling systems, spectrometers), effective human-robot interaction on Mars will also require specific research facilities, such as roving vehicles.

Launch Cost Aspects

When designing a mission to Mars, the required mass during the different phases (transfer from Earth to Mars orbit, landing-on and lifting-off from the surface of Mars, and the return to Earth) can be translated into an equivalent mass required into LEO to derive the launch requirements and finally estimate the total launch costs. The estimated ratio of the initial mass launched to LEO to the transferred payload mass is given in (Rapp, 2006), and has been used to derive scaling factors for transferred payload mass in a mission relative to the required mass in LEO (Table 2-7). This conversion can be achieved through a simple Delta-V calculation using the rocket equation and accounts for the propellant mass needed to transfer the payload mass when considering only classical chemical propulsion systems.

Table 2-7: Scaling factor linking the initial mass into LEO to the payload mass

Scaling Factors for Mars Mission	
Ratio of the initial mass into LEO to –	Scaling Factor
The transferred payload mass to Mars orbit	3
The transferred payload mass to Mars surface	7
The return mass from Mars to Earth	8

The table should be read as follows:

- To insert 1 kg payload into Mars orbit requires launching an equivalent mass of 3 kg into LEO (of which 2 kg will be used solely to propel the payload to the Martian orbit)

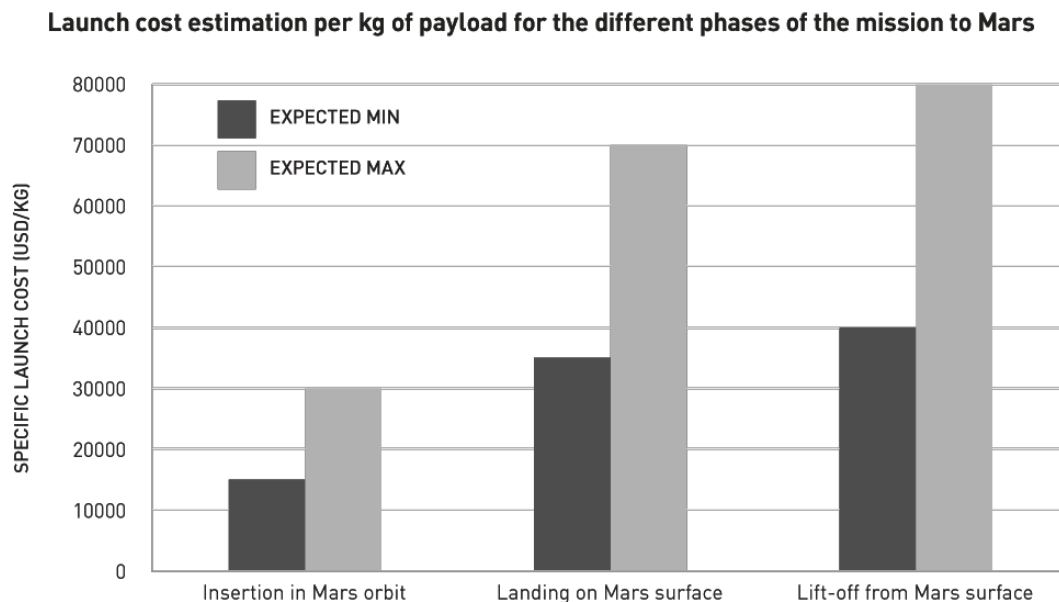
- To land 1 kg payload onto the surface of Mars requires launching an equivalent mass of 7 kg into LEO (of which 6 kg will be used solely to propel the payload to the Martian surface)
- To return 1 kg payload from Mars orbit to Earth requires launching an equivalent mass of 8 kg into LEO (of which 7 kg will be used solely to propel the payload to Mars and then back to Earth)

Depending on the mass required to be transferred at a given phase of a Mars mission, the total initial mass to be launched from LEO can be significantly impacted; hence, the overall mission cost, which is strongly dependent on the launch cost to LEO, is similarly impacted.

Considering the current heavy-lift launch vehicles, the specific launch cost into LEO typically spans from USD 5,000 to 10,000 per kilogram (Guest, 2011). Future use of the commercial Falcon Heavy launcher from SpaceX may reduce this cost to between USD 1,500 to 2,500 per kg; however, this was not considered in this analysis. Using the previously mentioned mass ratios and launch costs, an approximate scaling for the costs to launch one kg in a given phase of the mission was determined and is shown below (Figure 2-2).

- For a (human/robotic) payload to be inserted in Mars orbit: between USD 15,000 and 30,000 per kg
- For a (human/robotic) payload to land on the surface of Mars: between USD 35,000 and 70,000 per kg
- For a (human/robotic) payload to reach Mars and to return back to Earth: between USD 40,000 and 80,000 per kg

Figure 2-2: Launch cost estimation per kilogram of payload for the different mission phases



It should be noted that the scaling factors above include significant uncertainties; nevertheless, this process illustrates the dramatic impact on the launch cost of any additional mass that has to be landed on the surface of Mars and brought back to Earth.

The Ideal Mix of Human-Robot Cooperation from a Financial Point of View

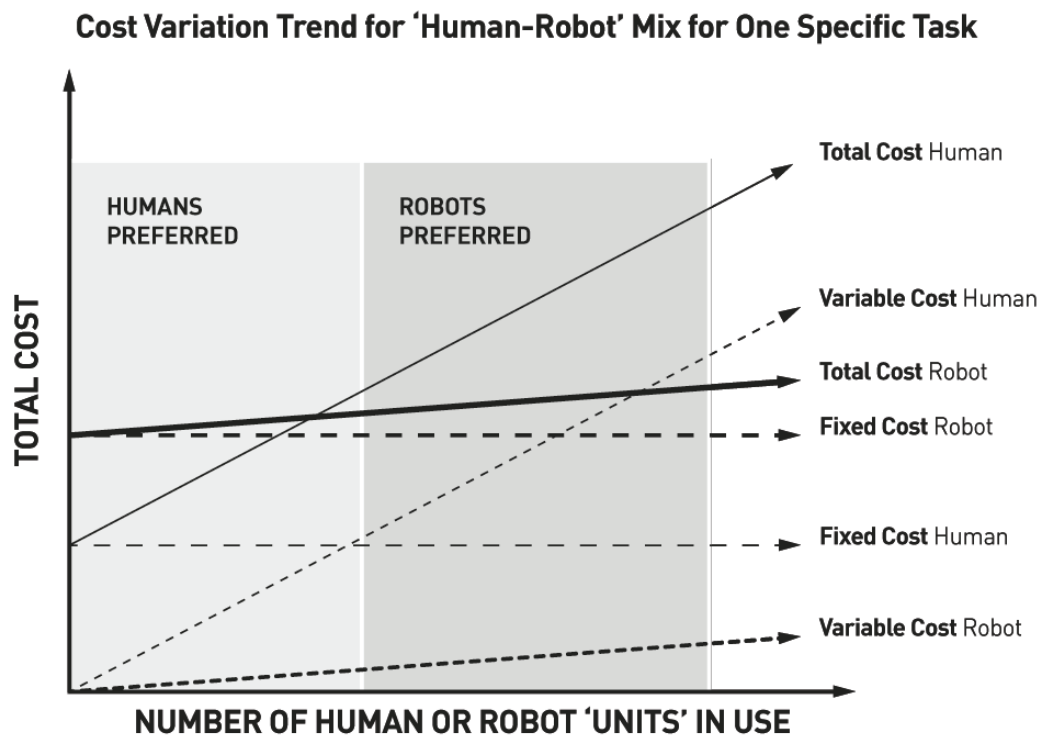
The key financial aspect with regard to human-robot cooperation is to provide an estimate of how the mission costs might vary as a function of the degree to which automation and robotics are used. The CHARM team has proposed a novel way of discussing this very sensitive topic in a generic way. The total cost of any service or operation is made up of fixed costs and variable

costs. The fixed costs, like development or implementation, are independent of how often the service or the application is used. Variable costs fluctuate as a function of the number of units in use. A simplified trend analysis generated by the CHARM team will discuss the fixed and variable costs for both the human and robot components for space missions below.

The fixed cost for both for human and robotic space exploration are very high due to the unique space environment. The development cost for the autonomous solution involving robots, however, may be higher than the fixed costs associated with maintaining life support for humans in outer space. This fact results from the need to have extensive pre-mission research and development, as well as the requirement that the mission robots have to incorporate a very high degree of autonomy and sophisticated control systems in the field.

The variable costs are dependent on the number of unites (people, robots) employed in a certain scenario. For human spaceflight, generally a slightly reduced proportional increase can be assumed, in that doubling the number of astronauts leads to slightly less than double the costs. However, the variable cost for potentially mass produced robots or parts of the robots may be far lower that their human counterparts due to factors of scaling in mass-production.

Figure 2-3: Cost of human versus robot payloads



As shown in Figure 2-3, the general trend for the costs of humans is displayed in dark gray. The least expensive combination depends on the specific task and the number of units deployed, and generally moves from human to robot as the number of units is increased. Based on the trend that fixed costs might be higher for robots, but the variable costs might be higher for human participants, there are points where the least expensive options are with the use of humans, of robots, or from a mix of the two. For example, a task requiring a large number of repetitive tasks can be handled by robots much more economically than by humans.

The above described variations in cost as a function of the utilization of robots has to be applied for all tasks encountered during the mission. Certain tasks like remote sensing can be carried out by robots far more cheaply than by humans, while humans are cheaper and more successful in handling complex, and, especially unforeseen circumstances. This detailed mission task analysis will then result in an optimal human/robot mix from the standpoint of economics, and has been incorporated into the CHARM model.

Concluding Remarks on Mars Mission Cost Drivers

The additional mission costs (including upstream research, development, design, manufacturing, training and testing procedures, and launch costs) associated with sending a human mission will be addressed when the robotic and human missions are compared in Chapter 5. The risk for cost overruns must also be considered, as many necessary technologies (such as a closed-loop ECLSS) still are at low technology readiness levels, and the cost of the required development effort remains uncertain. Human spaceflight still remains a very costly endeavor, with cost being "[the] primary issue in formulating a human spaceflight plan" (Augustine et al., 2009). Within this context, the mission cost turns out to be one of the most important driving factors that need to be accounted for in the trade-off and decision-making process. Consequently, a cost analysis will have to be undertaken, to establish whether the benefits of including a human "payload" can outbalance the cost factor and what the best use of robotics and automation is when considering the financial aspects of space missions.

2.5 Societal Aspects of Mars Exploration

Space Robotics and Social Awareness

A mission to Mars can create a large amount of international awareness about space exploration, or it can go largely unnoticed by the general public. Regardless, the knowledge gained by such an endeavor benefits humankind as a whole. The amount of global attention given to certain Mars missions could ultimately factor into the implementation of that mission. How the public would react to a mission to Mars can be gauged by examining two of the ongoing Mars projects; the Mars500 analog experiment and the MER program.

Mars500 is a cooperative project by ESA and the Russian Institute for Biomedical Problems (IBMP) to improve and gain knowledge to prepare humans for Mars exploration. The experiment is to take six members as the crew of a simulated flight to Mars and seal them in an isolation chamber with personal contact only among the crew and a simulated 20 minute communication delay to ground control. This project is both cooperative and international in nature. ESA and IBMP selected crew which came from four different countries: China, France, Italy and Russia. Mars500 has also gained international recognition from the BBC, CBC, RIA Novosti, CNET, National Geographic and The Discovery Channel. It has also gained attention through online social networks such as Twitter, Facebook and YouTube. Although only a test simulation, Mars500 has gained worldwide recognition and illustrates how a future mission to Mars may be viewed by the public (ESA, 2010).

On the opposite spectrum, the MERs, Spirit and Opportunity, were two of NASA's more recent robotic rovers to explore the surface of Mars and its geology. Spirit and Opportunity both landed on Mars in January 2004, and have exceeded original mission duration expectations by over thirty times. The mission has been extended several times and still continues today with discoveries being continuously made. The exceptional results of the MER program have gained international recognition and have been featured on the Discovery Channel, the BBC and many websites, captivating the public's attention and illustrating how a purely robotic mission can inspire and captivate the world (NASA, 2011f).

In terms of international cooperation and human-robot cooperation, the Mars500 analog experiment and the MERs are at the opposite end of the spectrum. It is important to note that both have important scientific results and both have gained international recognition, demonstrating that public support is present for Mars missions. Through examining and comparing examples like Mars500 and the MER project, it appears that a future Mars mission scenario, whether robotic or including humans, would incur a wide amount of public support. The question remains what the difference in support would be between an all robotic mission and an all human mission, and how a balance between the two extremes can be met.

2.6 Conclusions

Throughout the history of Mars exploration, there have been a series of missions that have

largely focused on understanding the basic physical properties of the planet, investigating the possibility of past or present life, and testing preliminary steps required for future human exploration.

Multiple landers, rovers, and orbiters have mapped, explored, and examined Mars and its moons. These successful missions have provided invaluable experience and a variety of data for future missions to Mars. They have paved the way for future human missions to Mars by conveying important precursor information about the planet as well as providing insight into the necessary technical infrastructure.

Organizations and agencies have planned hypothetical missions for future human exploration, and gradually it has become clear that the costs, dangers, and challenges of exploring Mars may be too great for any one nation to undertake alone. Nations and space agencies have thus formed collaborative bodies to pool skills, knowledge, and resources to aid in the future exploration of the Red Planet. The migration towards a global space framework is the key to achieving a successful human Mars exploration. This migration also makes financial sense, by dispersing the financial burden and risk among multiple parties, thereby reinforcing the stability of such missions.

Based on sociopolitical, governmental, and financial considerations, the CHARM team believes that a human mission to Mars is achievable. With this in mind, the team proposes a model to assist in effectively selecting the degree of human-robot cooperation on different Mars scenarios. The following chapter will look at human and robotic interactions and the major considerations of robotics to accomplish a comprehensive mission.

3 HUMAN-ROBOT COOPERATION

Humans have intellectual capabilities such as intuition, creativity and complex decision-making skills that robots cannot yet demonstrate. Despite this, robotic aids and helpers are still necessary in the human exploration of space, to help mitigate some of the risks to crew health and wellbeing. The physiological fragility of a human and the complexity of life support systems make a purely human mission unrealistic.

Well known effects of the microgravity environment, solar and galactic radiation, high accelerations during launch and landing, an enclosed atmosphere and psychological factors are all important issues that must be addressed. Viable solutions must be developed before a human mission to Mars can take place. Robots would have the responsibility of undertaking tasks that would be deemed too dangerous or physically demanding for a human, and help maximize the efficiency of the mission. With an appropriate balance of human and robot participation, it is likely that political will and public support will drive support for a human mission.

This chapter provides a detailed assessment of the ways in which current cutting edge technology is used to support humans in exploring the solar system. The discussion considers the ways in which humans interact with robots and robotic systems, and the ways in which such technologies are used in cooperation with humans to aid in meeting the requirements of mission objectives.

3.1 Human - Robot Interactions

3.1.1 *Robotic Aids to Human Health*

Some of the health risks and challenges associated with long-duration missions and the ways in which robotics technology can aid humans include:

Solar and Galactic Radiation — A Mars mission would take astronauts out of the Earth's magnetosphere and expose them to higher levels of solar and galactic radiation than that experienced by astronauts currently in LEO. The chronic exposure to such higher radiation levels can increase the probability of developing cancer. The pressurized capsules used to house a crew can provide some level of protection against certain radiation types, but any external work or maintenance will lead to increased exposure. In this case, robotic helpers situated outside of a surface base or orbital habitation will reduce the demand on EVA excursions.

Life Support Control and Monitoring — To support humans on a mission to Mars, a reliable life support system needs to be onboard. The longer the mission, the greater chance of failure (Jones et al., 2010). The life support systems onboard a spacecraft or in a habitat must include the control of a variety of components. These components are atmospheric control, water and waste management, and food supply (Jones et al., 2010). Each of these systems has a major impact on the efficiency and success of a long-duration mission in outer space. Using multiple degrees of automation in monitoring the life support system will liberate astronauts' time and energy to focus on assignments that need complex decision-making skills.

Musculoskeletal and Cardiovascular Conditioning — On the Earth's surface, gravity significantly affects most of our motoric behavior such as the coordination of limbs. It has been estimated that about 60 percent of our musculature is devoted to opposing gravity, and healthy bone remodeling is highly dependent on loading conditions emerging from gravitational reaction forces during movement (Clement, 2003).

Psychological Issues — Another important health risk considered for long-term spaceflight are psychological issues. High or low work load, performance pressures, and lack of privacy can affect the mental state of crew members (Drysdale et al., 2003).

3.1.2 *Benefits of Human-Robot Cooperation*

The way we interact with machines influences our perceptions of technology. Additionally, the

more intuitive a technology is, the more efficiently and effectively a person can interact with it. This section investigates the most effective ways of interacting with robots for a given Mars mission, and how this interaction will be received by the public. Human-robot interaction is an interdisciplinary field linking social factors, interface design, human cognitive science, and the academic field of communications (Hirata and Kosuge, 2004). When discussing human-robot interaction, it is important to recognize whether this interaction is between robots and an operator (i.e., via a flight-crew or from mission control), or with the general public. From the operator point of view, the robot has to perform certain tasks successfully, as trained or commanded. When considering how someone from the general public might perceive a robot, different aspects of human-robot interaction become relevant.

Humans and robots working together create many benefits, including more efficient and productive data collection. Robots do not suffer from the effects of fatigue or illness and can work around the clock on tasks to aid the crew. Robots can also provide more precise results than their human counterparts, although human presence is still crucial for on-site supervision of mission exploration. Another benefit is that robots are not only essential for assistance in performing tasks more efficiently and accurately, but they are a source of additional labor for repetitive or tiring work that requires minimal supervision (such as drilling).

Perhaps in the not-so-distant-future, as our expectations grow and robots become more autonomous in their capabilities, they will be equipped with enough intelligence to be capable of learning and evolving. As a result, it is feasible to consider a scenario where robotic assistants question or challenge commands. Humans should not be intimidated by the robot intelligence; instead, they should expect to work together with robots in a respectful and equal environment (Furse, 1999).

3.1.3 Human Perception of Robots

An important issue to consider in the analysis of HRI is the view of society about robots, especially the implementation of robots in space exploration. Data exists about the general public's opinion about robots and automation. A survey conducted in seven countries, consisting of 467 participants, came to some interesting conclusions about the differences in opinion between countries regarding the way the public perceives robots (Bartneck et al., 2007). Factors like the level of exposure to robotics through the media or through personal experience were the main issues related to the difference between the countries studied. The part of the population that was most exposed to the world of robotics might not necessarily be as open and receptive to it. This was because knowledge and exposure to robotics brought an understanding of their possible drawbacks. Consequently, a more critical view might exist among people with significant background exposure to automation and robotics.

Numerous studies have been conducted to measure influence on the public perception of the physical aspects of robots. The more anthropomorphic a robot is (i.e. the more the robot resembles a human), the more humans tend to accept it. This acceptance drops in what has come to be known as the “uncanny valley”, where robots similar but unfamiliar to humans tend to alienate people (DiSalvo et al., 2002). Public perception is generally favorable regarding the use of robots for space exploration. Contemporary pop culture has been very productive in generating images and promoting the development of robots. The contemporary understanding is that while society largely supports robotic exploration of the solar system, human spaceflight is not as universally supported (Bell, 2007).

3.1.4 Interacting with Machines

Our Relationship with Machines

“Just as emotions are critical to human behavior, they are equally critical for intelligent machines, especially autonomous machines of the future that will help people in their daily activities.” (Norman, 2003) Emotional aspects of HRI are often underrated in comparison with functional and technical considerations. From pop culture novels and movies to research labs, it is evident that humans are inclined to establish a human way of interacting with robots. Robots

in movies are seen as friends to humans (Moon, 2009), saviors (Wall-E, 2008), co-workers (Bicentennial Man, 1999), and antagonists (Terminator, 1984). In practice, we have developed robotic technologies that often imitate our being, and in some cases go beyond our abilities. Whether they are manufactured machines that dance with us (Partner Ballroom Dance Robot developed in Japan (Yasuhisa, 2006)) or serve us in extreme scenarios (Mars rovers), they all seem to have something in common: it is not unusual for humans to connect with them at an emotional level. Even the very simple robots that operate in rescue operations have an element of safety and survival system in them (Norman, 2003).

A robot has to refrain from wearing down its components. Does this mean that robots should have emotions (such as fatigue or fear) to be able to survive or communicate with us? Or, is the notion of intelligence more suitable to address robotic reasoning and judgment capabilities? Like any other tool, our emotional relationship with machines can be defined by how deeply we are willing to engage with them. If a robot is perceived as too complicated to operate or communicate with, it is less likely that people will understand its functionality; therefore, intuitive robot interactions should be highly valued. There are findings from other fields where machines and tools have a close relationship with humans. For example, our relationship with mobile phones has evolved from a functional-based interaction, to a deeper reliance on them as we depend on them not only to communicate, but capture and watch pictures, videos, and be entertained.

Recent advances in technology have transformed machines from passive tools into interactive platforms that engage users in a direct way. All these examples show that, as a society, humanity is evolving to be more receptive and accepting of robots as the human-robot interface becomes more fluid.

Levels of Interaction

The way we interact with robots is largely determined by our level of engagement with them. For example, virtual reality has been shown to be a very efficient way of robotic interaction. Two levels of interaction in the context of space activities are discussed here: teleoperation (direct user controlled) and side-by-side cooperation (full or semi-autonomous robots).

- Teleoperation is where a human remotely operates a robot and directly controls every motion of the robot. This technique is used with robots such as the Canadarm2 on the International Space Station (ISS). One key benefit of teleoperation is to keep humans from exposure to harsh environments such as space.
- Autonomy allows side-by-side cooperation between humans and robots without direct control. For example, when an astronaut is performing an EVA, an autonomous robot can respond to its environment without relying on direct commands from a human operator.

Means of Interacting with Machines

Speech recognition systems allow direct command of a robot without physical control, such as a joystick or keyboard. Allowing a user to provide instructions to a computer or robot vocally presents a more intuitive method of interaction (Rogalla, 2002). Although there are challenges with the accuracy of these systems, they help users to interact with machines in complicated situations. Intention recognition provides endless possibilities to make the human-robot interaction field more anthropic (Georgia Tech College of Computing, 2000). Research in this field has investigated the use of human brainwaves, muscular electric signals, and small movements of muscles. Variations in brainwaves as they are increasingly altered under stress are not easy to detect or control. Facial or ocular muscular movements are easier to detect, but more difficult to distinguish in situations where fine control tolerances are necessary. Knowledge gained from these fields of research could be applied to augment the level of interaction between robotic components and humans in a space exploration mission.

Augmented reality is the science of enhancing presentation of a distant reality using visual and audio interfaces, and “refers to the enhancement of the actual perceived environment with information that has been obtained by other means” (Georgia Tech College of Computing, 2000). Wearable technologies and how people can interact with these aspects are also areas that have been pushing robotics forward. Both methods of representing information offer a more intuitive way of communicating with machines. Throughout the history of augmented reality, a number of tools have been developed to increase user perception about a distant reality. As an extension of our hands, gloves were one of the first tools developed for this purpose. Most research in gloves has been limited to virtual reality or gesture recognition. Applying wearable technology and augmented reality in situations where robots have to be operated remotely is used in some research for space applications (Carr et al., 2001), (Wang et al., 2009), however, there are vast opportunities for further adoption of the technology.

Real-time interaction between mission operators, humans or robots, and the public can cultivate people's relationship with space activities. Previous robotic missions to Mars (like the NASA rovers Spirit and Opportunity) involved sending rovers to the surface of Mars with a goal to find past evidence of water. A live video stream or artist renderings of Spirit and Opportunity could find their way into pop culture or daily life through social platforms. Both rovers were equipped with cameras and scientific measurement instruments to send data back to Earth, making it a feasible feat. Interactive platforms (such as public spaces, or urban interactive displays) could stream video from the next lander on Mars, or show a short animation of mission achievements. If audience scale is the measure of how successful a mission has been in getting public attention, agencies have to find more outreach outlets to convey their achievements. Nevertheless, the Mars rovers and their activities were well received by the public at large.

3.2 Robot Considerations

The success of a Mars exploration mission relies on understanding the current technological and scientific infrastructure capabilities for such an endeavor. However, it also relies on recognizing the existing gaps in these complex areas, and identifying feasible solutions to fill in these gaps. This section provides a background to the engineering considerations for a Mars mission including surface mobility, terrain assessment, multi-agent interaction, manipulation and high level autonomy, and their relation to human-robot cooperation and robot-robot cooperation.

3.2.1 Robotic Systems

Robotic Manipulators

The use of robots for manipulation tasks in controlled environments, such as factories, has historically been very successful. These sophisticated manipulation tasks are, however, executed within tightly controlled environments. Human manipulation of robots outside of these areas raises numerous challenges, specifically in situations that include unknown and vast open areas (e.g., Mars) or with humans present (e.g., on a space station). Unknown or irregular surroundings significantly decrease the ability of a robot to predict or plan future movements or maneuvers. There is a need for robots to have the abilities of perception, active learning, and cooperation with humans. Additionally, robots must be capable of executing dexterous tasks, such as repairing a space station by EVA (Kemp et al., 2007).

Robot manipulation tasks are comprised of force and motion actions, combining the ability to move in any desired direction and to exert a force, normally referred to as the “dexterity” of a given robot manipulator. A mission may depend on a robot having sufficient dexterity to manipulate objects and tools, an important ability for assembly, inspection, maintenance, and planetary surface exploration tasks. Teleoperated robotic arms, “Canadarm1” and “Canadarm2”, are integrated parts of the Shuttle and International Space Station, respectively. Both arms have been used extensively in the construction and maintenance of the ISS. The Shuttle Canadarm1 was also used to capture other satellites for maintenance purposes, most notably as part of the Hubble Space Telescope servicing missions.

Bimanual robots are those equipped with two arms for improved dexterous ability. Examples include the University of Massachusetts's "Dexter", the Massachusetts Institute of Technology's (MIT's) "Domo", NASA's "Robonaut" and the German Space Agency's (DLR's) "Justin" (Katz et al., 2006), (Borst et al., 2009). Dexter consists of two seven degree-of-freedom (DOF) arms and three-fingered, four-DOF hands. Domo provides a manipulation system for inherently safe interactions with objects in the environment by employing a series of elastic actuators in the arms (Katz et al., 2006).

Examples for space exploration include Robonaut 1 (R1), designed around the base of a humanoid torso, to assist or replace astronauts during EVA. R1 closely imitates the mechanics of human arms and hands (Ambrose et al., 2000). The R1 arm consists of a shoulder, upper arm, forearm, wrist, and hands with five fingers. R1 has seven-DOF arms of similar size to those of a human, with similar strength and reach but with a greater range of motion. The hand and fingers have a total of 12-DOF. It is capable of fine motion, includes redundancy and safety features, and can endure the thermal conditions of an eight-hour EVA (Ambrose et al., 2000). The two small color cameras on the R1 head deliver stereoscopic vision to the operator's virtual reality display, providing depth perception. On the basis of R1, NASA and General Motors (GM) developed Robonaut 2 (R2), the first humanoid robot deployed in space and the first USA-built robot on the ISS. R2 is more dexterous than R1 and has a deeper and wider range of sensing. It is capable of completing tasks faster than R1 (Diftler et al., 2011).

Justin is a novel humanoid robot, developed by DLR and equipped with two arms and two hands built around an articulated torso with three active DOF and one passive DOF. It also includes a "head" containing various sensors, which gives Justin a total of 24-DOF, 18 for the hands, four for the torso and two for the head (Borst et al., 2009).

The NASA Mars rovers, Spirit and Opportunity (currently on Mars) and the Mars Science Laboratory, Curiosity (due to be launched in November 2011), are designed to carry out tasks that include digging, grasping, and precise positioning through the use of a robotic manipulator. However, the constraints of mass, power, and volume on such missions have a direct implication on the capabilities of such manipulation systems. These include minimal degrees of freedom, low mass, compact storage, relative high payload requirements and the need for a maximized workspace (Volpe et al., 1997).

Today, space exploration robots include both robotic rovers and human assistants. The example systems discussed above have sophisticated manipulation abilities allowing for accurate remote operation, such as the Canadarms aboard the ISS and Shuttle, or autonomous operation, such as the MER rovers on Mars. Despite this level of sophistication, even the most advanced systems are still dependent on a human "in the loop" to direct the execution of commanded tasks.

Mobility

Robotic mobility in space exploration missions has focused on mechanically simple and highly characterized mobility system responses. The first mobile robots, or rovers, used in space exploration were developed in the Soviet Lunokhod program. These were two large, teleoperated rovers both with masses greater than 800 kg. They were landed on the lunar surface by the Soviet Union between 1970 and 1973. The direct but decoupled control of these rovers by their operators on Earth allowed a level of exploration much greater than that achieved by the early Apollo missions. Lunokhod 1 traversed a total of 10.5 km, more than three times the cumulative distance covered by both the Apollo 11 and 12 missions prior to this. (Heiken et al., 1991). The final three Apollo missions, 15, 16, and 17, differed from the previous mission by including a Lunar Roving Vehicle (LRV), a 210 kg, manually driven rover capable of carrying two astronauts over significant distances. The LRV used in the Apollo 17 mission, launched a year prior to Lunokhod 2, traversed a total of 36 km, just a few kilometers short of the distance covered by the Soviet rover. However, the direct human operation of the LRV allowed the vehicle to cover this distance in the course of a little over three days, in contrast to the 145 day duration of the Lunokhod 2 mission.

Once the lunar space race came to a close, the focus switched to Mars and the exploration of its

surface. The increased challenge resulted in two outcomes. First, extensive design work was carried out for many surface exploration systems (Muirhead, 2004), (Zakrajsek et al., 2005), although few were ever built or flown. Second, the lack of political desire to continue with expensive human spaceflight missions beyond LEO led to a reliance on robotic explorers, which were inherently limited by the technology available in the early days of the electronics era. Indeed, the only example of an exploration rover flown to Mars before the 1990s was the Soviet Mars Mini Rover (PRoP-M) on the Mars 2 and Mars 3 lander missions, both of which failed (Seeni et al., 2010).

It was not until the NASA Mars Pathfinder mission in 1997 that a mobile robot, “Sojourner”, was included as part of a Mars exploration mission. This initiated a new era of exploration using mobile robots. Advances in electronic and power generation technology allowed the rover design engineers to develop an 11kg micro-rover capable of autonomous navigation and operation with no direct human interaction (Matijevic and Shirley, 1997). This system demonstrates an example of robot-robot cooperation in exploring the Martian terrain directly surrounding the lander location. The rover provided a highly mobility platform, based on the novel “rocker-bogie” passive suspension system, on which to mount the scientific instruments necessary to carry out the mission. Navigation of the rover was achieved using imagery of the immediate surroundings, taken by a panoramic camera (pancam), mounted on the lander platform to provide a comprehensive navigation system that allowed the rover to maneuver around the landing site with a high level of autonomy (Mishkin et al., 1998).

The “Sojourner”-like method of navigation and improved mobility proved to be so successful that it has been implemented on the two subsequent generations of NASA Mars rovers (Harrington and Voorhees, 2004), (Prakash et al., 2008). The MERs are also equipped with pancams and their mobility systems used identical rocker-bogie suspension arrangements as the Sojourner rover. The Mars Exploration Laboratory, the most advanced Mars rover built by NASA, is nearly nine times as massive as “Sojourner” and also uses an identical mobility and navigation system design principle. (Volpe and Peters, 2003).

Although alternative, robust, and high performance mobility systems exist terrestrially, the limited number of planetary surface exploration missions has resulted in a narrow approach to mobility system design. The constraint has broadly arisen due to the inability (in all cases except for Apollo) to service the robots *in-situ*. The development of these mobility systems has focused on the use of simple, reliable mechanical systems. This approach has enabled the highest feasible level of confidence in rover performance but has severely limited their overall tractive ability, particularly in challenging terrain, such as in areas of dense rock distribution, or moderate, sandy slopes. Both the Moon and Mars exhibit such dry, loose, sandy terrains and are strewn with obstacles ranging from small rocks and boulders, to craters, dunes, hills, and canyons. Planning for the traversal of unknown and unmapped environments such as these requires significant prior preparation, to determine how the surface material and obstacle distribution will affect vehicle mobility.

Despite the limitations in the distances humans can travel, the inherent adaptability of mobility and the ability to make quick, on-the-fly decisions provides a strong argument for a human presence when performing exploration missions involving traversals away from a base location. Once terrains are well understood, specialized robotic systems, such as cliff climbing, can be selected to perform maneuvers and tasks much more efficiently than a human counterpart. Exploration missions would benefit highly from such cooperative efforts between humans and robots during surface operations. Moreover, human presence in areas of operation where rovers are used increases operator confidence. This allows higher risk maneuvers to be commanded without radio latency and with the fallback that humans in the locale can rectify unexpected issues, such as mechanical failure or changes in the terrain. Conversely, such robots can significantly improve the ability for astronauts to explore their locale within a given mission operation window. Therefore, the mutual benefits in the use of both humans and robots for exploration provide a strong argument in favor of their future cooperative use.

Autonomy

It is often necessary for a robotic system to make decisions without direct human interaction when executing a commanded task. This may be due to the complexity of operating a high-DOF robotic system manually, or other operational constraints. For space-based robotic tasks, these constraints are often due to latency issues, for example, direct communication between Earth and the Martian surface suffers from latencies between 8 and 42 minutes, or longer if a relay through an orbital platform is required (Bajracharya et al., 2008).

To mitigate this issue, robots can be designed to allow autonomous operation based on generic objectives commanded by the operator. Onboard computers make operational decisions based on sensor information and feedback from both the surrounding environment and the current robot state. The computer computes and executes the specific actions necessary to complete the task. The result is an appropriately autonomous system allows robots to operate more efficiently and more safely than when directly operated by a human. Applications of autonomous systems are widespread throughout terrestrial industry and academia. In space exploration, an area that makes wide use of robotic autonomy is rover navigation and mobility.

The mission objectives of ground based robotic platforms commonly make the use of manipulators, such as the MER Instrument Deployment Device (IDD) and Phoenix Lander Robotic Arm (RA). The IDD is capable of autonomous placement of an instrument on a science target (Biesiadecki et al., 2007). The Phoenix RA can autonomously detect fault modes and either adjust the digging trajectory or re-execute the digging command (Bonitz et al., 2008). One of the most sophisticated autonomous systems in use on NASA exploration rovers lies in the navigation and mobility planning software. The unprecedented success and extension of the Mars Exploration Rover (MER) mission, from 90 days to over 2700 days, has provided a long-term platform on which to test advances in autonomous navigation algorithms *in-situ*, in a real-time mission setting.

Autonomous systems are used in all aspects of navigation, path planning, mapping and localization. This technology was initially demonstrated in the Sojourner rover operations. Obstacle detection and avoidance routines allowed diversions to the planned route to be executed, without direct human interaction, during commanded traversals to target locations (Mishkin et al., 1998). The MERs software, based on the Pathfinder flight software, is capable of determining the relative rover location and obstacles between its current position and the target position. Maneuvers to avoid dangerous obstacles between these locations are autonomously planned and executed (Biesiadecki and Maimone, 2006), (Goldberg et al., 2002). Commanded maneuvers are, however, highly susceptible to large errors due to wheel slip. Other errors can be introduced through dead-reckoning odometry and cumulative errors in sensors such as Inertial Measurement Units (IMUs). This requires autonomous rovers to perform many computer intensive and time consuming processing stages when navigating autonomously. Local human operators can aid in reducing this through either supervised autonomy without significant communication latencies or by direct teleoperation for particularly challenging terrains or obstacles. During normal operations, however, rover navigation autonomy has been shown to be capable of carrying out complicated (but time-consuming) maneuvers with little human aid.

An emerging area of robotic autonomy in space is in the construction of large-scale structures either on-orbit or on other planetary surfaces. Large space structures must be constructed on-orbit (or *in-situ* for future planetary examples), due to payload mass or dimension limitations of contemporary launch vehicles. Many satellite systems currently use mechanical systems to automatically deploy antennae or solar panels as a result of these restrictions (ESA, 2006), (NASA, 2008), (JAXA, 2008). The most obvious example of on-orbit construction in existence today is the ISS. The majority of the ISS construction was carried out manually either by astronauts and cosmonauts on EVA excursions, or by use of the ISS and Shuttle robotic arms (Watson et al., 2002), (King, 2001). However, through its two successful Automated Transfer Vehicle (ATV) missions, ESA has demonstrated a reliable and advanced autonomous docking system (Pinard, 2007). Future applications could include the autonomous construction of a multi-module system based on such technologies with no need for human on-orbit assembly

activities.

3.2.2 Automated Systems for Scientific Experiments

A long-duration space exploration mission provides a valuable opportunity to perform scientific investigations in a quest to further our understanding of other celestial bodies, cosmological phenomena, and our own planet. The knowledge gained from such endeavors has been translated to valuable technological advances used to benefit the quality of life of people around the world. This chapter summarizes some of the most important scientific aspects that should be considered for a long-duration space mission based on current capabilities and examples. The scientific endeavors considered include remote sensing of celestial bodies, sample retrieval and processing, and scientific experimentation under various gravitational environments. The current degree of autonomy of robotic missions is also briefly discussed.

Systems for Remote Sensing

The use of emitted or reflected electromagnetic radiation to probe matter at a distance is currently one of the most efficient ways to collect large scale data on Earth and Mars. Active (laser, radio), and passive (multi- or hyperspectral imaging) measurements allow detailed terrain modeling and provide clues on atmospheric and soil compositions, erosion patterns, and even gravitational anomalies. Examples of current technologies using hyperspectral imaging are the Cross-track Infrared Sounder (CrIS) instrument of the National Polar-orbiting Operational Environmental Satellite System Preparatory Project (NPP) to be launched October 25, 2011. CrIS will produce high-resolution, three-dimensional temperature, pressure, and moisture profiles of the Earth's atmosphere (Brill and Schwer., 2011).

In contrast, the active "Shallow Subsurface Radar" (SHARAD) on the MRO was designed to probe the internal structure of the Martian polar ice crust and gather information about subsurface layers of ice or liquid water (Greicius and Dunbar, 2011). Using high frequency radio waves, SHARAD has the capacity to resolve single layers as thin as 7 m down to a maximum depth of 1 km, providing a horizontal resolution of 0.3 to 3 km (Greicius and Dunbar, 2011).

The ChemCam scientific payload on the Mars Science Laboratory (MSL) rover offers an intriguing mix between remote sensing and sample processing and will be launched around December 18, 2011 (NASA JPL, 2011). The laser induced breakdown spectroscopy (LIBS) system targets rock samples, vaporizes a tiny amount, and uses remote-sensing spectroscopy to analyze the sample composition (NASA JPL, 2011). These types of systems can play a valuable role in investigating the surface of Mars and gaining valuable information during precursor missions or during a potential ongoing mission. These examples show that there is a tested and established infrastructure capable of operating with a high degree of autonomy for remote sensing of the Martian surface.

Systems for Sample Retrieval and Processing

Remote sensing provides a wealth of information about scientific targets; however, it is often necessary to take samples *in-situ* for closer investigation. This process encompasses three steps: sample acquisition, manipulation, and analysis. Among the top rationales for using robots for these purposes is the difficulty in accessing the desired samples, considering the risks to human wellbeing. An example of such robotic sample processing systems is the Sample Analysis at Mars (SAM) instrument. The purpose of the SAM instrument is to "search for organic compounds of biotic and prebiotic importance" (Davis et al., 2011). Another example of sample retrieval and analysis is the Rosetta mission using the Philae lander, programmed to investigate the 67P/Churyumov-Gerasimenko comet completely autonomously via both remote sensing and sample analysis, and the Phobos-Grunt mission to return a regolith sample from Phobos. The ESA ExoMars mission also consists of an orbiter to investigate trace gases and a rover capable of acquiring and analyzing samples from a depth of up to two meters using a drill. For these missions, although the degree of autonomy varies, a human operator will still have to exercise control for obstacle avoidance, selection of specific samples, and sample analysis. In cases where this is not feasible (e.g., during Rosetta's deployment of Philae), pre-programmed

routines will be used to deal with decision processes, which could enhance the risk of mission failure.

For a distant space mission such as Mars exploration, the driving factor behind deciding the level of autonomy is the access to effective means of communication with the robotic system. The lack of appropriate cognitive algorithms or appropriate level of autonomy as a function of difficulty in communicating with the sample retrieval and analysis system can endanger mission success.

Systems for Scientific Experiments

A long-duration space mission, such as a mission to Mars, offers a valuable opportunity for conducting a complex range of scientific experiments as a secondary objective. However, the size restrictions for scientific payloads and safety concerns for a long-duration mission to the Mars system would impose serious limitations in terms of what types of experimental payloads can be considered. The scientific payloads integrated in specialized science racks on the ISS qualify as precursors for potential research that could be conducted in orbit or in transit to Mars. Some of the most noteworthy areas of research specialize in studying the effects of microgravity on combustion, fluid properties, crystal formation, human cardiovascular and musculoskeletal system, and biological systems. These experiments are conducted in standard payload racks that organize, monitor, and conduct the pertinent experiments with varying levels of human intervention. The racks can be operated manually, remotely from a ground station, or in autonomous mode.

Relevant examples of scientific experiments performed on the ISS include the ESA Biolab (Hartwick, 2011) and the Cell Biology Experiment Facility (CBEF) (JAXA, 2011b). These modules are designed to include scientific payloads for the investigation of the effects of microgravity on biological systems and are a great example of precursors for a scientific rack that could analyze samples from the Martian surface for biological tracers. Another example of relevant scientific modules is the Cardiolab subsystem of the European Physiology Module (EPM), which has been commissioned to investigate the effects of microgravity on the cardiovascular system and countermeasures for maintaining crew general health during long-duration missions (CNES, 2010). These systems could provide a useful insight into the health status of the crew, and due to lack of effective ground control support, should be designed to be user-friendly and compact. Another good example of a scientific payload that could be considered for a mission to Mars is a system for measuring environmental cosmic radiation, such as the Passive Dosimeter for Life Science Experiments in Space (PADLES), (JAXA, 2007). This type of monitoring system should be included as a scientific payload to empirically map the levels of radiation in transit to or in orbit around Mars. This information can be used to design better radiation shielding countermeasures.

These established scientific payloads are an excellent opportunity to investigate an effective level of human-robot cooperation applicable to a Mars exploration mission. Most of the systems are designed with the consideration of minimal human intervention to reduce the safety concerns and simplify the numerous tasks that humans have to undertake. It is recommended that the same approach be used for experiments that would be conducted on a Mars exploration mission.

3.3 Conclusions

The challenges of a long-duration space mission to Mars presents the need to develop highly capable robotic systems to compliment the skills and abilities of a human crew. Human interactions with robotic systems today are somewhat unwieldy, requiring highly trained and skilled operators, particularly in the most sophisticated examples. New technologies in the ways humans interact with robotic and computer systems, such as virtual reality devices and wearable computers, will increase the accessibility of cutting edge technology and ease the training demands on the crew.

Direct interactive methods provide the means for crew to control robots remotely and reduce

the risk to human life. Current technology in decision-making processes, critical thinking and reacting to unplanned situations is not sufficient for robotic systems to operate alone, with even the most autonomous of devices requiring a human “in the loop”, to varying degrees. Traditional robotic strengths are desirable on human missions, however, particularly in tasks which include dangerous or repetitive settings or actions. The benefits to potential exploration missions provided by robotic helpers in this respect are clear, affording a mission a greater quality and quantity of science objectives.

Therefore, the optimal mix of human and robotic cooperation for a manned Mars mission would likely include significant input from human crew members, aided by robotic assistants. The technologies available today which enable human and robotic interaction and cooperation provide a basis for those which would be included in such a mission. Today, some examples are at greater levels of development than others, however, within time frame suggested by this report the level of sophistication of today's technologies would present a significant list of advanced options for a human Mars mission.

4 MODEL ARCHITECTURE DEVELOPMENT

This chapter outlines the development of the CHARM model. The model is intended to help mission designers select an appropriate degree of human-robot cooperation for a space mission. A review of relevant literature is included to provide an overview of models specific to human-robot cooperation and the general decision-making methods used in engineering disciplines. The literature review provides a baseline for the development of the model architecture. The CHARM model architecture defines the mechanism by which alternative scenarios for human-robot cooperation are evaluated. Finally the CHARM team identifies the criteria on which this evaluation is based, and the weighting (relative importance) of each of these criteria.

4.1 Review of Existing Models

4.1.1 *Models for Optimizing Human-Robot Cooperation*

A number of authors have proposed frameworks for creating optimized human-robot systems for planetary surface exploration missions. Lamamy et al. (2005) developed a six-stage framework and applied it to a Mars exploration case study. In the first stage, a baseline human mission is defined in which automation can be used. In stage two, the mission is broken down into a number of basic tasks such as “find rock,” “select rock,” and “pick up rock.” For the third stage, the potential agents that can carry out each task are identified such as robots, humans, or a combination of the two. In stage four, performance and resource usage models are defined for each possible combination. In stage five, commonalities across tasks are identified (for instance, a common robot platform may achieve more than one task). The sixth and final step is a search for the optimal architecture. A distinctive feature of this framework is that the allocation of automation is based on the value it adds to the overall mission, compared to a model which creates optimal allocation for individual tasks in an isolated way.

Rodriguez and Weisbin (2003) have proposed a method of evaluating the performance of different possible combinations of humans and robots carrying out a particular mission. As with the Lamamy framework, the mission is broken down into a set of tasks, potential agents to carry out each task are identified and performance and resource requirements for each combination of task and agent are computed. This research made extensive use of base-2 logarithms, which allow metrics to be defined in terms of information-theory bits. The research also defined a two-dimensional planar representation of results where one axis represents resource requirements and the other performance, providing an interesting visualization tool.

Although they are potentially very useful, both of these models are problematic in the context of this project. Both models require an extremely in-depth mission analysis to define the functional discrete actions and calculate the necessary metrics. This extensive mission analysis framework is not within the scope of this project. In addition, the extremely large number of possible agent / task combinations would require the development of computer software, which the CHARM team deemed unreasonable for the scope of this project. Finally, and perhaps most importantly, it is not clear how one could use these models to compare radically different missions such as “boots-on-the-ground” versus teleoperation from orbit, or how to capture and trade-off such intangibles as political support and public engagement. For these reasons, the CHARM team has decided not to base the development of our model on this approach.

4.1.2 *Decision-Making Methods and Models*

The intent of the CHARM model is to aid mission designers deciding the appropriate degree of human-robot cooperation. To achieve this goal, the CHARM team consulted the more general decision-making literature as well as the more specialized examples discussed above.

The Vroom-Jago Method

In the decision-making process, the Vroom-Jago decision model considers the role of the group leader and the members of the group, and determines who makes a decision. The decision-

making process occurs on a scale that ranges from purely leader-made decisions, to purely group-made decisions. To determine how to make a decision, the Vroom-Jago model uses a series of seven questions asked in order (McDermott, 2011).

The model classifies decisions into several types, ranging from a decision made by a sole individual without detailed research to a decision made entirely by a group with a great deal of background research performed. These types are described in detail below (McDermott, 2011):

Autocratic I (A1): One person makes the decisions using the information currently available.

Autocratic II (A2): One person asks others for specific pieces of information but makes the decisions once this information is acquired.

Consultative I (C1): One person acquires information from others and informs them of the final decision but the group is not brought together.

Consultative II (C2): One person is responsible for making the decisions, however, a group is brought together to discuss the situation, hear various perspectives and solicit suggestions from others.

Group (G2): The group makes the decisions together and it is the role of one person to be the facilitator of the discussion (McDermott, 2011).

The Vroom-Jago model is very flexible and claims to be an objective method for determining who should make a decision in a group setting. For example, a decision-making matrix where decision makers' rate criteria can be masked or scaled according to how much influence one or more of the decision makers should have according to the Vroom-Jago model. However, this method becomes cumbersome if there is a large group of people involved in the decision-making process. A decision may also be too difficult to interpret to answer the seven questions properly, which may render the method irrelevant. It is also important to remember that the model simply provides guidance as to who should make a decision but not the technical detail of how the decision should be made. It may therefore form a useful part of the CHARM model but will need to be complemented by a more detailed decision-making method.

Multi-Criteria Decision-Making Methods

The Multi-Criteria Decision-Making (MCDM) method is a rational approach to decision-making with respect to multiple criteria that need to be fulfilled. In general MCDM is classified into two main types, which arise from the nature of the underlying problem and its solutions. The first type is Multi Objective Decision-Making which assumes continuous solutions to be possible, while the second type is based on discrete solutions, which represents the majority of problems, and is known as Multi Attribute Decision-Making but is sometimes also referred to as MCDM (Xu and Yang, 2001). According to Triantaphyllou (2010), different methods are used depending on whether the underlying data is deterministic, stochastic or fuzzy.

Models used to solve discrete problems are not designed to find the "optimal" solution but rather for ranking optimally with respect to imposed criteria. A solution is called "dominated" if at least one other alternative can be found which performs better. The best solutions are accordingly those which are not dominated, also called "non-dominated solutions". Another category is "satisfactory solutions". These refer to a subset of feasible solutions, which might not be necessarily non-dominated, but exceed the baseline requirements for all listed criteria. The term "satisfactory" in this context is dependent on the level of expectation for each criterion. A "preferred solution" refers to a non-dominated solution which at the same time satisfies the expectations of the decision maker (Xu and Yang, 2001).

Within MCDM there are various different methods and schools of thought which provide different procedures to find solutions. These include the Analytical Hierarchy Process (AHP), the Fuzzy-Set Theory, the VIKOR method and the Fuzzy VIKOR method, which are discussed below.

The Kepner-Tregoe Method

Developed by Charles H. Kepner and Benjamin B. Tregoe, the Kepner-Tregoe decision-making model attempts to collect all the different alternatives that could appear in a mission design, and evaluates them quantitatively, assigning priority to a decision maker's requirements. The Kepner-Tregoe model divides the decision-making process into four steps. The first step is the "situation appraisal"; when the decision-makers analyze the mission objectives to determine the adequate evaluation criteria, and then choose alternative approaches which feasibly achieve those objectives. The "problem analysis" step is based on the determined mission objectives and alternative approaches, and requires the decision makers to evaluate the benefits and drawbacks of each alternative. The "decision analysis" step makes use of a decision-making tool, such as a decision-making matrix to assign a ranking of each criterion within each alternative. The "potential problem analysis" step is based on the rankings of each criteria, and considers the potential problems to the mission that each may cause. Based on this last step, the best alternative to complete the mission objectives is chosen (McDermott, 2011b).

Within the decision-making process, Kepner and Tregoe also proposed a decision analysis method for choosing between alternatives. A decision statement, including what is desired and how to get it, is created. Three parameters should be defined:

- Strategic Parameters — what you need to have
- Operational Objectives — what you desire to have
- Restraints — what the constraints and limitations of the mission are

It is necessary to weigh the operational objectives based on the decision makers' criteria. For each of the alternatives that have been considered, their operational objectives must be rated. Following this, decision makers must choose the top three alternatives and consider the potential problems of these alternatives and the probability that these problems will occur. Finally, decision makers can evaluate the best alternative in a table and choose which alternative poses less risk to mission success (McDermott, 2011b).

Astra Approach: Customized SWOT and SMART Analysis

The Astra team project of the 2010 ISU Space Studies Program used a three-phase interdisciplinary study proposing a technology roadmap for an asteroid mining mission scenario (SSP 2010 Team A, 2010). The first phase consisted of a SWOT analysis (Strengths, Weaknesses, Opportunities and Threats) to compare human and robotic missions. The SWOT method is a qualitative analysis which is simple, robust, transparent, and provides a clear understanding of the problem. The SWOT method is however ill-suited for complicated decisions with multiple evaluation criteria, constraints, and alternative solutions. The second and third phases consisted of a customized Simple Multi-Attribute Rating Technique (SMART) trade-off analysis. The basic steps involved in the SMART analysis are as follows:

1. Determine the objectives of the mission
2. Identify the mission designer(s)
3. Identify the different scenarios which involve various levels of human-robot cooperation
4. Identify the scenario attributes and assign weightings for each scenario
5. Assign importance scores to each scenario for each attribute
6. Sum the weighted scoring of each attribute for each scenario and determine the preferred scenario by comparison
7. Perform a sensitivity analysis on the weightings and scorings to determine the main driving factors influencing the selected scenario

The analyses Astra created were used to study the preferred mission architectures for mining both small and large asteroids in the second phase, and short and long-term missions in the third phase. Attributes were selected according to their use of technologies with high Technology Readiness Levels (TRL) and which avoided dependence on critical technologies. Weights were assigned to attributes with values between zero and one. The weighting reflected

the profitability, cost effectiveness, and technical feasibility of asteroid mining. This quantitative method had a suitable level of detail for mission selection, and led the Astra Team to their overall mission design. The ideas from this report have been considered in the development of the proposed CHARM model.

Analytic Hierarchy Process

The aim of the Analytic Hierarchy Process (AHP) decision-making tool is to choose between different alternatives to achieve a common goal. Each of these alternatives is evaluated depending upon different criteria. Each individual criterion is assigned a level of importance through weighting factors (Saaty, 1980). The evaluation criteria have different units of measurement (e.g., mass, cost, reliability, etc.) as well as different weights. Comparing outputs qualitatively is therefore necessary. The Analytic Hierarchy Process (AHP) model uses a relative scaling system to evaluate each of the individual criteria. For example, an individual criterion might be evaluated on a scale of one to ten, and each resulting alternative would therefore get a ranking on a scale of one to ten. This method allows for a system of ranking different criteria in a relative rather than in an absolute manner. Each criterion's importance ranking is determined in a similar fashion. This means that importance weighting for each criterion is not determined by its absolute importance, but more on a relative importance as compared with the other criteria.

The VIKOR method

The VIKOR method considers multiple inputs from multiple decision makers, and provides one compromise output solution. It can be used for multi-criteria decision-making to solve complex space exploration problems. Tavana and Sodenkamp (2009) have effectively used this method to evaluate a set of alternative mission architectures for the human exploration of Mars. This model was expanded to include fuzzy data and proposed a fuzzy decision-making model for technology assessment.

The Fuzzy Method

This method assumes that human decision-makers do not always have a clear idea of all the variables available in a decision-making process. Instead, human intuition, judgment, reasoning, and preference come into the decision-making process, and all of these are difficult to measure quantitatively. Typically, decision-making models do not account for the uncertainty in human knowledge and for the fact that decisions are made based on faulty or incomplete knowledge sets (Dubois and Prade, 1985). Various studies have been performed on the efficacy of this fuzzy method to assist in decision-making when faced with uncertainty (Hardy, 1994). Such situations often occur in engineering applications, especially in cases where a statistical database does not exist for intended criteria, or where the criteria are qualitative in nature.

The Fuzzy-VIKOR Method

This method is a combination of the fuzzy and VIKOR methods and involves three steps (Wang et al., 2006). The first step is to take the qualitative inputs from the various decision makers and converting these inputs into a series of aggregate fuzzy numbers. The inputs for a decision process are the assessment criteria (cost, risk, time, etc.), the relative weighting of importance of each assessment criterion, the list of feasible alternatives and the evaluation of the ratings of each of the alternatives under each criteria category. The output of this first step is a fuzzy decision matrix incorporating the weight of each of the criteria and the ratings from each of the decision makers. The second step is to compare the fuzzy numbers for each criterion and determine a set of reference fuzzy numbers, known as separation measures. These will provide a quantitative description of how well the criteria rank relative to the best alternative for a given criterion. The third step involves converting these separation measures from a set of fuzzy numbers back into a quantitative value through a process colloquially termed "defuzzification". Methods for "defuzzifying" a number are given in several publications (Chen, 1985). Once the separation measure is "defuzzified", the relative rankings for the alternatives are compared to determine the compromise solution, as well as the ranking of each of the alternatives.

4.2 Model Architecture Description

The literature review on decision-making models and human-robot cooperation provide a useful baseline for constructing the CHARM model. This chapter provides an overview of the model development. Please refer to the List of Definitions report section for explanation of the key terms used throughout this section.

The CHARM model was based on the Vroom-Jago, the SMART and the AHP models to evaluate different mission scenarios involving various levels of human and robot cooperation. The Vroom-Jago method simply allows for an objective decision-making approach by following a progression of questions as detailed further on. The SMART method is a means by which different scenarios are evaluated against each other by selecting common attributes and assigning a performance score for each scenario. The attributes must be selected so as to be relevant to comparing the scenarios and must be independent from one another. The SMART model allows attributes to be grouped into global categories to allow a better understanding of the problem (Dennis and Componation., 2004). Using the method described in the AHP technique, weightings are assigned to the attributes to reflect their relative importance. Essentially, they are ranked by their relative importance to the scenarios (Triantaphyllou and Mann, 1995). The attributes are then scored according to their performance for each of the scenarios, 1 being worst and 10 being best. The numbers between 1 and 10 correspond to a linear interpolation between the worst and best scenarios. Mathematical terms used in the model are explained in Table 4-1.

Table 4-1: Mathematical terms used in the model

Mathematical Terms	
Term	Description
<i>C</i>	<i>Category</i>
<i>A</i>	<i>Attribute</i>
<i>W</i>	<i>Weight</i>
<i>T</i>	<i>Total</i>
<i>S</i>	<i>Scenario</i>
<i>P</i>	<i>Performance</i>
<i>i = 1...n</i>	<i>Enumerations of attributes</i>
<i>j = 1...m</i>	<i>Enumerations of scenarios</i>

STEP 1

The first step of the CHARM model involves deciding on the different mission objectives. In other words, the goals and desires must be determined from the proposed Mars missions before using the model. This can range from a sample return mission, to a mission to look for life on other planets, or a mission to find liquid water. This is the step in which the CHARM model can be tailored to any mission and invoking any degree of human and robotic cooperation as desired by the mission designer(s).

STEP 2

The second step in the processes is to determine the mission designer(s). To do this, the Vroom-Jago method is applied. This method considers the role of the group leader and the members of the group, and determines who makes decisions.

STEP 3

The third step of the CHARM model is to determine different scenarios, or means by which the objectives, as stated in the first step, can be accomplished. The stated scenarios will involve the use of different degrees of human and robot cooperation. Each of the scenarios in this step will be evaluated by the CHARM model to determine which one best uses human and robot cooperation to complete the stated objectives. An example of a scenario could be humans in

orbit teleoperating robots on the surface of a planet, or a mission entirely performed by humans. It is the responsibility of the mission designer(s) to determine the number of scenarios.

STEP 4

In the fourth step, the mission designer(s) determine the attributes required to evaluate the scenarios, as well as the attribute weightings. These attributes are sorted into predetermined categories for example Scientific & Life Sciences, Technological, Economic, and Societal & Political. The attributes are sorted by category to allow for two levels of weightings: “category weightings” determine the importance of the respective category in achieving the mission objective; the “attribute weightings” determine the importance of the respective attribute within its category. This can be illustrated in the matrix as shown in Table 4-2. The AHP decision-making tool previously described can be used to facilitate the weighting process. Once the weighting process is completed, a total weight for each attribute is computed by multiplying the respective “category weighting” by the associated “attribute weightings.”

Table 4-2: CHARM Model category (global) and attribute (high-level) weightings matrix

Global and High-level Weightings Matrix				
Category	Category weight	Attribute	Attribute weight	Total weight
Science & Life Science	CW_1	A_{SLs1}	AW_1	$TW_1 = CW_1 \cdot AW_1$
		A_{SLs2}	AW_2	$TW_2 = CW_1 \cdot AW_2$
Technical	CW_2	A_{T1}	AW_3	$TW_3 = CW_2 \cdot AW_3$
		A_{T2}	AW_4	$TW_4 = CW_2 \cdot AW_4$
Economic	CW_3	A_{E1}	AW_5	$TW_5 = CW_3 \cdot AW_5$
		A_{E2}	AW_6	$TW_6 = CW_3 \cdot AW_6$
Social & Political	CW_4	A_{SP1}	AW_7	$TW_7 = CW_4 \cdot AW_7$
		A_{SP2}	AW_8	$TW_8 = CW_4 \cdot AW_8$

STEP 5

In the fifth step, the mission designer(s) determine(s) the scoring of the attributes for each scenario. The scores range from 1 to 10, evaluating the relative performance of the selected scenarios with regard to the defined attributes. Thereby, the value 10 is assigned to the scenario performing best with respect to a certain attribute, and the value 1 is given to the scenario performing worst. Values in between are mapped relative to the extreme scenarios. This will represent how important an attribute is for each scenario. The scoring of each attribute is put into a decision matrix along with the total weights as determined in step four. This process is illustrated in Table 4-3.

Table 4-3: CHARM Model scoring matrix

Scoring Matrix				
Category	Attribute	Total weight	Scenario 1	Scenario 2
Science & Life Science	A_{SLs1}	TW_1	$S_{1,1}$	$S_{2,1}$
	A_{SLs2}	TW_2	$S_{1,2}$	$S_{2,2}$
Technical	A_{T1}	TW_3	$S_{1,3}$	$S_{2,3}$
	A_{T2}	TW_4	$S_{1,4}$	$S_{2,4}$
Economic	A_{E1}	TW_5	$S_{1,5}$	$S_{2,5}$
	A_{E2}	TW_6	$S_{1,6}$	$S_{2,6}$
Social & Political	A_{SP1}	TW_7	$S_{1,7}$	$S_{2,7}$
	A_{SP2}	TW_8	$S_{1,8}$	$S_{2,8}$

STEP 6

The sixth step is simply combining weightings and scores to give an overall scenario performance estimate. At this step the mission designer(s) can evaluate and compare the scenario performance to determine which scenario best uses human and robot cooperation to complete the stated mission objectives. This value is calculated based on the sum of the products of total weights and scoring for each attribute. This is shown in (Figure 4-1), where n is the number attributes and m is the number of scenarios.

Figure 4-1: Scenario performance estimate equation

$$SP_j = \sum_{i=1}^n TW_i \cdot S_{j,i}$$

where

$$i = 1 \dots n$$

$$j = 1 \dots m$$

A sensitivity analysis can then be performed on the CHARM model to determine the extent to which certain attributes are dominating the score. The sensitivity analysis is very important in determining the major factors that are limiting in various scenario aspects, such as human exploration of distant locations, and how they can be changed in the future to enable a preferred scenario.

The output of the CHARM model will provide a mission designer with a scenario containing a mission design skeleton that best uses human and robot abilities to accomplish the stated mission objectives. It should be noted, however, that the output of the CHARM model is a suggestion, and not a binding result. Ultimately, the mission designer(s) has/have the responsibility to determine how to interpret the results and how to apply them. A benefit of the CHARM model is that it is possible to modify the weighting and scoring of the attributes to determine the major driving factors that would enable more favorable futures. This will be discussed in greater detail in Chapter 6. This model can be applied to multiple objectives and can consider as many scenarios as the mission designer(s) can envision. Also, changes in political, technological, scientific, cultural or economic structures can be easily reflected in the weightings and scorings of attributes. Thus, the CHARM model is extremely adaptable.

4.3 Model Attributes

In this section we describe the identification and weighting of appropriate attributes to objectively evaluate mission scenarios. Attributes are grouped into categories to provide a global understanding of the functioning of the model. To enhance the objectivity of the model further, the weighting process incorporates experts from the CHARM team, selected via the Vroom-Jago method.

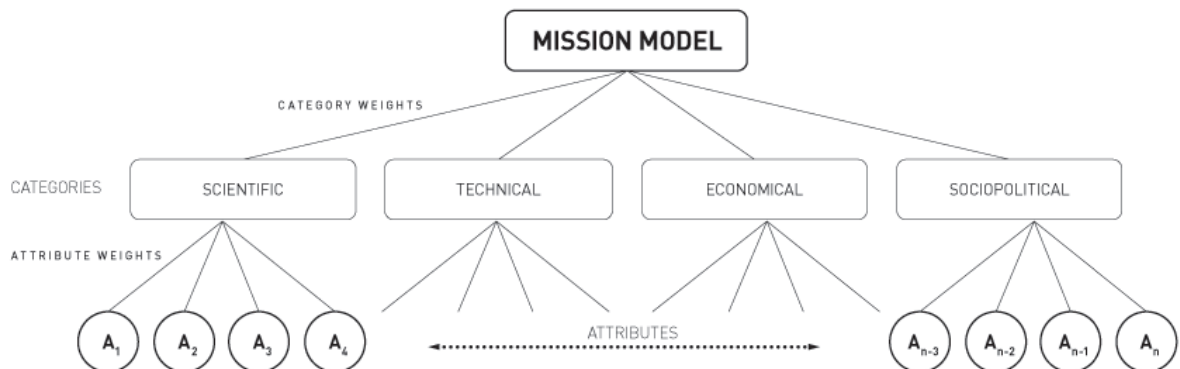
4.3.1 The Weighting Process

The generation of all weighting factors in this section was performed using two methods. First, recommendations were made by six project participants with specialized backgrounds incorporating gathered knowledge from literature reviews. Second, based on pair-comparison and geometric averaging of attributes, and applying the Analytical Hierarchy Process (AHP) (Saaty, 1980), all aspects were prioritized and the results were accordingly compared to the initial estimates. Since both methods produced similar outcomes, and AHP is a proven tool for decision-making in many fields (ISAHP, 2011), the AHP results have been used.

4.3.2 Categories

As a result of the literature review, the following categories have been identified for a Mars exploration mission: Scientific, Technical, Economic, and Sociopolitical. Figure 4-2 illustrates the hierarchical organization of categories and their respective attributes.

Figure 4-2: Scenario evaluation attribute hierarchy



The “category weighting” factors derived from the AHP method denote the relative importance of the respective fields for a successful mission. Their values have been determined to be:

1. Scientific (Weight: 25%)
2. Technical (Weight: 22%)
3. Economic (Weight: 24%)
4. Sociopolitical (Weight: 29%)

4.3.3 The Attributes

The following breakdown structure of individual categories describes the model attributes, which are the main pillars used to trade-off scenarios with different degrees of human-robot cooperation. The “attribute weightings” given in this section denote the relative importance of the attribute in their respective category. The “category weighting” factor describes the importance of a category to the final mission. The influence of an attribute in the model is determined by multiplying “attribute weighting” with its corresponding “category weighting.” This is called the “total weight,” as described in previously.

The attributes to be used in the model were selected by an international and interdisciplinary group of 41 ISU SSP participants from 16 different countries, but can be adapted to reflect the values and views of any agency or constituency. These attributes are considered to be independent of one another and cover all of the important areas of each category.

The breakdown of each category is as follows:

Scientific

1. Scientific Relevance (Weight: 29%): As it is necessary to establish a common evaluation criterion for different scientific mission scenarios, the number of scientific questions that can be answered by any specific mission has to be investigated. In the case of a sample return mission, for example, this would reflect the diversity of samples that can be returned, or the diversity of experiments that can be performed on Mars.
2. Quality of Data (Weight: 17%): The quality of the data returned from a mission will vary depending on what scenario is being considered. In the above example, the CHARM team considered the collector's ability to acquire, as well as the amount of time it takes to select a high quality sample in the vicinity of the scientific target area, to be the most important factors for this attribute.
3. Quantity of Data (Weight: 12%): The quantity of data a mission can provide is another important factor that can influence the final design of a mission and in this case reflects how much sample mass can be returned for analysis.
4. Human Performance (Weight: 19%): The astronauts' ability to perform after landing on the surface of Mars is of major importance to the successful completion of the mission. Short term environmental effects on the astronauts' physiology are considered in this attribute.
5. Long-term Consequences of Spaceflight (Weight: 19%): The implications of radiation, human physiological adaptations to long-duration spaceflight and the implications to quality of life after astronauts' return to Earth is an important aspect to consider. The commitment to astronaut health during and after the mission is a critical aspect in guaranteeing the success of the intended mission. Since neither the immediate death of an astronaut during the mission, nor a high mortality rate due to long-term consequences of spaceflight are acceptable from the medical point of view, both weights are similarly high.
6. Planetary Protection (Weight: 4%): The possible contamination of the Martian surface due to probes or human presence, as well as the contamination of Earth through returned samples are also issues that need to be addressed. This attribute expresses the likelihood of cross-contamination occurring.

Technical

1. Maintainability (Weight: 15%): This is defined as the capability within a scenario to ensure that all technologies involved in the mission are operating at an acceptable performance throughout the mission duration. The following factors should be considered in the maintenance of a system:
 - Monitoring the health of a system to predict when the system is going to need maintenance.
 - Capability to repair the system when it is damaged and preventing potential failures of the system.
 - Ease of repairs and maintenance
2. Reliability (Weight: 30%): This is defined as the ability of the technology to perform the necessary functions established for the mission in a hostile environment. Considered in this attribute are the ability of the systems to adapt to multiple environments and the design lifetime.
3. Level of Autonomy (Weight: 25%): This is defined as the capability of the technology or crew (humans and/or robots) to make decisions for themselves and achieve the tasks of the mission. The level of autonomy is dependent on the mobility of the systems, the

manipulation capabilities, the intelligence of the systems and the interaction between operating agents, such as robot-robot or human-robot.

4. Technology Readiness Level (Weight: 30%): This is defined as the level of maturation of evolving technologies that are needed to accomplish the mission.

Economic

1. Mission Cost (Weight: 80%): This attribute includes the required investment, with the cost for system development, launch and operations related to a mission to Mars. Within this definition, the mission cost refers to the whole life cycle cost of the mission, from its initial development, to its execution and its end-of-life costs. According to Augustine et al. (2009) “a primary issue in formulating a human spaceflight plan is its affordability.” The end-to-end mission cost has become a strong driving factor when it comes to deciding for a space exploration mission. This has become increasingly clear within the current world economic situation. Consequently, a high weighting was applied to this attribute. Because of the high costs of exploration missions, it is expected that any mission to Mars in the next two decades will be publicly funded through international cooperation. This would help reduce the impact on national budgets, and maintain the level of governmental activity in other economic sectors.
2. The Mission Cost attribute is heavily weighted for two main reasons. First, governments specifically allocate funds for space programs and there is a high accountability associated with public expenditure; therefore, there is a limited degree of freedom in what agencies can achieve based on financial constraints. This perspective was generally supported by the international views of the CHARM team members during informal interviews. Second, the selected AHP method used for determining the weightings mathematically tends to amplify the relative gaps between each attribute within the same category. If this model were from the perspective of a private company, the economic attribute weightings would reflect an emphasis on return on investment.
3. Return on Investment (Weight: 10%): This attribute refers to the economic benefits of executing the mission. These include areas such as job creation, improvement of technologies, competitive advantage of national companies, and spin-off technologies. Historically, the rationale for economic benefit of space missions was less influential when compared with the original political and social rationales such as international leadership, national security, and national prestige. Based on this rationale, this attribute has been given a lower weighting.
4. Risk of Cost Overruns (Weight: 10%): This attribute refers to the risk of having the mission cost significantly increased during the development and/or mission operation phases. The uncertainty associated with the mission cost evaluation can be used to estimate this attribute. The uncertainty level can be related to the technology readiness level of the selected technologies, as well as to the complexity of the mission. For example, the use of already developed and flight-proven technologies should allow the mission cost prediction to minimize the risk of cost overruns. However, the risk of cost overrun does not seem to be a critical influential factor for the initial mission selection. Rather, it plays a major role in the reduction of the scope of the mission objectives, and can even lead to mission cancellation to control the overrun. An example is the announcement by the Bush administration in February 2001 that “it would cancel or defer some ISS hardware to stay within the cap and control space station costs” (Behrens, 2009).

Sociopolitical

1. Public Awareness (Weight: 26%): Societal and cultural growth is affected by the perception and awareness of the public (Hilgartner and Bosk, 1988). Six factors must be considered in defining the effects on public awareness. These are e-media exposure, public involvement, education and outreach, robotic design and aesthetics, public involvement through human-robot interaction advancements, and known societal gain.
2. Long-Term Political Will (Weight 74%): Historically, human space exploration missions

have required a strong policy directive (Hoffman and Kaplan, 1997). NASA's Mars Reference Mission (Hoffman and Kaplan, 1997) document states that "The decades-long time-frame for human exploration of Mars cannot be supported until the role of the space program is well integrated into the national space agenda and the exploration of space is no longer considered a subsidy of the aerospace industry. To accomplish this, the space program must show concern for national and international needs (visible contributions to technology, science, environmental studies, education, inspiration of youth, etc.) while maintaining a thoughtful and challenging agenda of human exploration of space in which the public can feel a partnership." It is not easy to rationalize the risks and costs of government programs to send humans into space. The rationales considered as factors to influence long-term political will are national prestige and international leadership, public support of policy and strength of international relations. A majority of the political and policy debate surrounding space programs is associated with human spaceflight (Logsdon, 2011) and has a high weighting.

A summary of the weightings of each attribute and category are shown in Table 4-4.

Table 4-4: The weightings of the attributes used in the current scenario analysis

Weightings of the Attributes			
Category	Category weight	Attribute	Attribute weights
Science & Life Science	25 %	Scientific relevance	29 %
		Quality of Data	17 %
		Quantity of Data	12 %
		Human performance	19 %
		Long term Consequences of Space Flight	19 %
		Planetary Protection	4 %
Technical	22 %	Maintainability	15 %
		Reliability	30 %
		Level of autonomy	25 %
		Technology readiness level	30 %
Economic	24 %	Mission cost	80 %
		Return on investment	10 %
		Risk of cost overruns	10 %
Social & Political	29 %	Public awareness	26 %
		Long term political will	74 %

4.3.4 Interrelations between Attributes

Strong correlations between attributes of different fields can influence the decision process in a detrimental way, as transparency with regards to the weightings is lost. Also no useful information is gained by introducing mutually dependent attributes. In practice, it is not always easy to identify such correlations. In the current model, interrelated attributes have been identified and overlaps were classified as follows:

- Technical and Economic: Technology Readiness Level - Risk of Cost Overruns. In absence of proper cost overrun estimates, often correlations between the risk of cost overrun and technology readiness level are introduced.
- Technical and Economic: Technology Readiness Level - Return on investment: As the amount of new technology is used as an indicator for the possible return of investment of missions, interrelations between those two attributes are produced.
- Sociopolitical: Public Support of Policy – Public Involvement. As public involvement is increased, so is public perception. This has the potential to generate public support for different types of Mars missions, and, consequently, influence the political leaders in their decisions on space policy.

- **Political and Economic: Long-Term Political Will – Impact on National Budget.** Considering that the mission costs were covered via national budgets in the past, the impact on the national economy is a key factor. Consequently, public support for the space program and the long-term political will indirectly depend on mission cost.
- **Technical and Life Sciences: Human Performance - Technological Reliability.** The technology of Life Support Systems is the dominating factor concerning the crew's survivability and performance. A high level of human performance implies a high level of technological reliability in Life Support Systems, and therefore in the overall mission design.

4.3.5 Discussion

The Social and Political category has the highest weight as it was found to be the most influential. The most heavily weighted attributes are Long-Term Political Will and Mission Cost. There is a significant gap between the weight of these attributes and the others, which reflects the findings for the current trends in scenario decision-making. The capacity to meet mission objectives is driven by the technical feasibility. The funding obstacles for a mission to Mars are the first limiting factors in the design of such a mission. From the review on the space industry and as discussed in the previous section of the report, the affordability of an exploration mission has clearly become a necessity. As shown by past missions, a strong political will has to be the catalyst for making any substantial space endeavor feasible. The scientific, life sciences and the social-related attributes have been rated with lower weightings since these attributes have not been seen to significantly steer the decision for the mission to Mars, compared with the economic, political and technical attributes. It is worth highlighting that the wide selection of attributes reflects the interdisciplinary approach of the CHARM team. Once combined into the four global categories (science, technical, sociopolitical and financial), the overall weights per category are of the same order of magnitude (approximately one quarter), which considers the ISU disciplines evenly

4.4 Conclusions

In this chapter, the CHARM team has described the development of the proposed model for human-robot cooperation. Users of the model define mission objectives, together with a set of scenarios for achieving these objectives, each of which differs in the degree and form of human-robot cooperation. The competing scenarios are rated using the Simple Multi-Attribute Rating Technique, and a preferred scenario can then be identified. Throughout the model process, responsibility for making decisions related to model inputs is determined according to the Vroom-Jago model. The effectiveness of the process depends on the selection of appropriate attributes and weights for these attributes. On the basis of the research presented in Chapters 2 and 3 we have identified a set of 15 appropriate attributes and have weighted them using the Analytical Hierarchy Process. In Chapter 5 we develop four scenarios for Mars exploration and apply our model to these scenarios to investigate the functionality of the proposed model.

5 APPLICATION OF THE MODEL AND RESULTS

The CHARM model has been developed to evaluate a range of proposed scenarios which all aim to achieve the same mission objective. In this chapter, four mission scenarios are generated to serve as input for the CHARM model. These share the same objective, but exhibit different degrees of human-robot cooperation. Each scenario is evaluated using the CHARM model and is assigned a score relative to the other scenarios based on the weighted attributes chosen. The scenario ranking highest is considered to be the best choice in achieving the mission objective. In a next step, the model is applied with regard to extreme futures, where the category weights are altered to produce scientifically, economically and sociopolitically dominated environments.

5.1 Model Inputs - Mars Mission Scenario Development

Four mission scenarios were developed around different degrees of human-robot cooperation. All scenarios share the same objective. The first step is to state the mission global objectives and the lower level objectives.

5.1.1 Potential Objectives for a Mars Mission

According to the Mars Exploration Program Analysis Group study (MEPAG, 2010), two main categories of mission objectives were considered for developing the specific mission scenarios: to look for evidence of life on Mars and to prepare for human exploration.

For each of these categories, we considered the following objectives:

1. Look for life on Mars
 - Search for any evidence of water presence on Mars
 - Analyze the Martian environment by means of sample return
2. Prepare for human exploration
 - Search for *in-situ* resources that can be utilized for human missions

5.1.2 Mission Objective Selection

The MEPAG outlined 55 fundamental future science investigations associated with the exploration of Mars (MEPAG, 2010). The MEPAG concluded that around half of the investigations “could be addressed to one degree or another by Mars Sample Return,” making MSR “the single mission that would make the most progress towards the entire list” of investigations. In addition, the report stated that a high number of the investigations could not be significantly advanced without a sample return (Beatty et al., 2008). The benefit to investigating samples from Mars in laboratories on Earth is the range of scientific analysis that can be conducted when compared with *in-situ* Mars experiments. Additionally, Louis Friedman, former Executive Director of The Planetary Society, called a Mars Sample Return “the ‘holy grail’ of robotic space missions” due to its significant scientific return on investment (Friedman, 2008). On this basis, the CHARM team has selected a Mars sample return as the mission objective.

5.1.3 Scenario 1 - Robotic Mars Sample Return

Outline

A composite spacecraft containing a robotic lander as well as an orbiter is to be sent to Mars. The lander collects samples and uses a Mars Ascent Vehicle (MAV) to lift the sample material into Low Mars Orbit (LMO). There the MAV will then dock with the orbiter and the sample is returned to Earth. The robotic sample return scenario does not involve human spaceflight elements.

Scenario Description

The robotic Mars sample return scenario is based on the iMARS (International Mars

Architecture for Return of Samples) mission concept (Beaty et al., 2008). This scenario calls for two robotic spacecraft: an orbiter composite and a lander composite to be sent to Mars on separate launch opportunities. The term composite is used because each spacecraft is composed of more than one smaller spacecraft. The lander composite arrives at Mars first and deploys a lander to the surface, carrying with it a sample collection rover and a MAV. The rover will be used to collect around 500g of samples up to a distance of 2.5km from the landing site and transfer them to the MAV which will carry them into LMO. By that time, the orbiter composite will have reached Mars orbit. It will rendezvous with the MAV and the sample canister will be transferred to the orbiter. The orbiter will then bring the sample back to Earth orbit, at which point a small reentry vehicle carrying the sample will be deployed and carry the sample to a safe landing back on Earth.

Given the small total sample mass requirement, this mission is designed to maximize scientific value by acquiring multiple small sets of samples which are deemed more useful for characterizing a site than a single large sample. Examples of such samples are regolith blends, dust, and atmospheric probes. The sample collection rover is equipped with a range of scientific instruments to provide *in-situ* feedback to allow ground control to make informed decisions as to which samples to select, and to provide geological context. The rover is also equipped with a mini-corer, allowing sampling up to a depth of 5cm. The rover mobility system is capable of return travel up to 2.5km from the landing site, which allows for geological variety in the samples (Beaty et al., 2008).

The mission is technically complex, and a number of key components are at a low technology readiness level. Of particular concern are: the ability to perform autonomous precision landing with hazard avoidance, the ability to perform autonomous rendezvous and capture in Mars orbit, developing propellants for the MAV that can be stored for long periods of time on the surface of Mars, and the technical requirements imposed by planetary protection considerations. The sample collection rover itself does not require a high degree of automation beyond what has already been demonstrated for Mars. This means that selecting and gathering samples will be a slow process because decisions will be made on Earth and sent to the rover.

In this mission, humans stay on Earth and so no hazards are posed to astronauts. Additionally, because the mission is small in size as compared with an all-human mission the sterilization requirements for forward-contamination under planetary protection guidelines are more easily met. While very interesting from a scientific point of view, a robotic Mars Sample Return is rather expensive for a robotic mission and lacks the public glamour of human exploration. It is questionable, therefore, how much political support this endeavor will have. In addition, there have already been four successful robotic Mars missions; therefore it is likely that interest in a further mission will be diminished. On the other hand, the proposed mission is international; therefore political support is likely to be more stable, meaning that the risk of cancellation is minimal once the project has begun. Also, returning a sample from Mars is perhaps more exciting in the public eye than previous missions that have performed exclusively *in-situ* science.

The financial aspects are also key drivers for accomplishing the mission. The cost estimate for this mission is between USD 3 and 8 billion. The proposed mission is deemed expensive by comparison with an estimated cost of USD 2.5 billion for the most recent robotic Mars mission, the Mars Science Laboratory (Moskowitz, 2011).

5.1.4 Scenario 2 - Mars Orbital Outpost

Outline

The Mars Orbital Outpost scenario is a mission concept where robots on the surface of Mars are operated by humans in Low Mars Orbit. The mission is envisioned for the 2020 time frame. The key advantage to this approach is that the communication delay is significantly reduced in comparison to controlling robotic systems from Earth, allowing for a more effective interaction and use of robots.

Scenario Description

This scenario is derived from the Russian MARPOST mission concept (Harvey, 2007) and sized using the NASA Design Reference Mission 5.0 (Drake et al., 2010). It incorporates the idea of using two so-called “hoppers”, which are robotic probes capable of moving between 10-15km on the Martian surface by applying controlled rocket burst locomotion (Yu et al., 2010). The outpost is envisioned as a space station in Low Mars Orbit with robotic control mechanisms used to encounter and capture the probe ascent system containing the samples. The outpost system encompasses life support systems for a crew of five — consisting of a mission commander, pilot, flight engineer, medical specialist and a scientist. The total duration would be fourteen months, with an on-orbit stay of one month.

Heavy lift launchers, such as the Ares V Class, are necessary for this scenario to minimize the number of launches required to lift all the mission critical equipment into the Earth orbit - thus reducing the complexity of assembling the habitat in orbit. Two launches are planned in the initial phase to pre-deploy cargo landers on the Martian surface and the outpost in Mars orbit. Three more cargo launches would be required for propellant systems and crew transit habitat modules, and one launch to deliver the crew to the transit habitat. A total of six launches are required.

Nuclear Thermal Rocket (NTR) propulsion is suggested for this mission scenario considering its merits with respect to mass and reduced travel time. As stated by Drank (2009); “The NTR is a leading propulsion system option for human Mars mission because of its high thrust (10’s of klbf) and high specific impulse (ISP 875 – 950 s) capability, which is twice that of today’s liquid oxygen (LOX)/liquid hydrogen (LH2) chemical rocket engines.” (Drake et al., 2010) This technology has a high technology readiness level as proven during the Rover/NERVA programs (Robbins and Finger, 2011).

Martian samples collected by the hoppers would be brought back to the outpost by ascent stages and then back to Earth in a return module. The primary scientific value of the samples lies in the fact that they provide better and deeper understanding of the Martian surface, which is essential for future human settlements on Mars. These samples can be examined by scientists on Earth to carry out extensive scientific investigations using advanced instruments, a task that cannot be accomplished *in-situ*. The use of hoppers is advantageous in gathering samples from widely different areas on the surface of Mars; however this means of locomotion imposes severe mass limitations. This scenario assumes hoppers can be modified to carry the ascent stages proposed in Scenario 1, allowing for a total sample mass of 1kg.

A deep space exploration mission involving humans would require complex life support systems as well as significant advancements in implementing countermeasures for the effects of radiation and microgravity. For an orbital outpost scenario, the risk and complexity is reduced as compared with a surface landing mission, as there is no danger of the crew being incapacitated by the transition from microgravity to Mars gravity. Human space exploration of Mars, even though not a surface mission, would elevate national prestige and encourage public support for this scenario. However, in most likelihood this scenario will generate less support than a mission including humans on the surface of Mars. The difference in public support and reaction would be analogous to the difference between reactions to Apollo 8 and Apollo 11, where the former was an orbital mission and the latter a lunar landing.

The main economic benefits of deep space exploration would be experienced by enterprises pioneering the research that can eventually take humanity from the information age into the space age. Other potential benefits include the creation of new fields of employment, creating business opportunities for venture capitalists, investors, scientists and other professionals (Berry, 2010). Specific for this scenario would be advances in life support system technologies, propulsion techniques and robotic teleoperation. As we were unable to find a plausible cost estimate for a mission of this type, we can estimate that the cost would be much higher than a purely robotic mission. Yet, having no need for crew landing and ascent equipment, the total mass budget for Scenario 2 is most probably smaller than a mission featuring humans on the surface of Mars. Consequently, the cost is lower than in Scenarios 3 and 4.

5.1.5 Scenario 3 - Human Short-Stay on Mars

Outline

The proposed aim of the short-stay mission scenario is to collect 60kg of Mars samples from the Jezero Crater and return them to Earth. The total mission time is 661 days, of which forty days will be allocated for Mars surface activities. Two out of a total of four crew members will land on the surface of Mars and collect both surface and subsurface samples using rovers and other robotic equipment. At the end of mission, an ascent stage will launch from the surface of Mars to a transit habitat in Mars orbit which will then return to Earth. This scenario has been largely based on the Mars Design Reference Architecture 5.0 (Drake et al., 2010).

Scenario Description

On Mars, the Jezero Crater (18.2°N-77.6°E) situated in the region of Nili Fossae, has a very high potential for the scientific community, because it can answer many questions posed in the MEPAG 2010 report (MEPAG, 2010) concerning life on Mars and the geological history of this region. This site covers the majority of the geological periods on Mars (Noachian, Hesperian and Amazonian), and, as it is situated near the ISIDIS basin floor, it provides the opportunity to investigate the existence of water and whether this basin was ever hospitable to life.

To carry out this short-duration mission, a heavy launch vehicle, such as the Ares V class rocket, will be used to lift the payload into LEO and send it to Mars one year ahead of the crew. The four crew members will be launched in an Orion class capsule using Ares-1 class launchers. The launch time for the cargo will be December 2028, according to the minimum energy launching window. The Mars Transit Vehicle (MTV) and the crew capsule will be launched separately and assembled in LEO. One year after the payload has been sent on its way to Mars, MTV will follow. After entering Mars orbit, the Mars transit habitat will stay in orbit hosting two crew members, whereas the other two astronauts will land on Mars together with a lander/ascent stage which will serve as a backup surface habitat. This minimum energy approach is similar to Apollo missions (Drake et al., 2010).

The astronauts will use a pressurized rover similar to NASA's Surface Exploration Vehicle (NASA ESMD, 2008) as a main habitat and transportation vehicle, allowing for expeditions of approximately two weeks without the need to resupply. The use of exoskeleton suits (Kwa et al., 2009) can mitigate the impact of physiological issues such as muscle and bone loss on the astronauts EVA performance. During 40 days the two crew members could accomplish about 28 EVAs and collect an important variety of samples. The concepts of Mars transit habitat, Mars Lander and Mars surface habitat were derived from the Human Exploration of Mars Design Reference Architecture 5.0 (Drake et al., 2010).

To be able to study the subsurface composition of the Martian soil the crew members will use a drilling system. The Mars Astrobiology Research and Technology Experiment (MARTE) drill system, for instance, can drill to a depth of 8.3m and retrieve samples with a diameter of 27mm. (Winterholler et al., 2005). Due to the limited time frame, no deep drilling will be possible. The samples will be stored in the crew ascent vehicle, and transported back to Earth together with the crew. The arrival at Earth is planned for December 2031. After the return to Earth orbit, only the crew capsule will re-enter and land on Earth; the remaining spacecraft parts will be discarded.

Once the mission is under way, the public reaction will most likely be positive as the scenario features the first human touching ground on another planet. Due to the overall duration of the mission, the interest from the public concerning the mission will not decrease. Attention to the mission would be given during the development, flight, landing and return phases of the mission. As such, the political benefits in terms of national prestige for the contributing countries is likely to be high as it will remind people of Apollo 11 successes. Furthermore, the international cooperation between the different participating countries would be strengthened by the success of this mission.

The cost of landing a human on the surface of Mars is extremely high, thus the financial

collaboration of multiple countries will be necessary. However, the return on investment for such a mission is high, largely due to the resulting spin-off technologies and advancements in life sciences and propulsion technology.

5.1.6 Scenario 4 - Human Long-Stay on Mars

Outline

The long-duration scenario is a mission based on low energy transfers to and from Mars. For this mission, five crew members will spend 18 months on Mars and 6 months in transit to and from Mars, for a total mission duration of 30 months. The mission is scheduled to take place between 2030 and 2035 (Drake et al., 2010).

Scenario Description

The scenario is based on the NASA Design Reference Mission 5.0 (Drake et al., 2010). Since the stated mission objective is to provide a sample return, the human presence and the long-stay scenario offers the possibility of choosing the best quality of samples to bring back. The samples will include atmospheric samples, rocks, soil and ice. The samples will be analyzed on Earth or on-site to determine constituents or detect traces of radio-isotopes. During a long-stay human mission, the crew would be able to explore further away from their base to carry out much of the research, thus avoiding forward contamination of samples. Thus, robotic equipment capabilities will help to perform more in-depth exploration. Exploratory vehicles will allow humans to cover large areas and drilling equipment will be capable to reach samples in depths of 100m to 1000m below the surface. Due to continuous human presence throughout the sample selection process, we can limit the sample quantity to 100kg of high quality and highly diverse material. The choice of site is one of the key parameters. The Fifth MSL Landing Site Workshop (NASA, 2011) has identified 4 different landing sites on the Martian surface, with latitudes ranging from 26°S to 24°N. In particular, the Holden crater area (26°S-325°E) has been considered the most interesting for sample return mission, because it provides the opportunity to apply a geomorphic systems approach to evaluating and preserving evidence for a sustained, habitable environment (Grant and Golombek, 2011).

The mission requires complex and advanced technologies, which, based on current estimates, will be available in the next 20 years. The split type mission implies the payload is launched, deployed and tested before crew launch. The mission also foresees a high mobility requirement that can be achieved using two small pressurized rovers, one robotic rover, one unpressurized rover and a teleoperated hopper. These systems must have a high level of reliability and ease of maintenance by direct human intervention. Multiple surface operations will be possible with the wide range of robotic capabilities. The first one foresees the use of the robot to survey slopes, rock properties, and environment conditions as reconnaissance support to access difficult or dangerous sites. Cooperative work between human and robot counterparts will help to overcome the limited agility imposed by cumbersome spacesuits.

The mission concept is based on the ability to use heavy-lift launch vehicles and transfer vehicles with nuclear thermal rocket propulsion. These are the main technological challenges to be overcome. In this scenario, *in-situ* resource utilization (ISRU) can help to reduce the total mission mass (Rapp et al., 2005). The purpose of ISRU is to harness and use space resources to create products and services which enable and significantly reduce the mass, cost, and risk of near-term and long-term space exploration (Sanders et al., 2005).

The long-stay scenario requires advancements in countermeasures to mitigate the effects of reduced gravity and radiation on the human body during the transit, in orbit and on the surface. This area is considered one of the greater challenges of a long-duration mission such as this. Regarding the political and societal aspects, the mission requires a very high level of international cooperation and political awareness largely because of the costs and the technological advancements needed. However, the potential prestige and impact on society for such a scenario would likely be greater than any of the other scenarios proposed.

The research and development of necessary technologies up to the mission's launch will require

substantial and long-term investments. The last raw estimate of potential cost foresees a total of around USD 500 billion, or perhaps more, to put humans on Mars and return them safely to the Earth (Taylor, 2010). The financial impact on the nations involved will be very strong but the benefits will be also great in terms of national technological advancement prior to the mission, national prestige during the mission and spin-off technologies after the mission. The spin-off potential is probably greater than for the short-duration mission due to the necessity to develop ISRU capabilities.

5.2 Model Application - Scoring

Evaluating the relative performance of the four scenarios with regard to the attributes defined in Chapter 4 is referred to as scoring. Thereby, following the model development framework, the value of 10 is assigned to the scenario performing best with respect to a certain attribute, while the value 1 is given to the scenario performing worst. Values in between are mapped relative to the extreme scenarios. The results of the scoring process are shown in Table 5-1. The scores are explained in further detail.

Table 5-1: The CHARM model scoring matrix used in the current scenario analysis

Current Scenario Analysis Scoring Matrix						
Categories	Attribute	Total weight	Scenario 1	Scenario 2	Scenario 3	Scenario 4
Science & Life Science	Scientific relevance	7.2 %	1	10	5	8
	Quality of Data	4.3 %	1	4	8	10
	Quantity of Data	2.9 %	1	2	7	10
	Human performance	4.9 %	10	5	1	3
	Long term Consequences of Space Flight	4.9 %	10	3	2	1
	Planetary Protection	1.0 %	10	8	3	1
Technical	Maintainability	3.3 %	1	3	8	10
	Reliability	6.6 %	1	5	8	10
	Level of autonomy	5.5 %	1	7	9	10
	Technology readiness level	6.6 %	10	5	2	1
Economic	Mission cost	19.2 %	10	5	2	1
	Return on investment	2.4 %	1	4	9	10
	Risk of cost overruns	2.4 %	10	5	2	1
Social & Political	Public awareness	7.6 %	1	7	9	10
	Long term political will	21.3 %	5	7	10	1

Scoring of Science and Life Science Attributes

1) Scientific Relevance

In our model, the score (ranked from 1 to 10) for scientific relevance is chosen with respect to the scenario's capability to gather samples from widely different Martian sites. Scenario 1 scored 1, because the planned rover range of 2.5km in the iMARS mission concept (Beatty et al., 2008) is the lowest compared to all other scenarios. Therefore, the scenario's capability to collect samples from different, scientifically valuable areas is very restricted. In comparison, the maximum score of 10 is granted to Scenario 2, since so-called 'hoppers' could be used and controlled from orbit. Preliminary design analysis show possible ranges between 10-15km for a hopper (Yu et al., 2010), but these could be extended considerably using compressed Martian atmosphere (Williams et al., 2011). By landing two hoppers on different Martian sites, the mission would be able to recover samples from a wide area around the initial landing site, including descents into deep valleys. Scenario 3 scored 5 as the range of a manned mission using pressurized rovers would be approximately 50km taking two weeks of travel time into account (Drake et al., 2010). In Scenario 4, the possibility to resupply expeditions boosts the score to 8 as the sample collection range may exceed 100km (Drake et al., 2010). The drawback of this scenario is that exploration is still confined to a radial pattern centered at the landing site.

2) Quality of Data

Even using robotic probes on Mars, the decisions on which samples to collect will be taken by humans in the control center. Therefore the amount of time available to choose the sample as well as additional *in-situ* data on the sample are the decisive factors for this attribute. The scoring is performed by comparing the available time for decision-making relative to the overall mission time, including e.g. Mars-Earth signal delay.

3) Quantity of Data

Scores for the quantity of Martian samples returned to Earth have been calculated assuming the following amounts of sample material being returned to Earth:

Scenario 1: 500g (Beaty et al., 2008)

Scenario 2: 2 x 500g as there are two ground vehicles (hoppers)

Scenario 3: 60kg, the median amount of lunar material collected during Apollo missions

Scenario 4: 100kg

The amounts of sample material have been mapped to a scale ranging from one to ten, directly proportional with the amount of samples to be collected.

4) Human performance

This attribute relates to the health effects of space travel and particularly on the likely impact on crew performance. Scenario 1 rates highest since the robots are operated from Earth and therefore no astronauts are involved in the mission. Some of the most serious impacts of adaptations to long-duration spaceflight such as bone loss, cardiovascular deconditioning and muscle mass loss (Clement, 2005) are only felt on return to an environment with increased gravity. The seriousness of these effects will depend on the time available for (re)adaptation and the availability of appropriate medical care. Assuming no artificial gravity in place, Scenario 2 scores highly because adaptation only occurs once the crew returns to Earth, where appropriate medical care and support is available. This situation is largely within our present experience of long-duration spaceflight on Mir and the International Space Station. On the other hand, Scenarios 3 and 4 score poorly because the crew will land on Mars and experience partial gravity in a potentially very debilitated state where no external assistance is available. We consider the impact to be less severe in Scenario 4 because the crew will have a longer amount of time to adapt to the Martian gravity.

5) Long-term consequences of spaceflight

Once again, Scenario 1 has the highest score as no humans are exposed to the risks of spaceflight. For the other scenarios, mission duration is considered to be the most important factor and therefore the long-term mission (Scenario 4) has the lowest score. Scenarios 2 and 3 have similar durations, however the long-term consequences of Scenario 3 are considered to be more severe due to the stresses imposed by a short-duration surface stay where the crew will move quickly from microgravity to Mars gravity and back to microgravity with little time for adaptation.

6) Planetary protection

Planetary protection involves the protection against forward contamination of Mars by biological material from Earth (NASA, 2010c) and back contamination of Earth by biological material from Mars. Precautions to avoid back-contamination are expected to be similar for all of the scenarios. Prevention of forward contamination requires sterilization of any equipment that will be in direct contact with the surface of Mars or any samples gathered (NASA, 2010b). It is believed that this is intrinsically harder to do for a manned mission since the crew is effectively a source of biological contamination. Therefore, Scenario 1 has the highest score for this attribute. This is followed by Scenario 2, because contact with the surface is restricted to robots, but samples returned to the spacecraft, if not properly isolated, could come into contact with the human crew. Scenario 4 has a lower score than Scenario 3 because the larger the surface element of the mission, the more difficult it will be to maintain the required degree of

sterilization.

Scoring of Technical Attributes

1) Maintainability

The maintainability attribute is mainly driven by the setup's ability to function without external intervention in terms of resupplying resources or repairing and modifying the equipment during the mission. All missions are assumed to be planned including sufficient resources. Therefore, the evaluation criterion is focused on the possibility to repair and modify equipment during the mission. Scenario 2 scored a value of 3 because astronauts would be able to perform maintenance on the orbiting ship, whereas in Scenario 1, no *in-situ* repairs can be performed. If the feasibility of mission extensions were to be measured with this attribute, a reevaluation of the scoring would be required, as the human missions would need proportionally more additional provisions compared to a single rover, which is basically able to work on solar power alone.

2) Reliability

The reliability aspect evaluates the capability of the mission scenario to achieve given objectives. The complexity of operations and equipment involved in human missions could be more prone to component failures. Human ingenuity and resourcefulness can prove to be vital when unforeseen events change on-site situations. Examples range from cleaning solar panels covered by Martian sand to unlocking rover wheels that are stuck in Martian soil. Such events pose severe problems in purely robotic missions (NASA JPL, 2011c). Consequently Scenario 1 scored poorly, whereas *in-situ* human presence is favored. The difference in scoring Scenario 3 and Scenario 4 arises from the fact, that it can take some time to elaborate possible contingencies to unforeseen mishaps, e.g., the relative impact of a manned rover being stuck for three days on the mission objectives, is dependent on the overall mission duration.

3) Level of Autonomy

The scoring for this attribute focuses on the scenario's ability to allow for on-site surface activity, e.g., sample selection and recovery without the involvement of off-site control-stations. The rover in Scenario 1 would have autonomous obstacle avoidance, but as far as sample selection is concerned, it is entirely dependent on instructions from Earth. In contrast, Scenario 4 will allow human experts to be on-site most of the time, permitting largely independent sample gathering operations. In Scenario 2, experts are close (on orbit) and can select samples in real time, but the robots would still need to be teleoperated reducing the degree of *in-situ* autonomy. Scenario 3 shares most of the benefits of Scenario 4, but the time constraints may not allow humans to be present on-site for all sample selection events.

4) Technology Readiness Level

The scoring for the technology readiness levels of the proposed scenarios were developed using results from the literature review such as Drake et al. (2009) and Beaty et al. (2008) including the current state of life support systems necessary for the different scenarios involving manned missions to Mars.

Scoring of Economic Attributes

1) End-to-End Mission Cost

The most significant cost driver is the involvement of humans, since safe return strategies for astronauts have to be implemented. A robotic Mars Sample Return mission has been estimated to cost between USD 3 and 8 billion (Beaty et al., 2008), whereas a manned surface mission has been estimated to cost in the region of USD 500 billion (Taylor, 2010). Among the manned missions, Scenario 2 is expected to have the lowest overall cost since it is not necessary to develop landers, ascent vehicles and surface infrastructure suitable for a human presence on the surface. Out of Scenarios 3 and 4, it is expected that Scenario 4 will be the most expensive due to the longer duration and larger crew.

2) Return on Investment

It is assumed that the return on investment is largely driven by the amount of new technology that needs to be developed. This increases with the technical scope of the mission. Since Scenario 1 can be considered a progression from past robotic missions, it has the lowest score. Scenarios 3 and 4 require the largest amount of new technology. Scenario 4 scores the highest because the long-duration implies more complex surface infrastructure, particularly with regard to life support.

3) Risk of Cost Overruns

As noted in Chapter 4.3.4, in the absence of a detailed mission-analysis a correlation between this attribute and the technology readiness level is introduced. For this reason the scores assigned for this attribute are the same as those for the technology readiness level attribute.

Scoring of Public Awareness Attribute

Purely robotic missions are currently operating on the surface of Mars, therefore the impact on public awareness of sending another robotic probe to Mars is assumed to be small when comparing Scenario 1 to the other scenarios since they all involve the novelty of human presence in the Martian vicinity. Scenario 4 scores highest, due to the longer mission duration and the consequent, longer media exposure. The high cost probably also fosters public involvement.

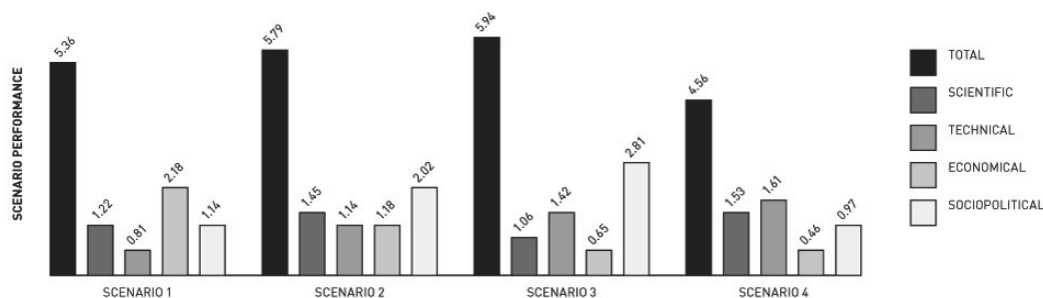
Scoring of Long-Term Political Will Attribute

This attribute is arguably the most influential and it has the highest associated weight. Despite the fact that, at least in the USA, there is no clear trend in public opinion on whether to send astronauts to Mars (CBS News, 2009), (Rasmussen Reports, 2009), a large amount of national prestige and visibility can be gained from such a venture. For the scoring, two main points were considered. First, heeding the example of Apollo 11, the political support would be largest for Scenario 3, a so-called boots-on-Mars approach. In contrast, a long-term commitment of supporting people on Mars, having even greater financial implications, might not be considered as politically enticing and therefore Scenario 4 scores lowest. The ongoing approval of funding for purely robotic missions is reflected in a score of 5 for Scenario 1. The amount of political support for Scenario 2 was estimated by comparing the public impact of the actual landing on Moon to the first lunar orbit of Apollo 8.

5.3 Model Results

Using the scoring and total weightings for each of the attributes, the Scenario Performance of each of the scenario was determined and is shown graphically in Figure 5-1.

Figure 5-1: Scenario Performance scoring including the social and political aspects

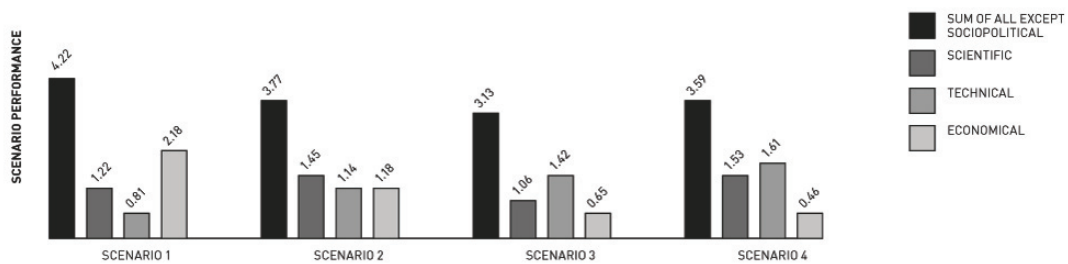


Based on the evaluation of all the attributes, the best scenario incorporating human and robotic cooperation for a Mars sample return is a short-stay mission, see Figure 5-1. A detailed analysis of human-robot interactions of this scenario can be found in the Appendix. To focus on the key impacts of the selected scenario, it has been divided into three main aspects: Scientific and

Technical, Public and Political, and Financial Impact.

The largest driving factors leading towards the selection of the short stay on Mars are the social and political attributes. A mission that puts a human on the surface of Mars would undoubtedly provoke a much more positive societal support than any other mission. Compared to the long-stay variant, political support is far more likely for a short-duration mission, as no vast financial long-term commitment to Mars is required. Interestingly enough, the short-stay human mission to Mars scenario ranks poorly in all the other categories with the exception of social and political categories. This is better illustrated in Figure 5-2 which shows how the scenarios compare if the Sociopolitical category was to be omitted.

Figure 5-2: Scenario Performance excluding the social and political attributes



As it can be seen, when the social and political attributes are excluded, the scenario featuring a short-stay of humans on Mars ranks the poorest among all the examined scenarios. Furthermore, it also shows that Scenario 1, the all robotic mission scenario, ranks the highest. This is largely due to lower cost and high technology readiness level. In addition, the differences in scientific merit from the four scenarios are relatively small. Hence, the choice of mission, in the case where the social and political category is neglected, would be primarily governed by economics. This result appears reasonable, because it shows the fully robotic scenario as being preferred if no strong political drivers are involved - a precise reflection of the current space exploration climate.

5.4 Conclusion

In this chapter, four competing mission scenarios have been generated and used as inputs to the CHARM model defined in the previous chapter. They include Scenario 1 - a fully robotic mission; Scenario 2 - a Mars orbital outpost mission with human crew in orbit and controlling rovers on the ground; Scenario 3 - a short-stay human mission on the surface of Mars and Scenario 4 - a long-stay human mission on surface of Mars. These aim to serve the same mission objective - to collect and return samples from Mars – while featuring different degrees and forms of human-robot cooperation. The scenarios have been evaluated by applying the CHARM model. As a result, the scenario ranking highest, and thus recommended by the CHARM team for a Mars sample return, is Scenario 3, a so-called “boots-on-Mars” approach. The performance of this scenario is mainly driven by the sociopolitical impact of a human presence on the surface of Mars, especially so for a short duration mission involving no political long-term commitment. Eliminating societal and political influences as the main drivers for scenario selection, the model reflects the current Mars exploration trend of sending robotic probes as the preferred method. Areas affected as a result of the selected mission scenario are addressed. Scientific and technical, public and political, and financial impacts are further investigated in the Appendix B. In the next chapter, we will conduct a sensitivity analysis investigating the dependency of the chosen scenario on various changes in attribute weightings and scorings, as a check on the robustness of the CHARM model results.

6 VALIDATION OF THE MODEL

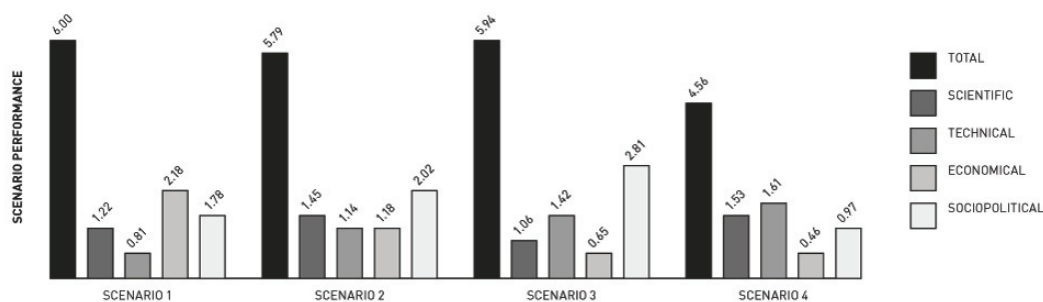
The CHARM team has developed and applied a model that determines the dominant mission scenario based on attributes related to human-robot cooperation and relative scores between scenarios. In this chapter, the stability and validity of the model is discussed. First, a sensitivity analysis investigates the dependency of the scenario selection process on variations in attribute weighting and scoring. Then, two different approaches to validating the model are discussed. Such studies are essential when selecting a scenario in practice, because they enable mission designers to have a critical view and reflect on the relevance and correctness of choices that were made.

6.1 Sensitivity Analysis

This study shows the stability of the results with variations in both the scoring and the total weighting of the attributes and considers score variations associated with future advances in technology. Of the four categories, the Social and Political category has the highest weight at 29%. Of the attributes, two significantly stand out; the Long-Term Political will with a total weighting of 21.3% and the Mission Cost at 19.2%. The third highest scored attribute is Public Awareness with a total weighting of 7.6%. Particular focus will be on these as they are most influential. The two three situations considered variations on the scoring; the last one is a study on category weighting.

As described in Chapter 5, the major contributing attribute to the scenario selection is the Long-Term Political Will. By varying the scoring of this attribute for each scenario it can be determined how dependent the preferred scenario is on the level of political support for the mission. For instance, if the level of political support for the robotic scenario was raised from 5 to 8, leaving all other attributes the same, it would result in the preferred mission being the robotic scenario, as shown in Figure 6-1.

Figure 6-1: Effect of Long-Term Political Will on Scenario 1 performance

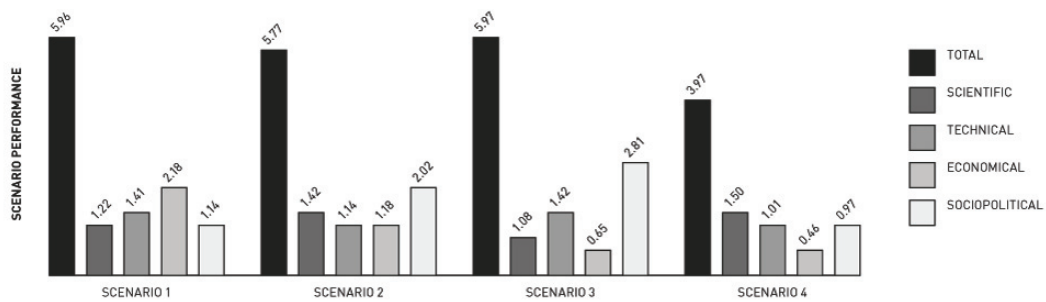


Since the scores are relative to the scenarios that are considered, it is difficult to establish what a “Long-Term Political Will” score of 8 specifically refers to. However, it helps illustrate the importance of governmental support and the impact it can have on a space project. It also illustrates how dependent the CHARM model is on certain scoring values such as Political Will. Hence, a means of accurately quantifying the attributes is critical in determining the best degree of human and robotic cooperation. For example, political will could be better quantified by determining the percentage of the public support of one scenario over another. However, the means to do this is ultimately up to the decision maker.

Keeping all other attributes the same, the sensitivity analysis can also be used to determine how dependent the CHARM model is on accurate knowledge of current and future technological capability. In the CHARM project, the major technical driving factor is the level of Reliability,

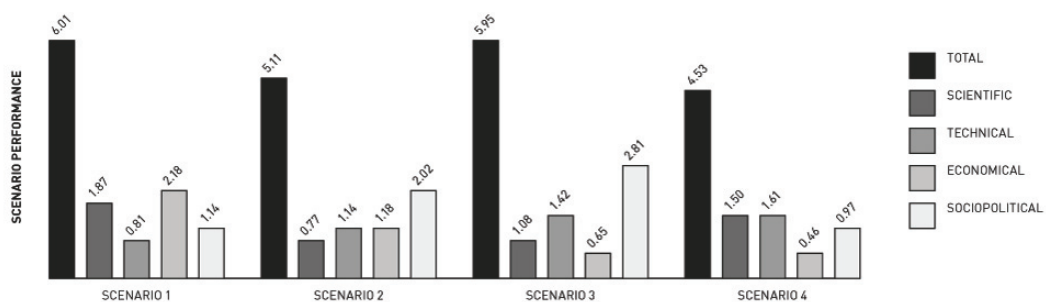
which is dependent on the technological expectations of the present and future. This refers to the ability of the technology to perform the necessary functions established for the mission in a hostile environment and is part of the technical attributes used in the CHARM model. In the CHARM study, it was assumed that the level of reliability will be lowest for an all-robotic mission and highest for a long-duration human mission. If this case is reversed and robotic technologies advance such that robotics become extremely reliable and life-support technologies for humans do not advance in the same manner, the scoring trend would be as shown in Figure 6-2. The preferable scenario effectively becomes a tie between the robotic and the human short stay on Mars scenarios. If this is the case, a more detailed analysis is necessary to choose between these scenarios.

Figure 6-2: Effect of Reliability on scenario performance



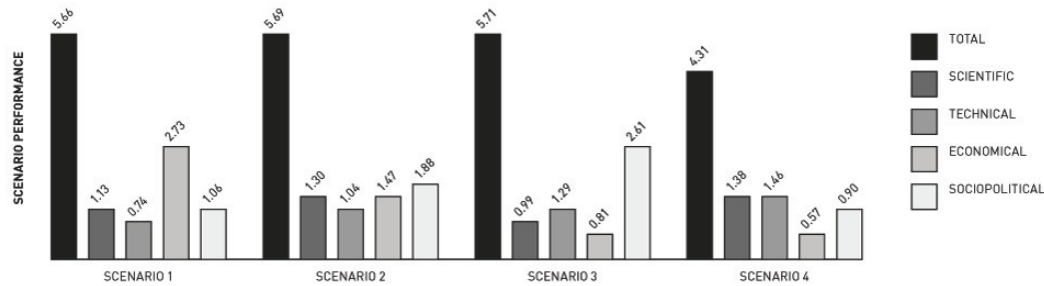
In the Scientific & Life Sciences category, the heaviest weighting is on the Scientific Relevance attribute. If hopper robots or several robots traveling to various locations were used, a very large surface area could be explored rapidly. This would significantly increase the diversity of the samples collected, which would increase the rating of the Scientific Relevance attribute. If this were the case, the scoring would be reversed such that the robotic scenario would score the highest and the short-stay scenario would score lowest, as is presented in Figure 6-3.

Figure 6-3: Effect of Scientific Relevance on scenario performance



The case studied in Figure 6-3 shows that with advances in the range and speed of robots, the preferable scenario is the robotic mission, despite its lower scoring in the social and political categories when compared to the short-stay mission. Since the scoring of both robotic and human short stay missions are close, the decision maker(s) using the CHARM model must predict to the best of their ability how future technology will affect the scoring of the attributes.

The sensitivity of the CHARM model to changes in economics can be shown by varying the economic category weighting instead of varying the individual attribute weights. This is because it is unlikely that a significant change in technology would cause a large reduction in the cost of human missions relative to purely robotic missions. The economics category weighting could vary according to changes in federal budgets allocated to space agencies. If the category weighting of economics increases from 24% to 30%, the results will differ, as shown in Figure 6-4.

Figure 6-4: Effect of Economics category weighting on scenario performance

The case studied in Figure 6-3 shows that with advances in the range and speed of robots, the preferable scenario is the robotic mission, despite its lower scoring in the social and political categories when compared to the short-stay mission. Since the scoring of both robotic and human short stay missions are close, the decision maker(s) using the CHARM model must predict to the best of their ability how future technology will affect the scoring of the attributes.

The sensitivity of the CHARM model to changes in economics can be shown by varying the economic category weighting instead of varying the individual attribute weights. This is because it is unlikely that a significant change in technology would cause a large reduction in the cost of human missions relative to purely robotic missions. The economics category weighting could vary according to changes in federal budgets allocated to space agencies. If the category weighting of economics increases from 24% to 30%, the results will differ, as shown in Figure 6-4.

Figure 6-4 shows that with a small increase in the weighting of the economic category, the first three scenarios rank very closely, with a slight preference in the short human stay scenario. It is thus crucial to understand the global space economy and try to predict future trends as accurately as possible.

All of the above analyses show that although the CHARM model can be a valuable tool for assisting in determining an optimal mix of human and robotics among a set of scenarios, mission designers should not use it blindly. Rather, they must keep in mind that scoring uncertainties can affect the outcome. These arise from lack of detailed mission scenario knowledge. The relevance of performing a sensitivity analysis is to understand how the output varies according to changes in the scoring of the most heavily weighted categories as well as the weighting of the attributes themselves.

As illustrated in the CHARM model, the two most influential attributes are the Long-Term Political Will and the Mission Cost. This is similar to the driving factors that govern past and present space exploration missions. When using the CHARM model, a mission designer must be able to justify the weighting and the scoring of all of the attributes. The mission designer must also keep in mind that a modification in the weighting or the scoring of the most influential attributes can affect the outcome of the preferred scenario.

6.2 Validation Considerations

The CHARM model is a rational approach that evaluates alternate scenarios with respect to attributes, and scores their performance relative to one another. The attributes are given weights to reflect their importance and the highest scoring scenario is the preferred one. The model was developed by a multidisciplinary team of 2011 ISU SSP students. The scenarios were developed through researching important exploration objectives to Mars. From the research phase of this study, the attributes were selected according to essential aspects of mission scenario design, and weighted according to their importance. Chapter 4 contains a detailed discussion of this process. The CHARM model is therefore unique and represents the team's approach to scenario selection. Scenario selection is a complex process and validating the results is not

straightforward. Two approaches can be taken to strengthen the choice of preferred scenario: validation of the sub-sections within the model, and validation of the model with another model. These are discussed in the section below.

The first approach is to obtain external expert opinions on the choice of attributes, the weightings and the scorings. The attributes could be reviewed by mission design experts to ensure that they cover the essentials of scenario selection without being redundant. The attribute weightings reflect the interest of the people using the model, and therefore one would expect them to be different for different space agencies and thus not directly comparable to those presented here. However, the use of a rational weighting selection method such as the AHP gives credibility to the weightings selected in the CHARM model. The scoring of the scenarios with respect to attributes is the last element within the model that can be validated. The higher the level of detail a scenario contains, the easier it will be to score objectively. When scoring future technologies, there is an inherent uncertainty in the scores. The scoring in the CHARM model was based on available information and is justified in Chapter 5. After having studied each component of the CHARM model, to validate the outcome of the model, a different decision-making method could be used to evaluate the same scenarios. Alternate decision-making methods have been reviewed in Chapter 4.

6.3 Attribute Extremes Analysis

The model can be further analyzed to determine the robustness of the scenario selections. Using the attribute categories to imagine “extreme” futures focused around each of them, the resulting preferred scenario should, in theory, reflect the potential state of global affairs. To test this theory, the attribute weights were artificially adjusted to strongly favor each category respectively. An identical scoring scheme resulted in the following preferred scenarios in each case:

- Economic: Scenario 1
- Sociopolitical: Scenario 3
- Science and Life Science: Scenario 4
- Technology: Scenario 4

In a future where global events are focused primarily on economic factors, the CHARM model selects a preferred scenario favoring robotic explorers alone. Many events may lead to such an outcome, such as geopolitical shifts, an energy crisis, or another global banking crisis. The argument for a comparatively cheap mission is clear, human exploration of space is extremely expensive. Today’s robotic missions to Mars are based on international collaboration, a fact that has put the continuation of the ESA ExoMars rover project in jeopardy. The large scale economies associated with space exploration in addition to the typically slow responses in the industry to new technologies will produce a compounded effect on the development of new exploration methods. As such, space exploration will most likely remain “business as usual” for the near and mid-term future.

Turning the focus to a future directed by social and political drivers, the preferred mission in this case would likely include a short term, manned mission to the Martian surface. Although this mission would still require significant international collaboration, the primary drivers will likely relate to matters of national prestige. It also represents the “easier” option in the “boots on Mars” case. Unlike a long-duration alternative, this scenario would be born from the lack of competition to drive innovative solutions at an accelerated pace. As a result, like the Apollo missions, the trip to Mars would be a discrete event, with no thought for future infrastructure. Equipment flown would be abandoned upon completion of the mission and, as in the 20th century, it is unlikely to lead to a future of sustainable space exploration programs.

It is unsurprising that in both the scientific and technology focused futures, both drive the model to indicate a long-term, manned surface mission to Mars as the preferred option. A future producing a global society so strongly focused on scientific objectives would need to be driven by a strong influence, for example, the confirmation of past or present life on Mars. The

science will drive the technology advances necessary to provide the infrastructure for a Mars mission lasting two or three years (or more). The ultimate outcome could manifest itself in one of several ways. For example, current international cooperative agreements would likely be reinforced as existing agencies strive to achieve the objectives on the path to a manned exploration of Mars. Additionally, states currently operating independently and uninterested in cooperative efforts (or manned spaceflight) would still provide the competitive basis to drive the acceleration in technology development.

The CHARM model in each of the attribute categories above suggests viable future scenarios in all four cases. This is the result that would be expected based on past and current sociopolitical, economic, technological and scientific events in the space sector. The result is, the model appears robust in the attributes which drive it and presents a strong basis for use in future mission design tasks.

6.4 Conclusion

As seen in this chapter, variations in weighting and scoring can have a significant influence on the outcome of the model, especially with the most heavily weighted attributes, which are Long-Term Political Will and Mission Cost. Although the attributes were chosen and weighted using rational approaches, they were applied to scenarios to be executed in the near future, and therefore there is an associated amount of uncertainty involved. The outcome of the model should not be used blindly. Rather, it is intended to be seen as a learning process for better understanding all of the individual decisions to be made when selecting a scenario.

Furthermore, two approaches were presented which could be used to confirm the specific scenario selected by applying the CHARM model. These include revising the attributes, weightings and scorings of the model with other mission designers, and following an alternative decision-making process for validation. Although interesting, these methods were not explored further because they exceed the scope of the CHARM project.

When using a trade-off method, it is advisable to analyze the scoring and generate a new scenario from the attributes that scored best. Variations on this new scenario can incorporate new ideas that originated through the first iteration. The best scenario from the first iteration can be used as a baseline and a second iteration can compare the performance of the newly generated scenario and the new ideas. Using this convergence-divergence method, a very efficient scenario can be reached within several iterations. This next step in mission design would be more relevant for complex scenarios than for those considered by the CHARM model.

7 CONCLUSIONS

CHARM's primary objective was to propose a model for effective human-robot cooperation and apply it to Mars exploration scenarios for the time-frame between 2015 and 2035. To do so, the team studied past, present, and future Mars exploration missions, extracted the objectives, and built a database of mission information. From this, an objective was chosen for further investigation in this study. Human-robot cooperation was investigated to determine different ways one would go about accomplishing the objective. Four scenarios were developed, each containing different levels of human-robot interaction. A variety of mission development and mission ranking and selection models were reviewed in order to propose the CHARM model. Attributes pertaining to the development of this model were analyzed. These were then grouped into categories and weighted according to their importance. The scenarios were scored and a proposed scenario was presented. Using the model, an analysis of extreme futures was performed. A sensitivity analysis was conducted on the results and the validity of the model was discussed. The selected scenario was then analyzed in detail according to the following: technical, societal, political, financial, mission risk and futures studies.

To date, Mars exploration has focused on understanding the basic physical properties of the planet, investigating the possibility of past or present life and the preliminary steps required for future human exploration. Landers, rovers and orbiters have mapped, explored, and examined the Martian system. More importantly, they have paved the way for future human missions by conveying important information and insight into the technical infrastructure necessary to achieve this. Through the planning of hypothetical missions of human exploration of Mars, it has become clear that the costs, dangers, and challenges may be too great for any one nation to undertake alone. The migration towards a global space framework is the key to achieving successful human exploration of Mars. The need for international, intercultural, and interdisciplinary approaches to space exploration is of importance. Based on the sociopolitical, governmental, and financial considerations, the CHARM team believes that a human mission to Mars is achievable.

Challenges involved with long-duration space missions to Mars invoke the need to develop sophisticated robotic systems to reduce the risk to human life and commonalities in these systems to reduce development costs. The hazards to humans on a mission are extensive and often difficult to overcome. However, current robotic technologies do not allow for the same range of creative tasks that a human can perform. Simple cognitive tasks involving critical thinking such as selecting an optimum sample to collect, or reacting in an unplanned situation is not yet practical by robotic means. There are certain tasks that are particularly dangerous or repetitive that may be better performed by an autonomous or remotely controlled robot. Therefore, the optimal mix of human and robotic cooperation for a manned Mars mission is found in the complimentary tasks robots are capable of performing to aid human coworkers.

The key output of this project is the CHARM model for human-robot cooperation. This model combines a number of established methods for rational decision-making to aid mission designers in making objective comparisons between scenarios with differing degrees of human-robot cooperation. Fundamental to the effectiveness of the model is the identification of an appropriate set of attributes by which each scenario may be evaluated. The CHARM team proposes a set of 15 such attributes which were developed following a thorough interdisciplinary literature review and which draw on the varied experiences and expertise of team members. By following a formal and objective Analytical Hierarchy Process to set the weightings assigned to each attribute, a client organization is able to customize the model to reflect the priorities and realities it faces. An important strength of the model is its broad scope which captures the scientific, technical, economic and sociopolitical influences on the decision-making process.

The CHARM model covers a broad scope of attributes as previously mentioned. Four

competing mission scenarios have been developed for the time frame between 2015 and 2035 and serve as input for the CHARM model. These are (1) a fully robotic mission; (2) a Mars orbital outpost mission with the human crew staying in orbit and controlling rovers on the ground; (3) a short-stay manned mission on the surface of Mars; and (4) a long-stay manned mission on surface of Mars. All these scenarios aim at collecting and returning soil samples from Mars. Many aspects of a long-duration human Mars mission are still unknown. There are still milestones in technology that need to be reached to complete a successful human mission to Mars. Some very important topics that need to be addressed when considering human spaceflight are the physiological and psychological effects from long-duration flight, the development of life support systems, and effective countermeasures. Each scenario is scored relative to the others. A justification of the scoring is a rational approach to the application of the model.

The scenario ranking highest, and thus recommended by the CHARM team, is the so-called “boots-on-Mars” approach. Its performance is mainly driven by the sociopolitical impact of a human presence on the surface of Mars, especially so for a short duration mission, that does not involve long-term political commitment. Eliminating the influence of societal and political influences as the main driver for scenario selection, the model reproduces current Mars exploration policy via robotic probes as the preferred method. The results of the model were analyzed considering economically, sociopolitically, scientifically, and technically driven extreme futures. This analysis highlighted different scenarios as being preferable depending on the future considered: an unmanned robotic mission for the economic-centered future, a long-stay scenario for the scientific and technology-centered future, and the short-duration mission considering a highly politically dominated future.

Variations in the weighting and scoring can have a significant influence on the outcome of the model, especially with the most heavily weighted attributes (Long-Term Political Will and Mission Cost). Although the attributes were chosen and weighted using rational approaches, they were applied to scenarios to be executed in the near future, and therefore there is an associated amount of uncertainty involved. The outcome of the model should not be used blindly. Rather, it is intended to be seen as a learning process for better understanding all of the individual decisions to be made when selecting a scenario. Furthermore, two approaches were discussed which could be used to confirm the specific scenario selected by applying the CHARM model. These include revising the attributes, weights, and scoring of the model with other mission designers, as well as following an alternative decision-making process.

Other than the development of the scenario model to establish the optimal level of human-robot cooperation on a Mars mission, the CHARM team also conducted a literature review pertaining to the development of this model. Critical gaps in the research were identified throughout the research process. Suggestions are made by the CHARM team on how to address the gaps in the research and answer the questions that need to be addressed to successfully complete a human mission to Mars with robotic cooperation. It is clear in the context of the research carried out that it is not feasible for a single nation to attempt to carry out a mission to Mars. From a technological and financial perspective it makes more sense for nations to collaborate for a successful mission to Mars. This suggestion has already been made by many research projects before CHARM such as MAP (2010) but it is the purpose of this report to reiterate the importance of international cooperation. The political drive that enabled the Apollo program is non-existent today so cooperation between nations is essential if a Mars mission is to succeed between 2015 and 2035. CHARM proposes that our model incorporates all of the key attributes that will lead to a mission involving an international collaboration of technology and research. This is reflected in the interdisciplinary attributes and the weighting associated to them. It is also important to consider other aspects of research that need to be addressed before a mission can be selected. To successfully complete a human mission to Mars, it is essential that a sustainable life support system be established. This could mean the development of a bio-regenerative life support system. Also required is research into effective countermeasures, which may include the development of more efficient countermeasures.

To conclude, the CHARM team has proposed a feasible model for selecting a successful scenario for space exploration, and applied it to a selected Mars exploration objective. The robustness and reliability of the model has been tested to show that the model performs well under a various range of inputs. The CHARM team is confident that this model could be implemented by mission designers in the scenario selection process to reduce mission risk and costs and to make space exploration more feasible.

REFERENCES

- ALBEE, A. L., ARVIDSON, R. E., PALLUCONI, F. AND THORPE, T. 2001. Overview of the Mars Global Surveyor mission. *Journal of Geophysical Research*, 106(E10), pp.23.
- AMBROSE, R. O. *et al.*, 2000. Robonaut: NASA's space humanoid. *Intelligent Systems and their Applications, IEEE*, 15(4), pp.57–63.
- ASTRONOMYONLINE, 2011. *ALH84001 Microfossil* [online]. astronomyonline.org, Available from: <<http://astronomyonline.org/Astrobiology/Images/ALH84001Microfossil.jpg>> [Accessed 1 September 2011].
- AUGUSTINE, N. R. *et al.* 2009. *Seeking a human spaceflight program worthy of a great nation* [online]. Available from: <http://www.nasa.gov/pdf/396093main_HSF_Cmte_FinalReport.pdf> [Accessed 25 August 2011].
- BAJRACHARYA, M., MAIMONE, M. W. AND HELMICK, D. 2008. Autonomy for Mars Rovers: Past, Present, and Future. *Computer*, 41(12), pp.44–50.
- BAR-COHEN, Y. AND BREAZEAL, C. L. 2003. *Biologically inspired intelligent robots*. Society of Photo Optical.
- BARTNECK, C., SUZUKI, T., KANDA, T. AND NOMURA, T. 2007. The influence of people's culture and prior experiences with Aibo on their attitude towards robots. *AI & Society*, 21(1), pp.217.
- BEATY, D. *et al.* 2008. *Preliminary Planning for an International Mars Sample Return Mission* [online]. Report of the iMARS (International Mars Architecture for the Return of Samples) Working Group, Mars Exploration Program Analysis Group, Available from: <<http://mepag.jpl.nasa.gov>> [Accessed 25 August 2011].
- BEHRENS, C. E. 2009. The International Space Station and the Space Shuttle. *Congressional Research Service*.
- BELL, J. 2007. *Space For Both? - Human Vs. Robotic Space Missions* [online]. Interview - Podcast Scientific American, Available from: <<http://www.scientificamerican.com/podcast/episode.cfm?id=D9A7341D-E7F2-99DF-3D14CB5FAD1A7A66>> [Accessed 25 August 2011].
- BERRY, A. W. 2010. *The benefits of deep space exploration* [online]. helium.com, Available from: <<http://www.helium.com/items/1808090-benefits-of-deep-space-exploration>> [Accessed 26 August 2011].
- BIESIADECKI, J. J., LEGER, P. C. AND MAIMONE, M. W. 2007. Tradeoffs between directed and autonomous driving on the mars exploration rovers. *The International Journal of Robotics Research*, 26(1), pp.91.
- BIESIADECKI, J. J. AND MAIMONE, M. W. *The Mars Exploration Rover surface mobility flight software: Driving ambition*. In: IEEE Aerospace Conference, 2006.
- BONITZ, R. G. *et al.*, 2008. NASA Mars 2007 Phoenix Lander Robotic Arm and Icy Soil Acquisition Device. *J. Geophys. Res.*, 113.
- BORST, C. *et al.*, *Rollin' Justin - Mobile platform with variable base*. In: Robotics and Automation, 2009. ICRA '09. IEEE International Conference on, 2009. pp.1597–1598.
- BRILL, J. AND SCHWER, K. 2011. *Cross-track Infrared Sounder (CrIS)* [online]. Available from: <<http://npp.gsfc.nasa.gov/cris.html>> [Accessed 23 August 2011].
- BRONIATOWSKI, D., FAITH, G. R. AND SABATHIER, V. G. 2006. The Case for Managed International Cooperation in Space Exploration. *Center for Strategic and International Studies*, 18.

- BURRIDGE, R. R. *et al.*, 2003. Experiments with an EVA assistant robot. *7th International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space*.
- Bicentennial Man*, 1999. Movie. DIRECTED BY COLUMBUS, C.
- CABROL, N. A. 2007. *Rovers to Mars?* [online] SETI Institute website, Available from: <<http://seti-inst.edu/csc/projects/rovers-to-mars.php>> [Accessed 2 September 2011].
- CARR, C. E., SCHWARTZ, S. J. AND NEWMAN, D. J. 2001. Preliminary Considerations for Wearable Computing in Support of Astronaut Extravehicular Activity. *Cambridge, Massachusetts Institute of Technology*.
- CBS NEWS, 2009. *THE MOON LANDING: 40 YEARS LATER* [online]. Available from: <http://www.cbsnews.com/htdocs/pdf/poll_moon_072009.pdf?tag=contentMain;contentBody> [Accessed 29 August 2011].
- CHEN, S. H. 1985. Ranking fuzzy numbers with maximizing set and minimizing set. *Fuzzy Sets and Systems*, pp.113–129.
- CLÉMENT, G. 2011. *Life Support Systems During Space Missions*. Core Lecture Presentation at ISU SSP 2011. July 2011.
- CLÉMENT, G. 2003. *Fundamentals of Space Medicine*. Second Edition, El Segundo, California, US: Springer Science.
- CLÉMENT, G. 2005. *Fundamentals of Space Medicine*. First Edition, New York: Springer.
- CNES, 2010. *Cardiolab* [online]. Centre National d'Études Spaciales (CNES) webpage, Available from: <<http://www.cnes.fr/web/CNES-en/5713-cardiolab.php>> [Accessed 23 August 2011].
- CNES, 2011. *Phobos-Grunt: Planetary Exploration Mission* [online]. Centre National d'Études Spaciales, Available from: <<http://smc.cnes.fr/PHOBOS/index.htm>> [Accessed 25 August 2011].
- COHENDET, P. 1997. Evaluating the Industrial Indirect Effects of Technology Programmes: The Case of the European Space Agency (ESA) Programmes. *Policy Evaluation in Innovation and Technology: Towards Best Practices*.
- CYBERDYNE, 2011. *"Robot Suit HAL" for Well-being* [online]. Cyberdyne, Available from: <<http://www.cyberdyne.jp/english/customer/index.html>> [Accessed 29 August 2011].
- DAVIS, M. AND VASAVADA, A. 2011. *Sample Analysis at Mars (SAM)* [online]. NASA MSL Science Corner, Available from: <<http://msl-scicorner.jpl.nasa.gov/Instruments/SAM/>> [Accessed 23 August 2011].
- DENNIS H., J. AND COMONATION, P. J. 2004. An examination of the trade study process at NASA. *Engineering Management Journal*.
- DEVINCENZI, D. L., RACE, M. S. AND KLEIN, H. P. 1998. Planetary protection, sample return missions and Mars exploration: History, status, and future needs. *Journal of geophysical research*, 103(12), pp.577.
- DICK, S. 2010. *Summary of Space Exploration Initiative* [online]. Available from: <<http://history.nasa.gov/seisummary.htm>> [Accessed 25 August 2011].
- DIFTLER, M. *et al.*, *Robonaut 2 the first humanoid robot in space*. In: IEEE Int'l Conference on Robotics and Automation (Submitted), 2011.
- DISALVO, C. F., GEMPERLE, F., FORLIZZI, J. AND KIESLER, S. *All robots are not created equal: the design and perception of humanoid robot heads*. In: Proceedings of the 4th conference on Designing interactive systems: processes, practices, methods, and techniques, 2002. New York, NY, USA, ACM, pp.321.
- DRAKE, B. G., HOFFMAN, S. J. AND BEATY, D. W. *Human exploration of Mars, Design Reference Architecture 5.0*. In: Aerospace Conference, 2010 IEEE, 2010. pp.1–100.

- DRYSDALE, A., EWERT, M. AND HANFORD, A. 2003. Life support approaches for Mars missions. *Advances in Space Research*, 31(1), pp.51.
- DUBOIS D. AND PRADE, H. 1985. *Recent models of uncertainty and imprecision as a basis for decision theory: toward less normative frameworks*. New York, NY, USA: Springer-Verlag.
- ENCYCLOPEDIA ASTRONAUTICA. *Mars Expeditionary Complex* [online]. Encyclopedia Astronautica, Available from: <<http://www.astronautix.com/craft/mek.htm>> [Accessed 29 August 2011].
- ESA, 2006. *Light-weight deployable radiator structure* [online]. ESA, Available from: <<http://telecom.esa.int/telecom/www/object/index.cfm?fobjectid=13329>> [Accessed 31 August 2011].
- ESA, 2008. *ESA closes in on the origin of Mars' larger moon* [online]. ESA website, Available from: <http://www.esa.int/esaMI/Mars_Express/SEM8MUSG7MF_1.html> [Accessed 1 September 2011].
- ESA, 2010. *Mars500: Study Overview* [online]. ESA, Available from: <http://www.esa.int/esaMI/Mars500/SEM7W9XX3RF_0.html> [Accessed 30 August 2011].
- ESA, 2011. *ExoMars Orbiter and EDM Mission (2016)* [online]. Available from: <<http://exploration.esa.int/science-e/www/object/index.cfm?fobjectid=46124>> [Accessed 6 August 2011].
- ESA, 2011e. *Crew role in mission control* [online]. Available from: <http://www.esa.int/SPECIALS/ATV/SEMBW0PR4CF_0.html> [Accessed 2 September 2011].
- FEDERAL RESERVE, 2011. *Federal Reserve homepage* [online]. Available from: <<http://www.federalreserve.gov>> [Accessed 25 August 2011].
- FRIEDMAN, L. D. 2008. *A Plan for Mars Sample Return* [online]. The Planetary Society, Available from: <http://www.planetary.org/about/executive_director/20080408.html> [Accessed 25 August 2011].
- FURSE, E. 1999. *The Lives of Intelligent Robots* [online]. Edmund Furse personal website, Available from: <<http://www.comp.glam.ac.uk/pages/staff/efurse/theology-of-robots/Lives-of-robots.html>> [Accessed 1 September 2011].
- GEORGIA TECH COLLEGE OF COMPUTING, 2000. *Real-time Cooperative Behavior for Tactical Mobile Robot Teams — Skills Impact Study for Tactical Mobile Robot Operational Units* [online]. Georgia Tech College of Computing, Available from: <<http://www.cc.gatech.edu/ai/robot-lab/online-publications/skillsassessment.pdf>> [Accessed 26 August 2011].
- GOLDBERG, S. B., MAIMONE, M. W. AND MATTHIES, L. *Stereo vision and rover navigation software for planetary exploration*. In: Aerospace Conference Proceedings, 2002. IEEE, 2002. pp.5.
- GRANT, J. AND GOLOMBEK, M. *First Draft of Landing Site Quad Charts*. In: Fifth MSL Landing Site Workshop, May 16th-18th, 2011. Monrovia, CA, USA.
- GREICIUS, T. AND DUNBAR, B. 2011. *Mars Reconnaissance Orbiter* [online]. Available from: <http://www.nasa.gov/mission_pages/MRO/main/index.html> [Accessed 4 August 2011].
- GUEST, A. 2011. *Space Launch Systems: Launch Vehicles and Launch Sites*. SSP11 Core lecture presentation. June 2011.
- HAIDEGGER, T. AND BENYO, Z. 2008. Surgical robotic support for long duration space missions. *Acta Astronautica*, 63(7-10), pp.996–1005.

- HANDLIN, D. 2005. *Just another Apollo? Part two* [online]. The Space Review, Available from: <<http://www.thespacereview.com/article/507/1>> [Accessed 25 August 2011].
- HARDY, T. L. 1994. *Multi-Objective Decision-Making under Uncertainty: Fuzzy Logic Methods*. Cleveland, USA: NASA.
- HARRINGTON, B. D. AND VOORHEES, C. *The challenges of designing the rocker-bogie suspension for the mars exploration rover*. In: 37th Aerospace Mechanisms Symposium, May 19-21, 2004, Johnson Space Center, Houston, Texas, 2004.
- HARTWICK, R. 2011. *Biolab on the ISS*.
- HARVEY, B. 2007. *The rebirth of the Russian space program: 50 years after Sputnik, new frontiers*. 1 ed. Springer.
- HECHT, H., BROWN, E. L. AND YOUNG, L. R. *Adapting to artificial gravity (AG) at high rotational speeds*. In: Life in Space for Life on Earth, 2002. pp.151.
- HEIKEN, G., VANIMAN, D. AND FRENCH, B. M. 1991. *Lunar sourcebook: A user's guide to the Moon*. Cambridge Univ Pr.
- HILGARTNER, S. AND BOSK, C. L. 1988. The rise and fall of social problems: A public arenas model. *American journal of Sociology*, pp.53.
- HIRATA, Y. AND KOSUGE, K. *Human-Robot Interaction*. In: Proceedings of the 2004 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics, August 22 - 26, 2004, Shenyang, China, 2004. Shenyang, China, IEEE.
- HIRISE, 2008. *Inverted Channel and Yardangs in Aeolis Mensae* [online]. HiRISE website, Available from: <http://hirise.lpl.arizona.edu/PSP_009966_1735> [Accessed 1 September 2011].
- HOFFMAN, S. J. AND KAPLAN, D. I. 1997. *Human Exploration of Mars: The Reference Mission of the NASA Mars Exploration Study Team*. [online] Available from: <<http://www.nss.org/settlement/mars/1997-NASA-HumanExplorationOfMarsReferenceMission.pdf>> [Accessed 24 August 2011].
- INTERNATIONAL MONETARY FUND, 2010. *World Economic Outlook Database. October 2010* [online]. Available from: <<http://www.imf.org/external/pubs/ft/weo/2010/02/weodata/index.aspx>> [Accessed 25 August 2011].
- ISAHP, 2011. *The International Symposium on the Analytical Hierarchy Process* [online]. Available from: <<http://www.isahp.org/italy2010/index.php>> [Accessed 29 August 2011].
- ISECG, 2008. *Annual Report 2008 of the ISECG* [online]. European Space Agency, Available from: <<http://exploration.esa.int/science-e/www/object/index.cfm?fobjectid=45507>> [Accessed 25 August 2011].
- ISECG, 2010. *International Space Exploration Coordination Group* [online]. Global Space Exploration, Available from: <<http://www.globalpaceexploration.org/>> [Accessed 25 August 2011].
- ISECG, 2010b. *Annual Report 2010 of the ISECG* [online]. European Space Agency, Available from: <<http://www.globalpaceexploration.org/documents>> [Accessed 25 August 2011].
- JAXA, 2007. *Passive Dosimeter for Life Science Experiments in Space (PADLES)* [online]. Japan Aerospace Exploration Agency, Available from: <<http://kibo.jaxa.jp/en/experiment/pm/padles/>> [Accessed 23 August 2011].
- JAXA, 2008. *Deployable structures* [online]. JAXA, Available from: <<http://www.isas.jaxa.jp/e/enterp/tech/st/07.shtml>> [Accessed 31 August 2011].
- JAXA, 2011b. *Saibo Experiment Rack (Saibo)* [online]. Japan Aerospace Exploration Agency, Available from: <<http://kibo.jaxa.jp/en/experiment/pm/cbef/>> [Accessed 23 August 2011].

- JOHNSON, A. W., HOFFMAN, J. A., NEWMAN, D. J. AND OTHERS, 2010. *An integrated traverse planner and analysis tool for future lunar surface exploration*. Master thesis: Massachusetts Institute of Technology.
- JONES, H. W. AND KLISS, M. H. 2010. Exploration life support technology challenges for the Crew Exploration Vehicle and future human missions. *Advances in Space Research*, 45(7), pp.917.
- KATZ, D. *et al.*, *The umass mobile manipulator uman: An experimental platform for autonomous mobile manipulation*. In: Workshop on manipulation in human environments at robotics: science and systems, 2006.
- KAZEROONI, H., STEGER, R. AND HUANG, L. 2006. Hybrid Control of the Berkeley Lower Extremity Exoskeleton (BLEEX). *The International Journal of Robotics Research*, 25(5-6), pp.561.
- KEMP, C. C., EDSINGER, A. AND TORRES-JARA, E. 2007. Challenges for robot manipulation in human environments grand challenges of robotics. *Robotics & Automation Magazine, IEEE*, 14(1), pp.20.
- KESSLER, A. 2011. *Martian Summer: Robot Arms, Cowboy Spacemen, and My 90 Days with the Phoenix Mars Mission*. New York: Pegasus.
- KIM, W. S. *et al.*, 2005. Rover-based visual target tracking validation and mission infusion.
- KING, D. *Space servicing: past, present and future*. In: Proceedings of the 6th International Symposium on Artificial Intelligence and Robotics & Automation in Space: i-SAIRAS, 2001.
- KWA, H. K. *et al.*, *Development of the ihmc mobility assist exoskeleton*. In: Robotics and Automation, 2009. ICRA'09. IEEE International Conference on, 2009. pp.2556.
- LAMAMY, J., CATAZANO, S. AND HOFFMAN, S. *Balancing humans and automation for the surface exploration of Mars*. In: 56th International Astronautical Congress, 2005. Fukuoka, Japan.
- LEMASTER, E. A. AND ROCK, S. M. 2001. *A local-area GPS pseudolite-based Mars Navigation System* [online]. Available from: <<http://waas.stanford.edu/~wwu/papers/gps/PDF/edieec01.pdf>> [Accessed 29 August 2011].
- LIN, P., BEKEY, G. AND ABNEY, K. 2008. *Autonomous Military Robotics: Risk, Ethics and Design* [online]. Available from: <http://ethics.calpoly.edu/ONR_report.pdf> [Accessed 29 August 2011].
- LOGSDON, J. 2011. *Policy Rationales for Space Activities*. Core Lecture Presentation, ISU SSP 2011. July 2011.
- LOGSDON, J. 2011b. *The International Dimensions of Space Exploration*. ISU SSP 2011, July 2011.
- MAHAFFY, P. 2008. *Sample Analysis at Mars (SAM)* [online]. NASA JPL, Available from: <<http://msl-scicorner.jpl.nasa.gov/Instruments/SAM/>> [Accessed 29 August 2011].
- MARS SOCIETY, 2011. *Mars Direct* [online]. Mars Society webpage, Available from: <<http://www.marssociety.org/home/about/mars-direct>> [Accessed 25 August 2011].
- MATIJEVIC, J. AND SHIRLEY, D. 1997. The mission and operation of the mars pathfinder microrover. *Control Engineering Practice*, 5(6), pp.827.
- MCDERMOTT, D. 2011. *Vroom-Jago Decision Model* [online]. Decision Making Confidence webpage, Available from: <<http://www.decision-making-confidence.com/vroom-jago-decision-model.html>> [Accessed 19 August 2011].
- MCDERMOTT, D. 2011b. *Kepner Tregoe Decision Making* [online]. Decision making confidence webpage, Available from: <<http://www.decision-making-confidence.com/kepner-tregoe-decision-making.html>> [Accessed 19 August 2011].

- MCGHAN, C. L. R. AND ATKINS, E. M. *A Virtual Rover Interface for Collaborative Human-Robot Exploration Teams*. In: Infotech@Aerospace Conference, AIAA, May, 2007. Rohnert Park, CA.
- MEPAG, 2010. *Mars Science Goals, Objectives, Investigations, and Priorities* [online]. NASA Jet Propulsion Laboratory, Available from: <http://mepag.jpl.nasa.gov/reports/MEPAG_Goals_Document_2010_v17.pdf> [Accessed 25 August 2011].
- MISHKIN, A. H. *et al.*, *Experiences with operations and autonomy of the Mars Pathfinder Microrover*. In: Aerospace Conference, 1998. Proceedings., IEEE, 1998. pp.337–351 vol.2.
- MOSKOWITZ, C. 2011. *NASA's Next Mars Rover Still Faces Big Challenges, Audit Reveals* [online]. Space.com, Available from: <<http://www.space.com/11903-mars-rover-curiosity-budget-delay-report.html>> [Accessed 25 August 2011].
- MUIRHEAD, B. K. *Mars rovers, past and future*. In: Aerospace Conference, 2004. Proceedings. 2004 IEEE, 2004. pp.6.
- Moon*, 2009. film. DIRECTED BY DUNCAN JONES.
- NASA, 1997. *Missions to Mars: Mars Pathfinder* [online]. NASA, Available from: <<http://mpfwww.jpl.nasa.gov/missions/past/pathfinder.html>> [Accessed 29 August 2011].
- NASA, 2003. *The autonomous extravehicular activity robotic camera Sprint* [online]. NASA, Available from: <<http://spaceflight.nasa.gov/station/assembly/sprint/>> [Accessed 30 August 2011].
- NASA, 2003b. *Mars - Mariner 4* [online]. NASA GSFC website, Available from: <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/imgcat/html/object_page/m04_01d.html> [Accessed 1 September 2011].
- NASA, 2006. *DART Seeks its Target* [online]. NASA webpages, Available from: <http://www.nasa.gov/mission_pages/dart/rendezvous/f_dart-tech.html> [Accessed 30 August 2011].
- NASA, 2008. *Building structures in space* [online]. NASA, Available from: <<http://www.nasa.gov/centers/langley/news/factsheets/Bldg-structures.html>> [Accessed 31 August 2011].
- NASA, 2008b. *Disappearing Ice in Color* [online]. NASA website, Available from: <http://www.nasa.gov/mission_pages/phoenix/images/press/sol_020_024_change_do_do_v3.html> [Accessed 1 September 2011].
- NASA, 2008c. *First Images of Mars* [online]. NASA website, Available from: <http://www.nasa.gov/multimedia/imagegallery/image_feature_910.html> [Accessed 1 September 2011].
- NASA, 2008d. *Robonaut meets astronaut* [online]. Available from: <<http://www.autoevolution.com/news-image/robonauts-the-future-in-robot-hands-25620-2.html>> [Accessed 01 September 2011].
- NASA, 2010. *President Barack Obama on Space Exploration in the 21st Century* [online]. NASA Kennedy Space Center, Available from: <http://www.nasa.gov/news/media/trans/obama_ksc_trans.html> [Accessed 24 August 2011].
- NASA, 2010b. *Summaries: Mars Sample Return Issues and Recommendations* [online]. NASA Planetary Protection website, Available from: <<http://planetaryprotection.nasa.gov/summary/msr>> [Accessed 29 August 2011].
- NASA, 2010c. *Solar System Bodies: Mars* [online]. NASA Planetary Protection Website, Available from: <<http://planetaryprotection.nasa.gov/bodies-mars/>> [Accessed 29 August 2011].
- NASA, 2010d. Status Report of the Lunar Electric Rover(LER).

- NASA, 2011. *Presentations for the Fifth MSL Landing Site Workshop* [online]. Available from: <http://marsoweb.nas.nasa.gov/landingsites/msl/workshops/5th_workshop/program.html> [Accessed 26 August 2011].
- NASA, 2011b. *Yinghuo-1* [online]. NASA: Solar System Exploration, Available from: <<http://solarsystem.nasa.gov/missions/profile.cfm?Sort=Nation&MCode=Yinghuo-1&Nation=China&Display=ReadMore>> [Accessed 29 August 2011].
- NASA, 2011c. *Robonaut 2 - official website* [online]. NASA webpages, Available from: <<http://robonaut.jsc.nasa.gov/default.asp>> [Accessed 30 August 2011].
- NASA, 2011d. *Missions - Mars Exploration Rover - Opportunity* [online]. NASA Science website, Available from: <<http://science.nasa.gov/missions/mars-rovers/>> [Accessed 31 August 2011].
- NASA, 2011e. *NASA Desert Rats* [online]. NASA website, Available from: <<http://www.nasa.gov/exploration/analogs/desertrats/>> [Accessed 1 September 2011].
- NASA, 2011f. *About Analog Missions And Field Tests* [online]. NASA website, Available from: <<http://www.nasa.gov/exploration/analogs/about.html>> [Accessed 31 August 2011].
- NASA ESMD, 2008. *NASA Tests Rover Concepts in Arizona* [online]. NASA website, Available from: <http://www.nasa.gov/directorates/esmd/home/black_point.html> [Accessed 1 September 2011].
- NASA JPL, 1988. *Viking Mission to Mars* [online]. Available from: <http://www.jpl.nasa.gov/news/fact_sheets/viking.pdf> [Accessed 25 August 2011].
- NASA JPL, 1996. *Mariner to Mercury, Venus and Mars* [online]. NASA Jet Propulsion Laboratory, Available from: <http://www.jpl.nasa.gov/news/fact_sheets/mariner.pdf> [Accessed 25 August 2011].
- NASA JPL, 2003. *2001 Mars Odyssey* [online]. NASA Facts, Jet Propulsion Laboratory, Available from: <<http://marsprogram.jpl.nasa.gov/odyssey/files/odyssey/Odyssey0302.pdf>> [Accessed 25 August 2011].
- NASA JPL, 2004. *Mars Exploration Rover* [online]. NASA Facts, Jet Propulsion Laboratory, Available from: <<http://marsrovers.jpl.nasa.gov/newsroom/factsheets/pdfs/Mars03Rover041020.pdf>> [Accessed 29 August 2011].
- NASA JPL, 2011. *Mars Science Laboratory - Instruments* [online]. Available from: <<http://marsprogram.jpl.nasa.gov/msl/mission/instruments/>> [Accessed 23 August 2011].
- NASA JPL, 2011b. *AWTMR: Autonomous Walking Inspection and Maintenance Robot* [online]. NASA website, Available from: <<http://www-robotics.jpl.nasa.gov/tasks/showTask.cfm?FuseAction=ShowTask&TaskID=33&tdaID=2705>> [Accessed 1 September 2011].
- NASA JPL, 2011c. *Mars Exploration Rovers* [online]. NASA website, Available from: <<http://marsrover.nasa.gov/home/index.html>> [Accessed 1 September 2011].
- NASA JPL, 2011e. *Martian Pit Feature Found by Seventh Graders* [online]. NASA website, Available from: <http://www.nasa.gov/mission_pages/odyssey/images/odyssey20100616.html> [Accessed 1 September 2011].
- NASA JPL, 2011f. *Mars Global Surveyor fact sheet* [online]. Available from: <http://www.jpl.nasa.gov/news/fact_sheets/mgs.pdf> [Accessed 25 August 2011].
- NDTV, 2011. *After Moon, China sets eyes on Mars* [online]. NDTV, Available from: <<http://www.ndtv.com/article/world/after-moon-china-sets-eyes-on-mars-88997>> [Accessed 29 August 2011].

- NEAL, C. R. 2000. Issues involved in a Martian sample return: Integrity preservation and the Curation and Analysis Planning Team for Extraterrestrial Materials (CAPTEM) position. *Journal of Geophysical Research*, 105(E9), pp.22.
- NORMAN, D. A. 2003. *Emotional Design: Why We Love (or Hate) Everyday Things*. first ed. Basic Books.
- NOVOSTI, R. 2009. *Mars-500 crew report good health after experiment* [online]. RIA Novosti, Available from: <<http://en.rian.ru/science/20090714/155522543.html>> [Accessed 29 August 2011].
- NSSDC, 2004. *Mars Pathfinder Images* [online]. NASA GSFC website, Available from: <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/marspath_images.html> [Accessed 1 September 2011].
- O'NEIL, I. 2011. *Mars Rover Down: Spirit is Dead* [online]. Discovery News, Available from: <<http://news.discovery.com/space/nasa-calls-off-search-for-mars-rover-spirit-110524.html>> [Accessed 31 August 2011].
- OSINSKI, G. R. *et al.*, *Robotic sample curation, handling, manipulation, and analysis: The future of sample return facilities? In: The Importance of Solar System Sample Return Missions to the Future of Planetary Science*, 5-6 March, 2011. Houston.
- PEETERS, W. 2011. *Space Technology Transfer and Export and Import Controls*. Core Lecture Presentation at ISU SSP 2011. July 2011.
- PINARD, D., REYNAUD, S., DELPY, P. AND STRANDMOE, S. E. 2007. Accurate and autonomous navigation for the ATV. *Aerospace Science and Technology*, 11(6), pp.490–498.
- PODNAR, G., DOLAN, J., ELFES, A. AND BERGERMAN, M. 2007. Human Telesupervision of Very Heterogeneous Planetary Robot Teams. *Citeseer*.
- PRAKASH, R. *et al.*, *Mars Science Laboratory Entry, Descent, and Landing System Overview*. In: Aerospace Conference, 2008 IEEE, 2008. pp.1–18.
- PRATT, L., BEATY, D. AND ALLWOOD, A. 2010. The Mars Astrobiology Explorer-Cacher (MAX-C): A Potential Rover Mission for 2018. *Astrobiology*, 10(2), pp.127.
- RAPP, D. 2006. Mars Life Support Systems. *The International Journal of Mars Science and Exploration*.
- RAPP, D. *et al.*, *Preliminary System Analysis Of Mars ISRU Alternatives*. In: 2005 IEEE Aerospace Conference, Huntley Lodge, Big Sky, Montana, 2005. pp.5.
- RASMUSSEN REPORTS, 2009. *51% Oppose U.S. Manned Mission to Mars* [online]. Available from: <http://www.rasmussenreports.com/public_content/lifestyle/general_lifestyle/july_2009/51_oppose_u_s_manned_mission_to_mars> [Accessed 29 August 2011].
- ROBBINS, W. H. AND FINGER, H. B. 1991. An Historical Perspective of the NERVA Nuclear Rocket Engine Technology Program. *NASA Contractor Report 187154/ALAA-91-3451*.
- RODRIGUEZ J. AND WEISBIN, C. R. 2003. A New Method to Evaluate Human-Robot System Performance. *Autonomous Robots*, pp.165–178.
- ROGALLA, O. *et al.*, *Using gesture and speech control for commanding a robot assistant*. In: Robot and Human Interactive Communication, 2002. Proceedings. 11th IEEE International Workshop on, 2002. pp.454–459.
- SAATY, T. L. 1980. *The Analytic Hierachy Process: Planning, Priority Setting, Resource Allocation*. New York, NY, USA: McGraw-Hill International.
- SANDERS, G. B. *et al.* 2005. *NASA In-Situ Resource Utilization (ISRU) Capability Roadmap Executive Summary* [online]. NASA Capability Roadmaps Executive Summary, pp.265–289. Available

- from: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20050204002_2005206725.pdf> [Accessed 26 August 2011].
- SEENI, A., SCHAFER, B. AND HIRZINGER, G. 2010. Robot Mobility Systems for Planetary Surface Exploration—State-of-the-Art and Future Outlook: A Literature Survey. *Aerospace technologies advancements*. Intech Publ, pp.189.
- SIMPSON, M. 2011. *Economic Rationales for Space Activities*. SSP11 Core lecture presentation. July 2011.
- SSP 2010 TEAM A, 2010. *Asteroid mining, technologies roadmap and applications*. Strasbourg, France: International Space University.
- SVITAK, A. 2011. U.S., *Europe Plan Single rover Mars Missions for 2018* [online]. Space News, Available from: <<http://www.spacenews.com/civil/110418-single-rover-mars-mission-2018.html>> [Accessed 25 August 2011].
- TAVANA M. AND SODENKAMP, M. 2009. A fuzzy multi-attributes decision analysis model for advanced technology assessment at Kennedy Space Center. *Journal of the Operational Research Society*.
- TAYLOR, F. W. 2010. *The Scientific Exploration of Mars*. Cambridge University Press.
- THE WHITE HOUSE, 2010. National Space Policy of the United States of America, June 28th, 2010. *Washington D.C.: The White House*.
- THOMPSON, A. 2009. *Steve Squyres: Robot Guy Says Humans Should Go To Mars* [online]. SPACE.COM, Available from: <<http://www.space.com/6972-steve-squyres-robot-guy-humans-mars.html>> [Accessed 31 August 2011].
- TRIANANTAPHYLLOU, E. 2010. *Multi-criteria decision making methods: a comparative study*. New York, NY, USA: Springer-Verlag.
- TRIANANTAPHYLLOU E. AND MANN, S. H. 1995. Using the Analytic Hierarchy Process for Decision Making in Engineering Applications: Some Challenges. *International Journal of Industrial Engineering: Applications and Practices*, pp.25–44.
- Terminator*, 1984. Movie. DIRECTED BY JAMES CAMERON.
- UNIVERSE-GALAXIES AND STARS, 2004. *Spirit Rover Earth* [online]. universe-galaxies-stars.com, Available from: <http://www.universe-galaxies-stars.com/archive_1337.html> [Accessed 1 September 2011].
- UNIVERSITY OF ARIZONA, 2005. *Phoenix Mars Mission fact sheet* [online]. University of Arizona, Available from: <http://phoenix.lpl.arizona.edu/pdf/fact_sheet.pdf> [Accessed 25 August 2011].
- VOLPE, R. AND PETERS, S. *Rover technology development and infusion for the 2009 mars science laboratory mission*. In: 7th International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics, and Automation in Space, 2003.
- VOLPE, R. *et al.*, *A prototype manipulation system for Mars rover science operations*. In: Intelligent Robots and Systems, 1997. IROS'97., Proceedings of the 1997 IEEE/RSJ International Conference on, 1997. pp.1486.
- WALTER-RANGE, M., JOHN, M. AND FAITH, G. R. 2011. The Space Report 2011: The Authoritative Guide to Global Space Activity.
- WANG, T. C., LIANG, J. L. AND HO, C. Y. *Multi-criteria decision analysis by using fuzzy VIKOR*. In: Service Systems and Service Management, 2006 International Conference on, 2006. pp.901.

- WANG, Y. *et al.*, *Space teleoperation with large time delay based on vision feedback and virtual reality*. In: *Advanced Intelligent Mechatronics*, 2009. AIM 2009. IEEE/ASME International Conference on, 2009. pp.1200–1205.
- WATSON, J. J., COLLINS, T. J. AND BUSH, H. G. *A history of astronaut construction of large space structures at NASA Langley Research Center*. In: *Aerospace Conference Proceedings*, 2002. IEEE, 2002. pp.7–3569.
- WEBSTER, G. AND BROWN, D. 2008. *Mars Rovers Near Five Years of Science and Discovery* [online]. NASA JPL Website, Available from: <<http://www.jpl.nasa.gov/news/news.cfm?release=2008-243>> [Accessed 31 August 2011].
- WEBSTER, G. AND BROWN, D. C. 2011. *NASA's Next Mars Rover to Land at Gale Crater* [online]. NASA website, Available from:<http://www.nasa.gov/mission_pages/msl/news/msl20110722.html> [Accessed 1 September 2011].
- WIKIMEDIA COMMONS, 2011. *Vision for Space Exploration* [online]. Wikipedia.org, Available from: <http://en.wikipedia.org/wiki/Vision_for_Space_Exploration> [Accessed 1 September 2011].
- WILLIAMS, H. R., AMBROSI, R. M. AND BANNISTER, N. P. 2011. A Mars hopping vehicle propelled by a radioisotope thermal rocket: thermofluid design and materials selection. *Proceedings of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Science*, 467(2129), pp.1290–1309.
- WILLIAMSON, M. 2003. *The Cambridge dictionary of space technology*. Cambridge University Press.
- WINTERHOLLER, A. *et al.*, *Automated core sample handling for future mars drill missions*. In: 8th International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics, and Automation in Space, Germany, 2005.
- Wall-E*, 2008. Movie. DIRECTED BY ANDREW STANTON. Pixar Animation Studios:
- XU, D. AND YANG, J. B. 2001. Introduction to multi-criteria decision making and the evidential reasoning approach. *Manchester School of Management, University of Manchester Institute and Technology*.
- YASUHISA, H. 2006. *Dance Partner Robot "PBDR"* [online]. Journal of the Japan Society of Mechanical Engineers, volume (1051), Available from: <<http://sciencelinks.jp/j-east/article/200613/000020061306A0460036.php>>].
- YU, D., LV, X., BAO, W. AND YAO, Z. 2010. Preliminary design analysis of a hopper vehicle for Mars mission. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 224(3), pp.283.
- ZAKRAJSEK, J. J. *et al.*, *Exploration rover concepts and development challenges*. In: 1 st Space Exploration Conference: Continuing the Voyage of Discovery, 2005. pp.1.
- ZUBRIN, R. AND WEAVER, D. 1995. Practical methods for near-term piloted Mars missions. *Journal of the British Interplanetary Society*, 48.

8 APPENDIX - FURTHER ANALYSIS OF PROPOSED MISSION

In this Appendix, the CHARM team examines some of the problems which arise due to the selected mission scenario and proposes methods to resolve or avoid them.

8.1 Scientific and Technical

8.1.1 *Preparing for Mars*

To prevent diseases, mental disorders, and other problems that can jeopardize the mission, an Astronaut Selection Board will be established. The goal of this board will be to select four healthy and highly qualified individuals as crew for the mission. These astronauts will be from different disciplines in the fields of engineering, life sciences, physical sciences, and mathematics; they will also be evaluated based on their education, training, and experience as well as unique qualifications and skills for astronaut training (NASA, 2003). A primary goal of the selection will be to ensure high levels of physical and mental health throughout the astronaut training, the mission preparation processes, and for the duration of the mission. The CHARM Team will analyze crew preparation for such long-duration human spaceflight focusing on the aspects of human-robot interaction that can be used during this stage of the mission.

Operational Training

Pre-flight ground and LEO training of astronauts with the robotic systems that they will use during the mission is crucial for the overall success of the mission. The long-duration nature of the mission requires that crew members dedicate a significant proportion of their careers to this human-robot cooperation training.

The training for a human mission to Mars requires improving mission operation simulations incorporating humans and robots on Earth. These training areas should include: teleoperation of rovers to simulate operation from orbit and surface exploration techniques to maximize the human-robot partnership on the surface.

The first astronaut-rover interaction was studied in 1999 at Silver Lake in California's Mojave Desert (Cabrol, 2007). The experiment included a rover, a support rover team, an EVA suited test subject, and an EVA support team. The goal of the experiment was to simulate operational procedures using different kinds of human-robot cooperation. In one test, the rover was a scout, sent to pre-examine an un-known area. In a second test, the rover was used as a video coverage assistant to assist the human. A third test used a rover as the human's field science assistant.

This research showed that rovers can be used as human assistants, independent scouts, and collaborators by using high levels of autonomy. The different levels of human-robot cooperation modes mentioned above required specific training, including situational awareness of the crew and robot during different surface activities.

Another useful training tool is the use of Virtual Reality (VR) (McGhan et al., 2007) to help simulate mission operations between humans and robots, whether that be on the surface or through teleoperation. In fact, VR programs can log each user's response times and choices, enabling assessment of overall performance.

In addition, the astronaut can interact with an active simulation that changes in real time according to the input. The VR can be used for flight simulation, for preparing the crew for the worst-case scenarios and for adapting the training to individual needs. For example, VR was used for the training of astronauts for the Hubble servicing missions in 1994.

VR can also simulate operational conditions on the Martian surface. The VR system includes mission scenarios that allow the user to visualize and operate in complex large scale simulations

for the Martian surface human – robot exploration activities. The VR simulators will be able to reproduce Martian environment, including gravity, geology, and weather in the future.

A very important part of the preparations include actual ground base Earth simulations similar to NASA's D-RATS field testing, conducted in the Arizona desert (NASA, 2011e). NASA's D-RATS experiments aim to evaluate several aspects for the future human exploration missions, including Mars' moons and surface.

At NASA's D-RATS, it is possible to simulate mission elements including geology exploration and operational activities in combination with rovers, habitats and other elements of Martian exploration architecture. For example, astronauts can perform specific tasks to determine different levels of robotic automation.

Because there is a limited number of crew, the long-duration mission training should include a high level of cross-training, due to the limited number of crew, so that the mission failure is minimized in the event a crew member becomes incapacitated.

8.1.2 Transit Flight to Mars

The next phase of the mission is the flight from Earth to Mars. From the human-robot interaction point of view, the mission can be divided in several phases: rendezvous and docking, the transit flight to Mars, and the return flight.

Rendezvous and Docking

Rendezvous and docking are undertaken both for the cargo mission and for the human flight. This process should be completed autonomously for the payload and both transit vehicles and with a human assistance approach for the crew capsule. For the manned rendezvous and docking the crew would monitor the processes, using spacecraft video screens. The crew can interrupt the spacecraft approach in case of a failure scenario (ESA, 2011e).

NASA has performed several rendezvous and docking missions that have been piloted by astronauts who have been aided by cameras to determine the spacecraft's attitude (NASA, 2006). The active cooperation module performs the complete process through three main stages: signal processing, pattern recognition, and active trajectory generation. All of the orbital robotics display various human-robot types of cooperation, differing in the amount of automation, and robotic involvement.

8.1.3 In-flight Operations

Due to the great diversity of robotic and autonomous systems that might be used in this phase of the mission, the analysis of the human-robot interaction during the trip from Earth's LEO to Mars' orbit is separated into several categories according to the type of work to be done. These categories are: EVAs, function support, health risks, and countermeasures.

EVA - In case of spacecraft subsystem failure in flight phase, an EVA might be required to repair or exchange the damaged part. To overcome health risks related to human EVA in deep space, a dexterous robot will be a part of the crew. The present dexterous robot aboard the ISS is Robonaut 2 (NASA, 2011c), which is currently programmed to work inside a spacecraft. Future upgrades of this system will provide us with a robot capable of sustaining work in an extravehicular environment. These human-robot cooperative tasks will provide a useful work terrain and give astronauts an invaluable help for these difficult and dangerous spacewalks. This interaction would include both robotic automation concepts, as well as teleoperation methods. Another type of robotic machine, called the Autonomous Walking Inspection and Maintenance Robot (NASA JPL, 2011b), is a robot that can be used for the adjustment and repair of solar panels. The robot is a good solution for the maintenance of more fragile spacecraft components thanks to its ability to distribute the weight force on a larger panel-surface.

Function Support - On the long journey to Mars, some routine work will occupy a large amount of the crew members' time. The same dexterous robot prepared to perform EVA, can help the crew with their duties such as bio-experiments or data monitoring.

Health Risks - Another aspect to consider while analyzing the application of robotics during long-duration spaceflight is its use in health risks countermeasures of bone and muscle loss. Exoskeleton systems can be designed so as to provide resistance to astronaut's in-flight movements (Bar-Cohen and Breazeal 2003). This application provides a greater usage of muscles and, thus, a more efficient physical training to maintain as much as possible the natural muscle tone and mass. As the human moves, the robot-suit exerts resistance to the movements, aiding the human in their physical training.

In addition, surgical robots should be included to help the astronauts with repetitive high precision medical tasks in the emergency situations. For deep space missions, a mixture of teleoperation, telementoring and telemedicine consultancy is advised (Haidegger and Benyo, 2008).

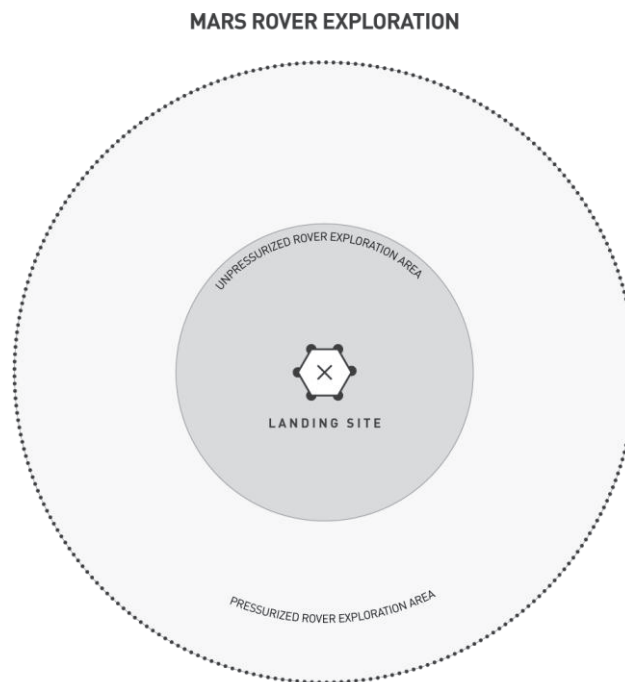
8.1.4 Operations on Mars

Proposed Architecture for the Exploration of the Martian Surface

Two crew members will land on the Martian Surface with a lander/ascent stage which will serve as a backup surface habitat. The astronauts will use a small pressurized rover, a main habitat, and transportation vehicle.

The CHARM team proposes two different exploration areas for the mission (Figure 8-1). The first one, close to the landing site, can be explored by unpressurized rovers. The second area is explored by two crew members in a pressurized rover to improve the efficiency of mobility and the size of the explored area. The robotic exploration area is studied using unpressurized rovers, controlled remotely by the crew in orbit. The mission management foresees the possibility of cooperation between the unpressurized rover and the crew members on the surface, when they are not performing excursions with the pressurized rover.

The mission is contingent upon successful landing and deployment of cargo on the Martian surface before crew arrival. This cargo lander is used to store consumables and fuel for the pressurized rover. In addition, an *in-situ* fuel generation system will produce the fuel for the surface activities and ascent vehicle and oxygen for the crew. Due to the unproven nature of ISRU, a backup consumables reserve for a short-stay will be sent to the surface.

Figure 8-1: Mars rover operations

Human and Robots Cooperative Exploration

Exploration around the landing site can be carried out through the cooperation between astronauts and two unpressurized rovers. These rovers can be a version of NASA's humanoid robot, Robonaut, attached to a chassis similar to NASA's Centaur that can carry tools, take pictures and videos or collect samples. On Mars, humans in a spacesuit have limited mobility, dexterity, field of view, tactile sensitivity, and range of motion to accomplish the required tasks. The exposure to a different gravity field can also make physical performance more difficult for the astronauts. Additionally, the astronauts will experience bone loss and muscle atrophy during more than six months of flight. To remedy this problem it is necessary to carry out a process of re-adaptation that can be performed with exoskeletons. This technology could facilitate the process of lifting heavy loads and could also be used to increase the loads the astronauts have to lift on Mars. The astronaut can use a teleoperated robot to perform tasks which would be too difficult to accomplish due to the thickness and low flexibility of the spacesuit. In this case, the gestures performed by the robot would be similar to the gestures an astronaut is able to perform without the constraints of a spacesuit. This offers a large range of very precise movements allowing the carrying out of the most difficult tasks (Burridge et al., 2009). An additional benefit of this method is that the robot does not require the pressurized environment an astronaut requires. These robots will be able to collect samples in the thin Martian atmosphere. This permits an optimal analysis of these samples (Neal, 2000).

One demonstration of human and robot cooperation is the EVA Robotic Assistant (ERA) project developed jointly between NASA and academia (Burridge et al., 2009). The ERA is equipped with different kinds of sensors that can be used to track and follow the human subject such as stereo cameras, laser rangefinders, or differential GPS. The laser provides the human's relative position to the robot in such a way that it can maintain the desired distance from the human. The human tracking data is also used to generate a map of the explored area that can be used to calculate the current distance between the astronaut and the habitat. Furthermore, robots can help astronauts to carry out his experiments, optimizing the very restricted time available during their EVA. The robots can find paths to explore the planetary surface, tracking,

mapping, and deploy science instruments.

These robots, working at different automation levels, will collect samples in an area near the landing site and will select them, with the help of astronauts, to cover the different geological units around the Jezero crater. Before the crew landing, the unpressurized rovers can be controlled from Earth to start the exploration of the area close to the human landing site to guarantee a safe landing of the crew and to deploy the payload, such as the ISRU module and communication system. In particular, the rovers could be used to deploy the ground based array of receiver and GPS pseudolites to guarantee centimeter-level localization (LeMaster and Rock, 2001). During the stay on Mars, the astronauts can use robots in manual mode to collect samples in areas difficult to access or perform tasks requiring a high precision. While astronauts on the surface are at rest, the robots can operate in semi-automatic mode or be operated from orbit by the crew members in the Mars orbiter since the round trip communications delay between a Mars geostationary orbit and the surface is only about one-eighth of a second (Podnar et al., 2007). During this semi-automated study phase, the robots will have access to well-known land areas to limit mission risks.

These robots can also help astronauts in the assembly and maintenance of tools needed in their experiments. For example, the deep drill system is rather complex and requires a large dexterity to be able to put in place in good conditions (Lin et al., 2008). A robot similar to Robonaut will be a very useful helper to carry out these tasks. Once the science units are set up, the robots can intervene if problems arise. Preventing contamination of the sample is paramount to mission success. Once the deep drilling ends, the robots must be able to collect samples and place them under vacuum for further analysis. Concerning the deep drill system, it could be interesting to apply it on the depositional fans to study the variation of the composition of the soils upstream the Jezero crater.

A pressurized rover will explore the area far from the landing site. The farthest distance of exploration is estimated at 50 km, so that in case of malfunctions it would be possible to bring the crew back to the habitat in 8 hours (maximum time for the current space suit). To this end, a mobility chassis is included in the mission equipment.

The pressurized rover offers the possibility of 14-day sortie durations for the astronauts, taking advantage of the unique human perception, judgment and dexterity. The ability to rapidly ingress and egress from the pressurized rover allows the astronauts to dynamically choose the most effective work environment for performing a given task. The use of the pressurized rover offers the possibility to perform laboratory analysis with equipment on-site. This allows reduction in return mass because only the highest value samples are transported back to the base. The pressurized rover offers different advantages regarding the life support system. The first advantage is radiation protection when significant solar particle events (SPEs) occur. The pressurized rover is able to bring the crew back autonomously in the case of an extended SPE (NASA, 2010d). In addition, the pressurized rover provides medical capabilities based on the duration of the expedition and the distance. The rover offers the possibility to perform physical exercises during the travel from site to site. It also reduces the astronaut's decompression stress as it allows a quick switch from a short sleeve to a space suit environment (Johnson et al., 2010).

Sample Pre-analysis on the Surface of Mars

From a scientific point of view, it is necessary to identify the appropriate samples to be collected *in-situ* for further analysis. Cooperation between humans and robots could be a possible solution not only for choosing proper samples but for ensuring the quality of the data that will be extracted. Sample manipulation, *in-situ* pre-analysis and sample transportation will be carried out according to certain standard procedures such as sample containment or sample contamination avoidance (DeVincenzi et al., 1998). These precautions are needed to ensure the quality of data. A possible approach to analyzing the interaction between humans and robots could be achieved through a two-stage task. First, the two crew members observe and identify potential adequate samples followed by robotic sample verification. This verification varies depending on the scientific objectives of the mission. An example, according to (Mahaffy, 2008) can be to “search

for organic compounds, chemical state of light elements or isotropic tracers of planetary change”.

Other aspects of human-robot cooperation emerge when the samples are transported from the extraction point to the Mars Ascent Vehicle. During the journey, the human-robot crew may have to avoid geological obstacles on the surface of Mars. In that case, human and robot capabilities can be synergized to overcome such problems.

8.1.5 Back to Earth

Once on Earth, the conditions do not require the same degree of cooperation between humans and robots as they required in the hostile environment of space. However, there are still some tasks that can be performed with the help of robots. Essentially, these tasks include the re-adaptation to gravity and the treatment of the samples returned from Mars to avoid contamination.

Analysis of samples back on Earth

To prevent contamination of samples coming from Mars, a very careful process must be followed. Otherwise, the inappropriate preservation of samples could, for instance, produce a false positive response when searching for traces of life on the Martian samples. Apart from the protection of the samples from Earth's environment, some measures have to be taken to prevent back-contamination, which refers to the contamination of Earth that could occur if surviving organisms from Mars started to spread on Earth (Neal, 2000). To achieve these isolation requirements, it is possible to cooperate with robots that are able to manipulate these samples following the orders given by humans. The robots will also relieve humans from repetitive tasks.

The required process for the analysis depends on the type of samples that are being examined and on the experiment's hypothesis. However, the benefits of using robot assistance are present in all the analysis. The first step is to provide a complete isolation of the sample, so that the working environment is safe. It allows working in a sealed container that prevents contamination in both directions. Robot manipulation will also provide more accuracy, ease of repeatability and efficiency. Some standard analysis can be automated; in the case of Mars samples it would be necessary to define the objectives of the analysis to perform it in the most efficient way.

Nevertheless, there are also some disadvantages that include the difficulties of automating some steps. When automation is not possible, the alternative is teleoperation of robots. The movements of a human have to be translated to signals that can be interpreted by the robot, so there has to be a mathematical process in between. If this is the case, it is of crucial importance to convert efficiently human movements into robot movements taking into account the difference between the capabilities of movement of humans and robots. There has to be also a precise monitoring of all the variables affecting the sample to prevent some possible damage on it. For instance, it is necessary to have control over the force applied over the sample to make sure its integrity is preserved. The monitoring system has to make use of haptics (technology related to the sense of touch) so that astronauts have real-time feedback about the force applied to the sample (Osinski et al., 2011).

In conclusion, the capabilities of teleoperated robots are useful for all the phases and requirements related to analysis and for the collecting of samples on Mars, the preservation of them during the flight and its treatment once on Earth.

An innovative solution for re-adaptation to Earth: Exoskeletons

Many physiological problems arise when a long-term exposure to microgravity characterizes the mission. Decrease in bone mineral density, disuse muscle atrophy or desensitization of the vestibular system to tilt signals are examples of the problems that our four crew members will face when landing on Mars or when landing back on Earth (Hecht et al., 2002). During the phase of re-adaptation to Earth's gravitational conditions, the cooperation between humans and

robots can be relevant. In particular, it is possible to use exoskeletons to contribute to the force an astronaut has to possess to keep the upright standing position.

An exoskeleton is basically an external skeleton that can support and protect the body. The principle of this equipment is to capture the low bioelectric signals the brain sends to the muscles to make them move. These signals are read through sensors attached in the user's skin and are called intention signals (Cyberdyne, 2011). These signals are analyzed and interpreted to induce movement in the exoskeleton. Stimulating these connections, it allows the user to work more efficiently and thus progress faster during its re-adaptation. It is also possible to operate the exoskeletons based on orders saved and programmed in its memory.

Until the present days, the main applications of exoskeletons have been focused on military and defense purposes. New applications are appearing related to medical and industrial purposes, mainly for treatments for paraplegic people. This application could also include the treatment of astronauts due to the similarity of the symptoms. One of the exoskeletons that has already been built and tested is the Berkeley Lower Extremity Exoskeleton designed by the Defense Advanced Research Projects Agency (DARPA) (Kazerooni et al., 2006). Its main purpose is to help the workers carry heavy loads and give protection to soldiers.

8.2 Public and Political

8.2.1 Societal impact through Social Media

A way to increase public awareness and support is through the use of social media. Twitter is one of the many avenues being used. Updates and interactions with crews and robots will also increase public awareness. There are already three NASA robots with Twitter feeds. Robonaut2 (@AstroRobonaut) has 50,000 followers, Mars Phoenix Rover (@MarsPhoenix) has 150,000, and MER rovers Spirit and Opportunity (@MarsRovers) with 140,000 as of August 2011. Any robot used by the CHARM team, should have a Twitter feed to complement astronaut Twitter feeds for informing and interacting with the public. This method could also be used to demonstrate cooperation between astronauts and robots if they 'talk' to each other through social media.

8.2.2 Political support increases mission stability

A successful Mars mission not only needs public support but also requires political support. International cooperation is a valuable asset to nations; as it boosts its political sustainability. Within the United States, a program reduces its risk of cancellation if international agreements are present. For example, the US Congress only approved the ISS by one vote the year before Russia joined the partnership (Broniatowski et al., 2006). The political will to support a Mars mission could be increased or decreased based on the desire of a particular country to cooperate on an international level. Because many countries and agencies are involved, no one country can decide to stop the project. The CHARM team proposes a collaborative program to create a stable and cost effective method of sharing commitments and expenditures.

8.2.3 Public-Private Partnerships

Not only can countries and agencies collaborate, but there is an opportunity for the private sector to enter partnerships and collaborations. In addition to governmental funding of space agencies, the private sector could be a solution for additional support. A successful example of this is the relationship between NASA and General Motors for the development of Robonaut 1 and Robonaut 2.

8.2.4 Societal impact of crew training

Effective astronaut training takes into account all technical and scientific aspects of the mission. But these aspects are not separated from the societal and political implications. In order for the mission to have a social influence, we will need to promote all of the mission activities, including training activities of the astronauts. One way NASA is currently engaging the public is through the "Participatory Exploration" program. Participatory exploration is simply involving the

public directly in NASA's mission, and it is being applied to many programs across the spectrum (NASA, 2010). Even crew training can be an interesting aspect of the mission to share with the public. For example, the public can participate in the training through interactive astronaut presentations (similar to NASA Speaker's Bureau), or students can suggest experiments to be performed on analog missions. For our mission we suggest that all space visitor centers from participating countries build interactive, low-fidelity robots, similar to the ones used in our mission, where visitors and children can operate. This could increase public awareness through active participation.

8.2.5 Human-robot cooperation for launch

Launching stage is a quite short period of time and compared with other stages of the mission, it is a much more routine assignment. Launching from Earth is usually teleoperated by the ground station and much of the procedure is automatic and predesigned onboard via the computer control systems. In other words, the human-robot cooperation consists of humans contributing via ground control while the onboard control is robotics.

Launching from Mars should be more automated; considering the latency from the ground station command, humans should play an important role to configure the system and make the decision under conditions which require intelligence. It means that human does the important tasks and robot focuses on the pre-programmed jobs. This kind of distribution can take advantage of both humans and robots in a mission. The launch, one of the most exciting moments of any mission, should be enjoyed by all via live broadcasts in all participating countries. Considering the large number of viewers of the launch phase for most missions, it is an incredible opportunity to educate, advertise, and showcase the cooperation of humanity.

8.2.6 Human-robot cooperation during Flight to and from Mars

The more positive sociopolitical response favors a human-centered approach during the voyage to and from Mars. However, since a long-duration human spaceflight to another planet has never occurred, two relevant examples of a similar experience from the past missions can be examined instead: the Apollo missions and the effect on crew onboard the ISS.

Furthermore, a key aspect that should be explored is the cultural differences which will impact the human-robot interaction as well as the sociopolitical perception. Certain interfaces such as instruction and operational languages should be established. In addition, public's reaction should be considered regarding if it is required to comply with interface standards of another nation. For example, how will the politicians react if an American astronaut needs to work with a Chinese robot while the two nations are prohibited from collaboration with one another? The sociopolitical impact is hard to determine, but it needs to be considered during interplanetary travel due to the conflict that may arise as a result of such issues.

Moreover, the specific details of the human-robot interaction in flight conveyed to the general public would be controlled by the media, who most likely would only report on controversial issues. The amount of media exposure would then affect the public and political perception. Since the voyage to and from Mars requires long periods of isolation and confinement, humans could start to develop communication relationships with different robot interfaces. The reaction of how society will react to the idea of humans having conversations with machines is an issue that should be considered in the human-robot interaction design.

8.2.7 Human-robot cooperation for Landing on Mars and Earth

An important consideration for the sociopolitical reaction of the human-robot cooperation during EDL on Mars and Earth is the level of automation needed for crew survival. The prolonged periods of microgravity experienced by the astronauts severely limits their capabilities once they are introduced back into high gravitational forces. Therefore, the level of automation of the EDL systems requires high redundancy and comprehensive levels of automation; this is because the sociopolitical community would otherwise not react well to any mission related accidents.

8.2.8 Human-robot cooperation for Operations on Mars: Sample return

From a societal perspective, the general public relates to astronauts more than to their robotic counterparts. This is mainly because astronauts are ambassadors of people's dreams of space exploration and travel. For this reason, significant discoveries should be associated with human involvement, rather than robotic operations. The effect that a sample return Mars mission has on education is evident from past space exploration. Examples of this include the unprecedented USA spending on education and research during the space race in the twentieth century. It is also predicted that an increase in science fiction, literature, and films would accompany Mars exploration accomplishments. This assumption is based upon a similar increase that happened during the space race to the Moon. For this reason, it is preferable to have an effective level of human-robot cooperation to perform decision-making tasks throughout the exploration phase of the surface of Mars mission. Thus, human intuition and intelligence is used and supported with robotic capabilities. It is important to distinguish between the human ability for decision-making and the robotic capabilities for mundane or dangerous tasks when considering effective human-robot cooperation. Problems arising preventing smooth mission operation could cause society to cease to support future space missions.

From a political viewpoint, human exploration of the surface of Mars would be accompanied with significant national prestige, since it would be the first human mission to another planet. The large scope of the mission means that several nations will be collaborating. Politicians would be interested in a human Mars exploration mission, rather than robotic exploration, happening during their time in office, because of the association of historical contribution to space exploration. Because of international aspect of the project, there is a level of political risk involved. In the event of an unsuccessful mission, popularity and support could drop. This type of political risk is something that would be taken in to account when a nation is considering supporting a mission. Another risk associated with national collaboration is the possible breakdown of political relationships. Potential conflicts between nations could arise from possible mission schedule adjustments or discrepancies between mission objectives.

8.3 Financial Impact

This financial impact analysis studies the effects the chosen scenario has on the economy. The section presents the macroeconomic impact of the mission on the national budget considering effects such as public funding requirements, spin-off technologies and other indirect benefits. The mission cost implications are then presented, where cost estimation for a Human Mars landing mission is given for the participating nations.

8.3.1 Macroeconomic Impact

The described and selected short duration mission to Mars requires a high degree of development in robotics and human-robot cooperation and interaction. Several macroeconomic factors have to be secured. A long-term massive increase in space budget of the participating nations has to be guaranteed, together with the political will to spend the majority of that space budget on an international Mars mission. This section analyzes the mission impact from a purely financial point of view.

According to (Taylor, 2010), the cost of a long-duration mission to Mars in an international frame can cost up to half a trillion USD, or even more. This estimation is going to be assumed as an initial estimation for the selected short duration mission that takes into account the possible drawbacks and cost overruns, keeping in mind that it may have a lower cost compared to the long-duration mission proposed in (Taylor, 2010).

The short duration mission selected is proposed to be launched in 2028 and the mission would end with the astronauts' safe return on Earth in 2031. Assuming that the political decision of supporting the mission is secured in 2012, the first budget allocation for the Mars mission would start in 2013. The mission economic support, then, would have to be extended during 18 years until the end of the mission, with an average yearly investment of USD 27.78 billion. Two

possible approaches to finance such a mission appear: national enterprise of a space leading nation (e.g. USA) or an international approach (e.g. ISS-like organization). By performing a deeper analysis on the macroeconomic implications of the mission, the stand alone national approach reveals to be far from the current national economic possibilities.

The USA civil space budget accounted for almost one half of the worldwide civil space spending in 2010 (Walter-Range et al., 2011). Thus, if a national approach to a mission to Mars is to be done, the USA may be the most probable nation to do it. In 2010, the NASA budget was USD 18.78 billion (Walter-Range et al., 2011). Assuming that the required yearly investment is added to the current budget (no budget relocation is done), that total NASA yearly budget would have to increase by USD 27.78 billion, an increase of a 148.4% with respect to the 2010 budget. The 2010 NASA budget represents a 0.131% of the 2009 USA GDP at current prices. The budget increase would represent a 0.196% of the 2009 USA GDP at current prices. The new NASA budget would require, then, a 0.328% of the 2009 USA GDP. NASA's budget has not been over the 0.3% of the GDP since the 1960s with the Apollo Program during the Space Race (when a peak of 0.8% was reached) (Augustine et al., 2009). According to the presented values and considering the stabilized tendency in percentage of the GDP invested in civil space budget, it is reasonable to assume that the selected short duration mission would have to be an international enterprise.

A Mars exploration mission would need a huge investment, so it would be better to have international cooperation. The ISS is a good example of a multi-national cooperation in space activity. The main parties to invest in the ISS are Russia, the United States, the European Union, Japan, and Canada. The percentage of investment is USA - 76.6%, Japan - 12.8%, Europe - 8.3%, and Canada - 2.3% respectively (Logsdon, 2011b). Russia is responsible for some operational costs. For a potential Mars mission, the investment scale of the above mentioned parties could be estimated to be the same as the ISS case; however, Russian data is not include the cost estimation in the ISS case. Considering past USA and Russian missions to Mars and the difference between the GDP of Russia and the USA, a ratio of about 8:1 can be estimated between USA and Russian expenditures. It is shown that the cost for each nation is much lower should all ISS nations contribute to the investment instead of a single nation. However it is still a high financial burden for each nation, such that new parties including China, India, Korea, and Brazil should be considered in sharing the costs.

The BETA (Bureau d'Économie Théorique et Appliquée) method, presented in Chapter 2, offers approximately a 3:1 financial return on the investment (Cohendet, 1997). Then, when considering a Mars exploration mission with a USD 500 billion investment, the total indirect economic return can be estimated to be about USD 1500 billion.

8.3.2 Mission cost implications

As stated previously, a mission to Mars with humans landing on the surface, even during a short duration, is undoubtedly very expensive. The last NASA estimation of the potential cost to put humans on Mars and return them safely to the Earth is approximately USD 500 billion, or even more. Actually, a great uncertainty remains with regard to this cost, but it can be considered as a first relevant order of magnitude for the mission scenario proposed by the CHARM Team. This section addresses some specific financial aspects related to the selected mission.

Human Payload Economic Factors

As emphasized in the state-of-the-art review section in Chapter 2, the inclusion of humans in a mission to Mars directly affects the cost of a mission. To explore some of the human impact costs, the article (Rapp, 2006) proposes a way to estimate the total mass of the required ECLSS System for a mission to Mars, from which a launch cost can be evaluated:

For a long-duration mission, a rough economic evaluation has been attempted for a Mars Surface Habitat Lander using state-of-the-art ECLSS technologies (without *in-situ* water utilization). Starting from tabulated daily human requirements for water, foods, oxygen consumption and waste disposal, the paper derives the total mass budget by taking into account

the number of crew and the mission duration. The estimation leads to a total of 33.9 metric tons for a crew of six and a mission duration of 600 days on the Martian surface.

By comparison, for a crew of two astronauts staying 40 days on the Martian surface, the total ECLSS mass becomes 0.75 tons. In addition to that, we have to add the ECLSS needs for the crew of the two astronauts staying in orbit: 0.59 tons. This required mass can then be translated into a launch cost of USD 35 to 70 million using the scaling factors derived in Chapter 2.

Considering now a crew of five astronauts staying on the Martian surface during 18 months (alternative long-duration scenario), the required ECLSS mass becomes 25.4 tons, which can be translated to a LEO initial mass of 178 metric tons, hence a total launch cost of USD 0.8 to 1.9 billion (this would require at least 8 launches with a heavy-lift launcher solely to provide ECLSS needs during Mars operations).

The short-duration scenario, compared to the long-duration scenario, provides an interesting cost saving just in terms of baseline ECLSS needs. These cost savings remain an order of magnitude less than the total potential mission cost. But the real cost differences between the short duration mission and the long-duration mission might come from the required number and robustness of robots and rovers, advanced scientific research facilities, surface habitat, etc. More than the launch costs, the design, development, and building costs may drive the cost differences.

Besides, no significant mass savings can be expected for the short duration mission on the Martian surface by using indigenous water on Mars. Such a technology should be developed for the preparation of future long-duration missions as it would be a condition to make such missions more affordable but does not seem to be worth (accounting for the sophisticated machinery required to enable *in-situ* water utilization and associated development costs) including it for the first manned mission.

The numbers provided above are subject to significant uncertainties. In particular, they are research-based rather than engineering systems-based, and thus optimistic as they do not consider allocations for margins, redundancy or spares.

Robotic Payload Economic Factors

This section addresses the cost-benefit analysis of a multiple rover/robot system that would be implemented in the selected mission scenario, reflecting a variable degree of automation. Using the quantitative data derived in Chapter 2, the launch cost of a Martian rover characterized by a mass of 1000 kg (which is similar to the mass of the NASA Mars Science Laboratory) would be comprised between roughly USD 35 to 70 million. Undoubtedly, this cost corresponds only to a marginal part of the total mission cost (less than 0.01%). It can be anticipated that, for the selected scenario, the design, development and building costs will anyway dominate the launch costs.

The launch of several similar rovers/robots, i.e., with the same overall design features, may significantly increase the range of the exploration area on Mars, particularly in the framework of a short duration mission, while not significantly impacting the overall end-to-end mission cost. Consequently, a good way to maximize the scientific benefits with a minimum additional cost (and thus maximizing the return on investment) with humans and robots on Mars would be to maximize the commonalities of the multiple robots. This approach minimizes the additional development costs (which are the same for each unit) and provides some redundancies. It has been successfully used in NASA's Mars Exploration Rover mission involving two rovers, Spirit and Opportunity, with the same design. Otherwise, increasing the number of robots or rovers that have a specific design for meeting specific tasks might significantly impact the development cost, thereby affecting strongly the overall mission costs. From a cost-benefit perspective, a mission including multiple rovers/robots in cooperation with humans is beneficial when the design of these robots has many commonalities, reducing research and development costs.

8.3.3 Conclusions of Financial Impact

Significant uncertainties still remain regarding the potential cost of the selected scenario. Because the mission includes humans landing on the surface of Mars, the mission will undoubtedly require a large investment that is well above the current space budgets of any one nation. Considering the selected scenario, international cooperation is an efficient way to disperse cost and risk. This scenario also calls for extending international cooperation to non-traditional parties. At a smaller scale, a cost benefit can be achieved by designing robots/rovers with many commonalities. The cost savings attained by a short duration mission compared to that of a long-duration mission at a micro level is quite significant due to the lower requirements of the life support system.

8.4 Conclusion

To summarize, there is a vast number of risks involved in preparation for a mission, and many aspects are impacted as a result. However, CHARM team's proposed mission scenario avoids most of the risks imposed and hence is the appropriate solution.

Enregistrement du flux d'impact par les cratères rayés lunaires : conséquences pour les datations des surfaces planétaires

Résumé : Les cratères rayés lunaires sont les structures géologiques les plus récentes de la Lune. Nous avons daté la formation de chaque cratère rayé lunaire à partir de leur taux de cratérisation de moins de 1 km et nous en avons étudié la fréquence. Ce travail a été réalisé grâce aux images haute résolution de la mission Lunar Reconnaissance Orbiter (jusqu'à 50 cm/pixel) qui couvrent 92 cratères rayés. Les cratères rayés lunaires ont des âges allant de 1 Ma à 3,9 Ga couvrant une grande partie de l'histoire lunaire. Mais d'après leur distribution en taille, seuls les cratères rayés plus jeunes que 1 Ga représentent un enregistrement exhaustif de la cratérisation.

En utilisant un modèle d'âge impliquant un flux d'impact constant de 2,7 Ga à aujourd'hui, nous montrons que la fréquence des cratères rayés augmenterait de façon régulière sur cette période. Par contre, en utilisant cette fois un flux d'impact décroissant au cours des 2,7 derniers Ga, la fréquence de formation des cratères rayés est plus régulière dans le temps avec deux pics de formations remarquables autour de 500 Ma environ et de 100 Ma. Ces deux pics de formations, peuvent être expliqués par deux événements collisionnels connus de la ceinture d'astéroïdes (la famille d'astéroïdes Flora et la famille Baptistina).

Nous avons également montré que le modèle de chronologie par les impacts, très utilisé pour les surfaces planétaires, a de nombreuses incertitudes lorsqu'il est utilisé pour la datation de surfaces récentes. Notamment, la prise en compte d'un flux d'impact décroissant durant les 2,7 derniers Ga (qui semble plus approprié d'après notre étude) a des conséquences sur les âges attribués aux surfaces récentes étudiées en les vieillissants.

Impact rate record by lunar rayed craters: consequences for planetary surface dating

Abstract: The rayed lunar impact craters are the youngest geological structures on the Moon. We dated the formation of each rayed crater using their crater densities for craters with a diameter lower than 1 km and we examined their formation frequency. This work was carried out using high resolution images from the Lunar Reconnaissance Orbiter mission (spatial resolution up to 0.5 m/pixel) which cover 92 rayed craters. The rayed crater ages fall within the 1 My to 3.9 Gy range covering a large period of the lunar history. Nevertheless only craters younger than 1 Ga have recorded a reliable impact rate.

Using a model age including a constant impact rate over the last 2.7 Gy our lunar rayed craters formation frequency analysis would point to a steadily increasing formation frequency. However a decreasing impact rate over the last 2.7 Gy, the increase of the rayed craters formation frequency is not observed anymore but two formation peaks are present at approximately 500 My and 100 My. These peaks could reasonably be explained by known collisions in the main asteroid belt (Flora and Baptistina families).

We showed finally that the lunar chronology model commonly used for the planetary surface dating has numerous uncertainties, especially for determining young ages (< 2.7 Ga). One of its main limitations is that it accounts for a constant impact rate and not a decreasing impact rate which results in younger age estimates for the recent planetary surfaces.

DISCIPLINE : Planétologie

MOTS-CLES : Lune, cratères rayés, flux d'impact, cratérisation, datation des surfaces planétaires

Laboratoire de Géologie de Lyon : Terre, Planètes, Environnement. 2 rue Raphaël Dubois, Bâtiment Géode, 69622 Villeurbanne Cedex, France.