

THÈSE

présentée en vue de
l'obtention du titre de

DOCTEUR

de

**L'ÉCOLE NATIONALE SUPÉRIEURE
DE L'AÉRONAUTIQUE ET DE L'ESPACE**

SPÉCIALITÉ : PHYSIQUE SPATIALE

par

Lucinda BERTHOUD

**MICROMÉTÉOROÏDES ET DÉBRIS ORBITAUX OBSERVÉS
EN ORBITE BASSE TERRESTRE**

Soutenue le 13 décembre 1993 devant la Commission d'Examen :

MM.	M.	BLANC	Président
	A.	CUQUEL	
	S.	LAROZE	
Mme	A.C.	LEVASSEUR-REGOURD	Rapporteur
MM.	J.C.	MANDEVILLE	Directeur de thèse
	J.A.M.	McDONNELL	Rapporteur

RÉSUMÉ

L'objectif de cette thèse est l'amélioration de la connaissance des micrométéoroïdes et débris spatiaux en orbite basse terrestre, en mettant en évidence l'intérêt des expériences embarquées. Des échantillons exposés à l'espace sur LDEF et Mir ont été étudiés en vue de décrire la morphologie des cratères et perforations provoqués par impact. La taille, la profondeur, la circularité des cratères et la présence des résidus ont été examinés. L'analyse chimique EDX des résidus fournit la nature et l'origine de ces particules. L'influence de l'épaisseur de la cible, de la forme du projectile, de la vitesse et de l'angle d'impact du projectile sur la morphologie du cratère ont fait l'objet d'une étude expérimentale, utilisant un accélérateur électrostatique et des canons à gaz léger. Les flux mesurés sur les surfaces de LDEF et de Mir sont comparés aux valeurs obtenues par une modélisation incorporant le modèle de débris de Kessler et le modèle de météoroïdes de Grün. La répartition de l'énergie lors de l'impact est modélisée, au moyen du modèle de Gault et Heitowit, afin de calculer les pressions d'impact et les états de la particule à des vitesses différentes. L'hydrocode HULL est évalué pour sa capacité de modélisation du processus de cratérisation. Les dégradations subies par des couvertures thermiques, des polymères et des verres exposés à l'espace sont dues à la synergie entre les impacts, le cyclage thermique et le rayonnement UV. Ceci montre l'importance de la protection des satellites contre l'environnement spatial.

MOTS CLÉS

Satellite, Météoroïde, Météorite, Poussière cosmique,
Débris spatiaux, Dégradation par impact, Impact hypervitesse, Cratère.

ABSTRACT

The aim of this thesis is to improve current knowledge of micrometeoroids and orbital debris in Low Earth Orbit, using space detection experiments. Recently retrieved space-exposed samples from LDEF and Mir were scanned to examine crater and perforation morphology and size distributions. The crater size, depth, circularity of the craters and the presence of impact melt residues were investigated. EDX chemical analysis of crater residues sheds light on the nature and origins of the particles. Laboratory acceleration tests using an electrostatic accelerator (for micron-sized particles) and light gas guns (for mm-sized particles) were carried out at hypervelocities. These explored the influence of target thickness, projectile shape, impact velocity and impact angle upon crater morphology. The fluxes measured on LDEF and Mir are compared to theoretical predictions based on Kessler's debris and Grün's meteoroid models. Gault and Heitowit's energy partitioning model were used to model impact pressures and particle states for increasing velocities, and the hydrocode Hull is evaluated for its crater modelling capacity. Damage to space-exposed thermal blankets, plastics and glasses is due to synergy between impacts, thermal cycling and UV radiation. It shows the importance of spacecraft protection against the space environment.

KEY WORDS

Spacecraft, Meteoroid, Cosmic Dust, Space Debris,
Impact Damage, Hypervelocity Impact, Crater.

REMERCIEMENTS

C'est avec plaisir que j'exprime toute ma gratitude à l'ensemble des personnes qui ont contribué à l'élaboration de ce travail.

Ma reconnaissance va tout d'abord à mon directeur de thèse Mr Jean-Claude MANDEVILLE, dont les idées, l'expérience et la sagesse ont guidé ces travaux. Je tiens à noter le grand plaisir que j'ai eu à travailler avec lui et le remercie de l'attention qu'il a portée à mes efforts.

Mes remerciements sincères s'adressent aux autres membres de mon jury : Mr Michel BLANC, qui me fait l'honneur de présider le jury, à Mr Serge LAROZE et Mr Alain CUQUEL, ainsi qu'à Mme Anny-Chantal LEVASSEUR-REGOURD et Mr Tony McDONNELL qui, en tant que rapporteurs, m'ont permis d'améliorer ce texte par leur commentaires enrichissants.

Que Mr Christian DURIN soit vivement remercié pour ses conseils, son soutien et pour nos discussions intéressantes qui m'ont tant aidée pendant ces deux dernières années. Je remercie également Mr Jean-Pierre BERNADOU et son équipe, particulièrement Mr Joël DASTE et Mr Thierry GIACOMINI, dont j'ai apprécié le savoir-faire et l'amabilité pendant des longues heures au microscope.

C'était grâce à la générosité de Mr Eberhard GRÜN et à l'aide technique de Mr Gerhard SCHÄFER que j'ai pu réaliser une partie des essais d'accélération au Max-Planck-Institut für Kernphysik, Heidelberg. Une autre partie des essais était réalisée au 'Hypervelocity Gun Laboratory' dans l'équipe de Mr Friedrich HÖRZ et je le remercie pour tous ses encouragements. La dernière partie des essais et la simulation numérique avec le code HULL font partie d'une collaboration entre le CERT et le Centre d'Etudes de Gramat. Dans ce cadre, j'exprime ma profonde reconnaissance à Mr Christian LOUPIAS et Mme Pascale OUTREBON de m'avoir permis d'exploiter leurs résultats.

J'exprime aussi toute la joie que j'ai eu à travailler au sein du DERTS dans une ambiance d'une rare convivialité. Que tout le personnel trouve ici l'expression de ma profonde reconnaissance pour l'accueil qu'ils m'ont réservé.

Je ne pourrais pas finir sans exprimer toute ma gratitude à Mlle Manola ROMERO, Chef du DERTS. Son soutien permanent, ses encouragements et ses idées toujours ouvertes m'ont permis de mener à terme cette thèse dans les meilleures conditions possibles.

PUBLICATIONS

Cette thèse a donné lieu aux publications suivantes :

- (1) **Mandeville J.C. and Berthoud L.** (1992) "Hypervelocity impacts on space retrieved surfaces" in *Proc. Hypervelocity Impacts in Space*, ed. J.A.M. McDonnell, publ. Univ. of Kent at Canterbury, GB.
- (2) **Berthoud L. and Mandeville J.C.** (1993) "Empirical impact equations and marginal perforation", *Proc. 'First European Conference on Space Debris'*, ESOC (European Space Operations Centre) Darmstadt, April 5 - 7, 1993.
- (3) **Mandeville J.C. and Berthoud L.** (1993) "Orbital debris and meteoroids: results from retrieved space experiments", *Proc. 'First European Conference on Space Debris'*, ESOC Darmstadt, April 5 - 7, 1993 (in press).
- (4) **Berthoud L. and Mandeville J.C.** (1993) "Further analysis of remnants found in LDEF and Mir impact Craters", *Interplanetary Dust Particle Workshop*, Lunar and Planetary Institute, Houston, May 1993.
- (5) **Mandeville J.C. and Berthoud L.** (1993) "Orbital debris and meteoroids: comparison of ESAbase with data from retrieved experiments", *Proc. 'ESAbase Workshop'*, ESTEC, Noordwijk, October 1993.
- (6) **Mandeville J.C. and Berthoud L.** (1993) "Micrometeoroids and debris on LDEF", *Proc. 3rd LDEF Conf.* NASA Langley Research Center, Virginia, November 1993.
- (7) **Berthoud L., Mandeville J.C. Durin C. and Borg J.** (1993) "Debris and meteoroid proportions deduced from impact crater residue analysis", *Proc. 3rd LDEF Conf.* NASA Langley Research Center, Virginia, November 1993.

TABLE DES MATIÈRES

	<u>Page</u>
Résumés et mots clés	i
Remerciements	ii
Publications	iii
Table des matières	iv
Liste des symboles, des unités et des acronymes	vi
I. INTRODUCTION	1
II. ANTÉCÉDENTS	4
1. Description de l'environnement spatial	4
2. Météoroïdes dans le système solaire	4
3. Expériences de détection de particules dans l'espace	4
4. Micrométéoroïdes	5
5. Débris orbitaux	7
6. Dégradation par impact	9
7. Simulations expérimentales	11
8. Équations empiriques	11
9. Impacts obliques et secondaires	12
III. APPROCHE EXPÉRIMENTALE	13
1. Échantillons récupérés de l'espace	13
1.1. Description de l'expérience sur Mir	13
1.2. Description de LDEF	15
1.3. Comparaison des expériences sur Mir et LDEF	15
2. Observations des échantillons	17
2.1. Mesures d'impacts	17
2.2. Erreurs	17
3. Analyse chimique	20
4. Simulation expérimentale	25
4.1. Moyens d'essais	25
4.2. Influence de l'épaisseur de la cible	25
4.3. Influence de l'angle d'impact	29
4.4. Influence de la forme des particules	29
4.5. Influence de la vitesse de la particule sur l'identification	31
IV. MODÉLISATION	36
1. Modélisation du flux	36
2. Mise en compatibilité des données de flux	38
3. Modélisation de l'état de la particule pour différentes vitesses	40
4. Modélisation de cratérisation par l'hydrocode HULL	43

	<u>Page</u>
V. RÉSULTATS ET DISCUSSION	47
1. Déductions à partir de la morphologie du cratère	47
1.1. Diamètre du cratère	47
1.2. Rapport profondeur/diamètre pour un cratère	48
1.3. Profil du cratère	51
1.4. Circularité du cratère	51
1.5. Impacts "ricochets"	53
1.6. Perforations marginales	53
1.7. Perforations dans des feuilles minces	54
1.8. Synthèse	55
2. Analyses des résidus dans les cratères	57
2.1. Forme des résidus	57
2.2. Analyses des échantillons de Mir	58
2.3. Analyses des échantillons de LDEF	59
2.4. Les limites de l'analyse EDX	61
2.5. Les limites des techniques de collection	61
3. Méthode de collecte de particules	65
3.1. Détecteurs passifs semi-infinis	65
3.2. Détecteurs multicouches	65
3.3. Leçons tirées de LDEF et Mir	65
4. Flux des microparticules	66
4.1. Conversion des données des modèles et de l'observation	66
4.2. Comparaison entre flux observés et résultats des modèles	68
5. Dégradations sur des matériaux différents et les effets de synergie	75
6. Recommandations pour de futures recherches	78
VI. CONCLUSIONS	80
Références	84

LISTE DES SYMBOLES

A	= albédo
c_t	= vitesse du son dans la cible (km/s)
c_{pl}	= chaleur spécifique d'un liquide (pression const.)
c_{ps}	= chaleur spécifique d'un solide (pression const.)
D	= diamètre de cratère
d	= diamètre de particule
f	= épaisseur de la feuille ou de la cible
E	= énergie spécifique totale
E_{irr}	= énergie spécifique irréversible
F	= flux de particules
F_{cb}	= force de Coulomb
F_g	= force due à l'accélération gravitationnel vers le Soleil
F_{id}	= force due à la traînée des ions (traînée du vent solaire)
F_{ip}	= flux interplanétaire
F_{ip}	= force due à la pression des ions (pression du vent solaire)
F_l	= force Lorentz (due au champ magnétique)
F_{pr}	= force due à l'effet Poynting-Robertson
F_{rad}	= force due à la pression de rayonnement solaire
F_r	= flux en orbite basse terrestre
g_j	= accélération gravitationnelle
G	= module de cisaillement
h	= altitude en km
H	= dureté Brinell
H_f	= chaleur de fusion
H_{vap}	= chaleur de vaporisation
i	= inclinaison en degrés
I	= énergie spécifique interne
k	= rapport du flux sur une surface orientée, au flux sur une surface qui tourne aléatoirement (varie de 1 à 4)
m	= masse d'une particule
M_n	= masse de la n ^{ième} espèce
p	= taux de croissance de masse en orbite (0.05 proposé)
P	= profondeur du cratère
P	= pression hydrostatique
q	= taux estimé de croissance en masse des fragments de débris (0,02 jusqu'à 2010 et ensuite 0,04 proposé)
R_E	= rayon de la Terre + 100 km atmosphère (6478 km)
r	= rayon d'orbite
S	= moyenne du flux solaire à 10,7 cm pour l'année t-1 exprimée en 10^{-22} W/m ² /Hz ou 10^{-4} Jansky
S_{ij}	= déviateur de contraintes
S_{xx}	= composante suivant ox de la contrainte déviatrice
S_{yy}	= composante suivant oy de la contrainte déviatrice
S_{xy}	= contrainte de cisaillement normale à la composante suivant oz
S_{xz}	= contrainte de cisaillement normale à la composante suivant oy
S_{yz}	= contrainte de cisaillement normale à la composante suivant ox
t	= date (année)
$T_{vap.pt}$	= point de vaporisation
$T_{m.pt}$	= point de fusion
T_{room}	= température ambiante
T_{ij}	= tenseur de contrainte
U	= vitesse de choc
u_0	= vitesse de la particule

u_j	= vitesse du matériau
u	= composante suivant ox de la vitesse
v	= composante suivant oy de la vitesse
w	= composante suivant oz de la vitesse
V	= vitesse d'impact
V_n	= volume de la $n^{ième}$ espèce

LISTE DES SYMBOLES GRECS

α	= angle d'impact (entre la direction d'incidence et la normale à la cible)
δ_{ij}	= symbole de Kronecker
ϵ	= ductilité de la cible
ϵ_{ij}	= tenseur du taux de déformation déviatrice
ρ_0	= densité initiale
ρ_p	= densité du projectile
ρ_t	= densité de la cible
σ_{Al}	= limite élastique de l'aluminium
σ_t	= limite élastique de la cible

LISTE DES UNITÉS

1 Torr	est équivalent à 1 mm Hg ou 133,3 N/m ²
1 bar	est équivalent à 10 ⁵ kg/m/s ² (10 ⁵ Pa)
1 AU	est équivalent à 1,495979 x 10 ¹¹ m
1 eV	est équivalent à 1,60219 x 10 ⁻¹⁹ kg m ² /s ²
1 Jansky	est équivalent à 10 ⁻²⁶ W/m ² /Hz

LISTE DES ACRONYMES

AU	=	unité astronomique (u.a.)
CME	=	expérience de chimie sur les micrométéoroïdes
EDX	=	analyse par rayons X d'énergie dispersive
EVA	=	sortie extra-véhiculaire dans l'espace
GTO	=	orbite de transfert géostationnaire
IDP	=	particule de poussière interplanétaire
JSC	=	Johnson Space Center
keV	=	kilo electronvolts
MAP	=	expérience de micro-abrasion
MEB	=	microscope électronique à balayage
LDEF	=	Long Duration Exposure Facility
TEM	=	microscope électronique à transmission
t.u.	=	temps universel
u.a.	=	unité astronomique

I. INTRODUCTION

L'espace interplanétaire est peuplé par une vaste famille de divers corps solides d'origine naturelle. Ceux-ci s'étendent des particules ou grains de poussières interplanétaires (micrométéoroïdes), jusqu'aux astéroïdes et comètes. Leurs tailles varient de quelques micromètres à quelques kilomètres. Depuis la naissance de l'ère spatiale en 1957, un nouveau membre est venu se joindre à cette famille : les débris spatiaux. Désormais, tout véhicule spatial est susceptible d'être impacté par ces objets d'origine naturelle ou artificielle. Ces impacts ont lieu à des vitesses de l'ordre du km/s, dites 'hypervitesses', et peuvent provoquer des dégradations importantes. Les corps les plus gros peuvent être suivis par des moyens d'observation sur Terre, mais la quantité et la distribution des corps de diamètre inférieur au centimètre (ou 'microparticules') restent relativement mal connues. Ces microparticules peuvent aussi être dangereuses pour un véhicule spatial. Par conséquent, les futures missions devront impérativement prendre en compte la probabilité de ces impacts ainsi que leur effet dommageable sur les matériaux utilisés dans l'espace.

C'est dans cet objectif que nous avons abordé cette thèse. Nous avons essayé de déterminer le type et l'étendue de la dégradation en fonction des propriétés des matériaux impactés, des propriétés des particules impactantes et de leur interaction avec la 'cible'. Nous avons alors constaté que les propriétés des particules (tailles, compositions, vitesses et répartitions spatiales) étaient très peu connues. De plus, les modèles d'interaction entre grain et cible n'étaient pas suffisamment sophistiqués pour que nous puissions les appliquer directement aux divers matériaux utilisés dans l'espace. Pour progresser dans ces directions, nous avons orienté nos recherches vers une amélioration de la connaissance du flux de petites particules en orbite basse terrestre (LEO), en faisant la distinction entre les micrométéoroïdes et les débris orbitaux. Nous avons voulu aussi nous intéresser au comportement des matériaux lors d'un impact.

Nous avons pu disposer d'un certain nombre d'échantillons exposés pendant quelques années au bombardement par microparticules en LEO. Ces échantillons étaient montés sur le satellite de la NASA 'LDEF' (Long Duration Exposure Facility) ainsi que sur la station orbitale russe 'Mir'. Nous avons pu constater que les surfaces montraient un grand nombre de cratères et perforations provenant d'impacts causés par des microparticules. La comparaison entre les mesures faites sur ces échantillons et des simulations expérimentales et numériques nous a permis d'obtenir des informations sur les origines, le flux et la distribution en taille des particules. Ce sujet est à la fois simple et complexe. Simple, parce qu'en raison du niveau de connaissance, des approximations sont souvent nécessaires et les calculs élaborés sont rares. Complexe parce qu'il faut prendre en compte et décrire de nombreux paramètres et interactions mal connus.

Ce texte est la synthèse d'un rapport plus détaillé rédigé en anglais. L'auteur prie le lecteur de bien vouloir l'excuser pour les quelques figures qui restent en anglais. Ce travail suppose un certain nombre de connaissances sur les moyens techniques et les calculs de flux, et le lecteur qui souhaite avoir des détails concernant ceux-ci, pourra les trouver dans la version en langue anglaise. Les deux versions sont divisées en six chapitres.

Le *chapitre I. Introduction*, présente le sujet de la thèse et décrit sa structure. Le *chapitre II. Antécédents*, prépare la scène pour le travail qui suit. Nous décrivons l'état de l'art au commencement de la thèse (octobre 1991) et les divers effets dégradants de l'environnement spatial. Nous focalisons ensuite notre étude sur l'impact des microparticules. Jusqu'à présent, nos connaissances de l'environnement microparticulaire étaient basées sur l'étude terrestre de la lumière zodiacale, les météores, les comètes, les astéroïdes et les météorites. Au début de l'âge spatial, des expériences embarquées sur

des sondes et des satellites ont commencé à transmettre des données sur les corps solides peuplant le système solaire. Pendant le dépouillement des expériences sur Skylab en 1976, on a découvert que l'environnement proche de la terre était composé non seulement de grains naturels, mais aussi de particules de débris d'origine humaine. Nous avons alors résumé le niveau de connaissance actuel sur ces deux composantes.

La manifestation de l'impact d'une particule sur une surface résistante se traduit soit par un cratère (dans une plaque épaisse), soit par une perforation (dans une tôle mince). Le dépouillement des surfaces exposées afin d'accéder aux propriétés des particules se fait en grande partie par déduction, à partir des caractéristiques du cratère ou de la perforation. Une des questions principales est de savoir s'il est possible de faire la distinction entre les impacts faits par les micrométéoroïdes et ceux faits par les débris.

La partie originale de la thèse commence au troisième chapitre. *Le chapitre III. Approche expérimentale*, comprend la description des expériences embarquées, des mesures faites sur ces échantillons et des simulations expérimentales effectuées en laboratoire. Les différents échantillons examinés sur LDEF et Mir puis les différences entre leurs paramètres orbitaux y sont décrits. Les méthodes utilisées pour mesurer le flux et les caractéristiques de la morphologie des cratères ou perforations sont examinées. Les analyses chimiques effectuées sur les résidus de particules demeurant dans les cratères après impact sont également détaillées. Ces analyses obtenues au moyen d'un spectromètre X (EDX) peuvent révéler la composition et parfois l'origine de la particule. Afin de mieux comprendre les différents facteurs qui influencent l'impact, nous avons effectué des essais à hypervitesse en laboratoire. Nous décrivons les moyens d'essais que nous avons employés pour étudier l'influence de l'épaisseur de la cible, de l'angle d'impact, de la forme et de la vitesse du projectile lors de l'impact.

Le chapitre IV. Modélisation couvre quatre différents aspects de la question de simulation numérique des impacts. Dans un premier temps, nous traitons le problème de prédiction des flux de météorites et débris. Nous avons utilisé un logiciel qui incorpore le modèle de Kessler pour les débris et le modèle de Grün pour les météorites, pour modéliser ces flux sur Mir et LDEF. Ce logiciel nommé 'ESAbase' est fourni par l'Agence Spatiale Européenne (ESA). Dans ces modèles les estimations de flux sont définies en fonction des masses ou des diamètres des grains. Nous ne pouvons donc comparer les flux mesurés avec les flux modélisés que si les tailles des particules sont converties en tailles de cratères ou vice versa. Dans la deuxième partie de ce chapitre, nous examinons la compatibilité entre les mesures et les calculs de flux. La méthode de conversion la plus adaptée utilise des équations empiriques résultant d'essais à hypervitesse. Ces équations relient la taille d'un cratère à la taille d'une particule, en fonction de plusieurs autres paramètres de l'impact (vitesse, densité, limite élastique). Dans ce chapitre nous examinons l'influence du choix des équations sur les estimations de flux.

Dans la troisième partie, nous employons un modèle unidimensionnel d'ondes de choc, proposé par Gault et Heitowitz, pour essayer de décrire l'état de la particule à différentes vitesses. A partir de ce modèle il est possible de calculer la pression maximale, la répartition d'énergie et le pourcentage du projectile fondu ou vaporisé lors de l'impact. Finalement, nous décrivons brièvement l'utilisation d'un code hydrodynamique (hydrocode) pour fournir une meilleure compréhension du processus d'impact. Nous comparons les dimensions des cratères, fournies par le code et par une des équations empiriques, avec les résultats des essais décrits plus haut. Nous essayons d'évaluer l'utilité et la précision de ces codes dans la description du comportement des matériaux sous impact.

Le chapitre V. *Résultats et discussion*, forme le coeur de cette thèse. Il est consacré aux principaux résultats des observations, simulations expérimentales et calculs décrits dans les deux chapitres précédents. Nous combinons ces différents résultats afin d'évaluer ce que nous avons appris de ces recherches et ce qui reste encore à faire. Nous examinons ce qu'il est possible de déduire de la morphologie d'un cratère/perforation et de l'analyse des résidus de particules dans des cratères. Puis nous discutons des avantages et inconvénients de la méthode de collection des particules choisie. La comparaison entre les comptages de flux sur les surfaces embarquées et les flux calculés par les modèles, nous montre les limites de ces derniers. Finalement, nous prenons en compte les types de dégradation sur les différents matériaux et nous faisons des recommandations pour les recherches qui pourraient suivre ce travail.

Le chapitre VI. *Conclusions*, résume les principaux résultats de cette thèse.

Une remarque sur les unités : nous avons utilisé des unités métriques, sauf dans les cas où les comparaisons avec des recherches antérieures (surtout celles provenant des États Unis) nécessitent des unités impériales. Dans ces cas, les unités métriques équivalentes sont fournies dans la liste des symboles au début de cette thèse.

II. ANTÉCÉDENTS

1. Description de l'environnement spatial

Les dangers de l'environnement spatial varient avec la durée de la mission, l'altitude, l'inclinaison et les autres paramètres orbitaux. Les composantes de l'environnement spatial sont à la fois nombreuses et dangereuses. Le vide produit un dégazage dans certains matériaux et un soudage à froid dû à la friction entre des parties mécaniques. Le cyclage thermique génère une fatigue, manifestée par des microfissures et une délamination des composites⁽¹⁾. Les rayonnements électromagnétiques produisent des changements importants au niveau moléculaire dans les polymères⁽²⁾ la liaison des chaînes ('cross-linking') mène à une croissance de la limite de rupture et à une fragilisation, la fracture des chaînes ('chain scission') mène à une diminution de la limite de rupture et de l'élasticité. L'oxygène atomique érode les surfaces des matériaux (surtout le kapton et l'argent) par oxydation⁽³⁾. Ici nous allons nous concentrer sur l'effet de l'impact de micrométéorites et de débris sur des matériaux.

2. Météorites dans le système solaire

Présents dans le système solaire avec des orbites de toutes les inclinaisons se trouvent les 'météoroïdes'. Ils sont compris en taille entre les petits astéroïdes (10 km) et les 'micrométéoroïdes' (< 1 mm). On considère que ces derniers sont constitués de fragments provenant de collisions d'astéroïdes et de poussières de comètes. Nous connaissons depuis longtemps l'existence d'un nuage de grains de poussières distribué dans l'espace interplanétaire grâce à sa manifestation optique : la lumière zodiacale. Ceci est produit par la lumière du Soleil qui est diffusée par des myriades de petites particules autour du Soleil⁽⁴⁾. La contribution relative des astéroïdes et des comètes à cette population des poussières reste incertaine. Mais c'est l'objet de nombreuses études par des modélisations dynamiques des grains⁽⁵⁾⁽⁶⁾ par des mesures des propriétés optique et infrarouge⁽⁷⁾⁽⁸⁾ et par des analyses chimiques⁽⁹⁾. Différents chercheurs ont déjà recueilli des 'micrométéorites' ou 'particules de poussière interplanétaire' que l'on appelle aussi les 'IDP' (Interplanetary Dust Particles). Celles-ci sont les micrométéoroïdes qui ont survécu au passage à travers l'atmosphère de la Terre. Elles ont été recueillies dans le fond des mers⁽¹⁰⁾, dans les lacs glaciaires aux pôles⁽¹¹⁾ et dans la stratosphère⁽¹²⁾. Ces particules sont réunies dans la collection de poussières cosmiques (conservée par M. Zolensky au NASA Johnson Space Center). Les dernières contributions à cette collection sont les grains capturés directement dans l'espace par des expériences embarquées sur satellites.

3. Expériences de détection de particules dans l'espace

Plusieurs méthodes ont été employées pour obtenir des données sur les particules interplanétaires dans l'espace. Les données obtenues varient selon la méthode de détection utilisée et l'orbite du satellite emportant l'expérience⁽¹³⁾. La méthode la plus simple est d'exposer une surface à l'espace, la ramener sur Terre et d'examiner les cratères et perforations occasionnées par l'impact des grains sur la surface. On a trouvé les premiers effets d'impact sur des expériences spécifiquement conçues dans ce but après les missions Gemini⁽¹⁴⁾ et Skylab⁽¹⁵⁾. D'autres surfaces montrant des impacts ont été récupérées sur Mercury⁽¹⁶⁾, Apollo⁽¹⁷⁾, Surveyor III⁽¹⁸⁾ et des échantillons lunaires ont été récupérés par les missions Luna et Apollo⁽¹⁹⁾.

4. Micrométéoroïdes

Les caractéristiques des micrométéoroïdes qui nous intéressent particulièrement ici concernent leur composition, leur forme, leur masse volumique (pour des raisons de simplicité et de consistance avec d'autres études, nous dirons désormais leur 'densité'), leur vitesse et leur orbite. On peut connaître la **composition** des micrométéoroïdes au moyen d'analyses chimiques de divers types. Des analyses sur les plus grandes météorites ont permis de distinguer trois classes principales ⁽²⁰⁾ : les météorites **pierreuses**, qui comprennent les chondrites (celles qui contiennent des inclusions rondes appelées les 'chondres'), et les achondrites; les **lithosidérites**, qui contiennent des proportions variées de silicates et d'un alliage de nickel et fer ; et les **métalliques**, qui sont entièrement de nickel-fer. Les chondrites représentent un condensat peu modifié de la matière constitutive de la nébuleuse solaire primitive. Par conséquent, elles constituent le groupe le plus intéressant pour les historiens du système solaire. Le catalogue de poussières cosmiques fournit un résumé des analyses chimiques faites sur des IDP⁽²¹⁾. Brownlee range les compositions de ces IDP en trois groupes : les particules chondritiques (agrégats de plus petits grains), les particules de Fe-S-Ni (des petites sphères ou cristaux) et les silicates mafiques (mélanges de Mg, Si, et autres éléments, par exemple : les olivines et pyroxènes pauvres en fer)⁽²²⁾.

Les particules peuvent être des cristaux angulaires, des sphères ou des agglomérats amorphes, donc la question de la **forme** est compliquée. L'examen des impacts lunaires indiquait que les grains étaient approximativement équidimensionnels ⁽²³⁾. Par ailleurs, des essais en laboratoire ont montré que seules des particules avec des rapports axiaux > 4 produisent des cratères allongés ou elliptiques, toutes les autres particules produiront des cratères circulaires ⁽²⁴⁾. Ceci a formé la base de l'hypothèse d'une forme sphérique pour des météoroïdes dans de nombreux calculs.

La question de la **densité** des micrométéoroïdes est assez discutée. Aucune conclusion définitive n'est encore possible. Malgré cela, les chercheurs s'accordent sur la diminution de la densité avec la croissance de la taille des grains. La collection de poussières cosmiques montre quelques agrégats 'fluffy', ou floconneux, avec des densités < 1 g/cm³ et d'autres particules chondritiques plus compactes avec des densités de 2-3 g/cm³ pour une gamme de taille de grains de 2-60 μm ⁽²⁵⁾. Le Sergeant D'Hendecourt et Lamy, 1980 ⁽²⁶⁾ propose une revue détaillée des différentes conclusions sur les densités des IDP. Pour les calculs, nous avons employé, ici, le modèle de densité suivant ⁽²⁷⁾:

$$\rho = 2 \text{ g/cm}^3 \text{ (} m < 10^{-6} \text{ g)}; \rho = 1 \text{ g/cm}^3 \text{ (} 10^{-6} < m < 10^{-2} \text{ g)}; \rho = 0.5 \text{ g/cm}^3 \text{ (} m > 10^{-2} \text{ g)}$$

Cour-Palais a calculé que les **vitesse**s des météoroïdes varient entre 11 km/s et 72 km/s avec une valeur moyenne de 20 km/s⁽²⁸⁾. Anderson a proposé des limites de 11.1 km/s et 72.2 km/s avec une valeur moyenne de 17 km/s⁽²⁹⁾. A cause du mouvement de l'engin spatial autour de la Terre, on attend un flux plus élevé sur la surface (dite 'bord d'attaque') dans la direction du vecteur vitesse que celle (dite 'bord de fuite') à l'opposée du vecteur vitesse. Pour calculer la vitesse d'impact il est nécessaire d'effectuer une transformation au moyen de l'orientation de la surface et de l'orbite ⁽²⁷⁾ ⁽³⁰⁾.

Nos renseignements sur la distribution spatiale des particules de poussières proviennent d'études du nuage zodiacal⁽⁴⁾. On pense que ce nuage contribue jusqu'à 80% du flux de poussières interplanétaires surtout dans la gamme de tailles 10-1000 μm⁽³¹⁾. Les mesures sur le nuage montrent qu'il y a une concentration de grains dans des orbites elliptiques et d'inclinaisons faibles autour du Soleil. Mais, les sources potentielles de ces poussières, comètes incluses, peuvent avoir des orbites d'inclinaison élevée. Divine a divisé l'ensemble des particules en cinq populations, qui s'appellent 'noyau', 'incliné',

'excentrique', 'halo' et 'astéroïdale' selon leurs caractéristiques d'orbites⁽³²⁾. Les orbites des particules sont perturbées par les forces gravitationnelles du Soleil et des planètes, la pression de radiation solaire, la traînée de Poynting-Robertson, la pression due aux impacts des ions (ou 'pression du vent solaire'), la traînée due aux impacts des ions ('traînée du vent solaire'), la pression de Coulomb et la force de Lorentz. Le direction de la force de Lorentz (due au champ magnétique du Soleil et de la Terre) dépendra de la position de la particule dans la structure de la magnétosphère. Une revue détaillé de ces forces a été écrite par Bandermann⁽³³⁾. Une comparaison entre les valeurs de ces différentes forces pour des particules de différentes tailles à 1 unité astronomique (u.a. ou AU) montre que la pression de radiation et la force de Lorentz sont plus importantes que les autres pour des particules inférieures à 0.3 μm ⁽³⁴⁾. A cause de la direction de ces forces les particules seront entraînées jusqu'à une distance solaire de 10 u.a. en 100 jours⁽³⁵⁾. Ceci ne veut pas dire que l'espace interplanétaire est dépourvu de ces grains, mais que leurs durées de vie sont plus courtes.

Le **flux** est le nombre de météoroïdes qui frappent une surface donnée dans un temps donné. Normalement on donne le **flux cumulatif** (ou flux 'intégral'). Ceci est défini par le nombre de météoroïdes qui frappe une surface dans un temps donné ayant une masse ou diamètre supérieure ou égale à une certaine masse ou diamètre. Les modèles de flux de poussière interplanétaires les plus fréquemment employés sont ceux de **Grün and Zook et al.** ⁽³¹⁾ et de **Cour-Palais**⁽²⁸⁾. Ils sont illustrés sur la figure II.1. Il n'y a pas de différence importante entre les deux, bien qu'ils soient basés sur des données différentes. Ici nous employons le modèle de Grün, puisqu'il est basé sur une plus grande gamme de tailles de particules et qu'il inclut des données plus récentes.

Le flux interplanétaire F_{ip} (mesuré en impacts/m²/s) impactant une plaque à l'orientation aléatoire avec un angle de vue de 2π à une distance de 1 u.a. de la Terre (valable pour des masses 'm' $>10^{-18}$ g) est décrit par :

$$F_{ip} = c_0 \{ F_1(m) + F_2(m) + F_3(m) \} \quad (1)$$

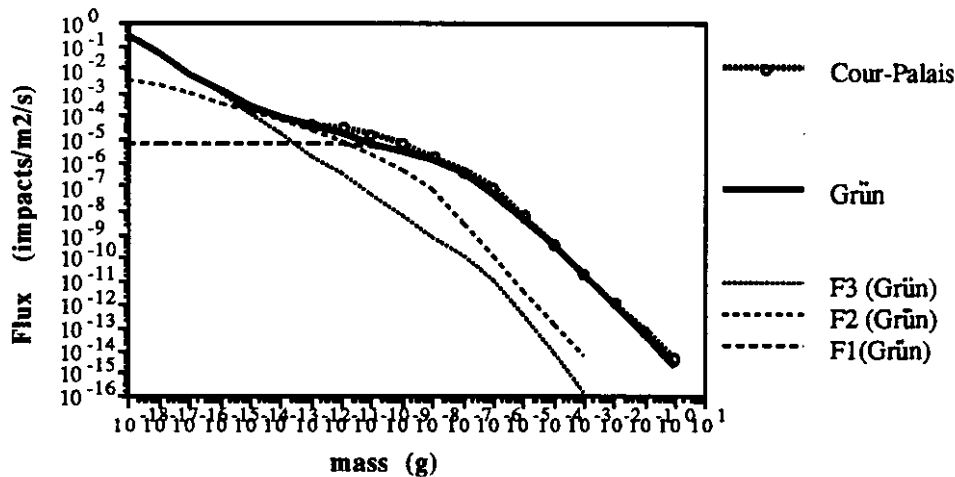
$$\begin{aligned} F_1(m) &= (c_1 m^{0.306} + c_2)^{-4.38} && \text{pour grandes particules (m > } 10^{-9} \text{ g)} \\ F_2(m) &= c_3(m + c_4 m^2 + c_5 m^4)^{-0.36} && \text{moyennes particules (} 10^{-14} < m < 10^{-9} \text{ g)} \\ F_3(m) &= c_6(m + c_7 m^2)^{-0.85} && \text{petites particules (m < } 10^{-14} \text{ g)} \end{aligned}$$

où 'm' est exprimé en gramme et :

$$\begin{aligned} c_0 &= 3,15576 \times 10^7 \\ c_1 &= 2,2 \times 10^3 \\ c_2 &= 15 \\ c_3 &= 1,3 \times 10^{-9} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} c_4 &= 10^{11} \\ c_5 &= 10^{27} \\ c_6 &= 1,3 \times 10^{-16} \\ c_7 &= 10^6 \end{aligned}$$

Figure II.1 : Comparaison entre les modèles de Grün et Cour-Palais pour le flux des météoroïdes. F1, F2, F3 sont les différentes composantes du modèle de Grün pour des grandes, moyennes et petites particules



5. Débris orbitaux

Depuis 1957, plus de 3400 lancements ont injecté 22000 objets divers dans l'espace proche de la Terre. Au cours du temps, quelques-uns de ces éléments rentrent dans l'atmosphère de la Terre. D'autres se déplacent vers l'espace profond, mais au moins 7000 restent en orbite autour de la Terre⁽³⁶⁾. Le nombre croissant des objets inutiles (on dit aussi débris 'spatiaux', 'artificiels' et 'd'origine humaine') menace sérieusement les activités dans l'espace. Il y a non seulement un problème d'impacts individuels, mais aussi le risque d'une réaction en chaîne, suite à des collisions entre les débris eux-mêmes et entre les débris et les objets utiles. Ceci pourrait mener à la formation d'une ceinture de débris autour de la Terre^{(37) (38)}.

Les premières preuves expérimentales d'impacts de débris sur des véhicules spatiaux venaient des expériences S-149 sur Skylab. En 1976, les analyses des cratères formés sur Skylab ont montré des traces d'aluminium - un élément qui ne se trouve pas tout seul dans les météoroïdes⁽³⁹⁾. Puis les analyses des cratères trouvés sur les hublots de la navette américaine montraient des impacts provenant des écailles de peinture. Nos connaissances actuelles des débris viennent de plusieurs sources : les objets d'une taille supérieure à 10-20 cm en orbite basse peuvent être suivis par le réseau de surveillance du US Space Command (USSPACECOM). Ce réseau consiste en 20 différents télescopes radars, optiques et électro-optiques qui sont distribués autour du monde. Nos connaissances des particules de débris dans la gamme du micromètre et du mm se basent en grande mesure sur les résultats de l'examen des surfaces embarquées, comme celles de Solar Max^{(40) (41)} et des échantillons lunaires. Les origines des débris se trouvent dans les explosions et les collisions⁽⁴²⁾, de la dégradation des surfaces⁽⁴³⁾, et des tirs des troisième étages des fusées qui produisent des sphères d' Al_2O_3 de 1-15 μm ^{(44) (45)}.

En admettant qu'une grande partie de ces fragments dans l'espace soit en aluminium ou en alumine, on peut faire l'hypothèse que la densité des débris spatiaux est à peu près celle de l'aluminium: 2.7 g/cm³. Dans son modèle de flux des débris, Kessler prend deux densités différentes, selon le diamètre de la particule⁽⁴⁶⁾:

$\rho = 2.8 d^{-0.74} \text{ g/cm}^3$ (pour $d > 0.5 \text{ cm}$) et $\rho = 4.7 \text{ g/cm}^3$ pour $d \leq 0.5 \text{ cm}$.

Les particules les plus petites pourraient avoir une densité plus élevée, due à de l'acier, du cuivre et d'autres métaux plus dense qu'aluminium, qui sont présents en orbite basse. Les plus gros débris seront probablement des morceaux creux avec une forme bizarre et une densité plus faible. La forme dépend de la source et de la nature des débris et elle est donc imprévisible.

Rex constate que la combinaison de données de plusieurs sources indique que le flux des débris orbitaux prédomine sur le flux des météoroïdes pour tous les grains supérieures à 10^{-3} g et inférieures à 10^{-6} g (47). De plus la vitesse moyenne pour un débris en orbite basse à une altitude de 450 km est d'environ 8 km/s, mais des impacts entre 0 et 16 km/s sont possibles, selon la vitesse relative entre le débris et l'engin spatial. On calcule le risque de collision en employant un modèle de la population des débris, la distribution de probabilités de collision (avec l'hypothèse d'une distribution de Poisson), la vitesse relative entre l'engin spatial et le débris, les masses respectives, les surfaces et la durée de la mission. Les différentes méthodes pour calculer la densité spatiale et les dangers de collision sont résumées dans l'oeuvre de Johnson et McKnight: 'Artificial Space Debris'(48). Le modèle de flux employé le plus fréquemment est celui développé par Kessler et Su en 1985 (49). Ce modèle a subi plusieurs révisions et la plus récente (29) est illustrée sur la figure II.2. Selon Kessler, il reste un facteur d'incertitude important dans la description de cet environnement, surtout pour des particules inférieures à 10 cm et des altitudes autres que 500 km(49).

Le flux cumulatif de débris orbitaux de tailles supérieures au diamètre d sur un véhicule qui orbite à une altitude h , d'inclinaison i , dans l'année t , quand l'activité solaire était S un an avant t , est donné par l'équation suivante:

$$F(d, h, i, t, S) = k H(d) \Phi(h, S) \Psi(i) \{F_1(d) g_1(t) + F_2(d) g_2(t)\} \quad (2)$$

où les fonctions sont décrites par:

$$H(d) = \{ 10 (- (\log_{10} d - 0.78)^2 / (0.637)^2) \}^{0.5} \quad (3)$$

$$\Phi(h, S) = \Phi_1(h, S) / (\Phi_1(h, S) + 1) \quad (4)$$

$$\Phi_1(h, S) = 10 (h/200 - S/140 - 1.5) \quad (5)$$

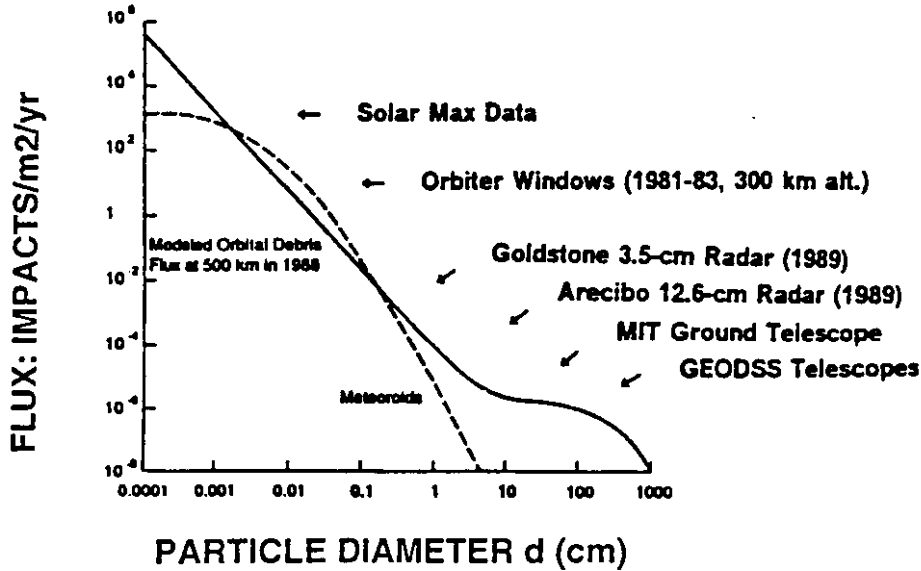
$$F_1(d) = 1.22 \times 10^{-5} \cdot d^{-2.5} \quad (6)$$

$$F_2(d) = 8.1 \times 10^{10} \cdot (d + 700)^{-6} \quad (7)$$

$$g_1(t) = (1 + q)^{t - 1988} \quad (8)$$

$$g_2(t) = 1 + p (t - 1988) \quad (9)$$

Figure II.2: Comparaison entre le flux des météoroïdes et le modèle de débris de Kessler.



6. Dégradation par impact

Quel que soit le matériau, le choc de l'impact d'un projectile voyageant à plusieurs km/s sur une cible occasionne toujours une dégradation. On peut diviser cette dégradation en trois groupes⁽⁵⁰⁾:

1. les **cratères**, où le projectile est arrêté par la cible. Une cible dont les dimensions n'influencent pas la formation du cratère est appelée 'semi-infinie' ou 'épaisse'.
2. les **perforations** (qu'on appelle aussi 'pénétration' ou 'trou'), où le projectile passe à travers la cible. Dans ce cas on dit que la cible est 'finie' ou 'mince'.
3. les **perforations marginales** - une étape intermédiaire entre cratère et perforation, où le projectile perce à peine la cible. La cible dans ce cas est dite d'une épaisseur 'marginale'.

Bien qu'on ait étudié le comportement sous impact d'une façon empirique pendant environ 40 ans, plusieurs questions restent non résolues. Par exemple, on ne sait toujours pas si le volume du cratère (c'est à dire : de l'hémisphère creux) est fonction de l'énergie cinétique ou de la quantité de mouvement du projectile. On a montré que la forme des cratères, qui est souvent caractérisée par le rapport profondeur sur diamètre (P/D), dépend des densités respectives du projectile et de la cible. Mais, Swift a montré théoriquement que pour des vitesses élevées, les formes des cratères tendent vers une hémisphère (c'est à dire: P/D = 0.5) quels que soient la combinaison de cible et projectile⁽⁵¹⁾. Ceci résulte de l'hypothèse que le volume d'un cratère hémisphérique 'Vol_c' est proportionnel à l'énergie cinétique de la particule 'E_p':

$$\text{Vol}_c = k E_p \quad \text{où } k = \text{const.} \quad (10)$$

nous pouvons écrire :
$$\text{Vol}_c = 0,5 \frac{\pi}{6} (2P)^3 \quad (11)$$

et
$$m = \frac{\pi}{6} \rho_p d^3 \quad (12)$$

où P = profondeur du cratère
 m = masse de la particule
 ρ_p = densité de la particule
 d = diamètre de la particule
 V = vitesse de la particule

On peut mettre tout ensemble :

$$\frac{P}{d} = \left(\frac{k \rho_p}{4} \right)^{0,333} V^{0,666} \quad (13)$$

Cette dernière relation donne les exposants de 0,666 pour la vitesse et de 0,333 pour la densité de la particule que l'on retrouve dans beaucoup d'équations empiriques. L'absence de dimensions linéaires traduit une croissance linéaire de taille des cratères avec la taille des projectiles. Ceci n'est pas exactement le cas et plusieurs auteurs ont rajouté un facteur d'échelle de 'd^{0,056}'. Par conséquent on a plus souvent la forme :

$$\frac{P}{d} = \left(\frac{k \rho_p}{4} \right)^{0,333} d^{0,056} V^{0,666} \quad (14)$$

Afin d'acquérir une meilleure compréhension des mécanismes impliqués dans le comportement des matériaux, il est indispensable d'étudier la théorie des chocs sur des matériaux. Quand les vitesses d'impact augmentent, les pressions générées par l'impact deviennent plus importantes que les limites élastiques de la cible et du projectile. La dynamique des chocs domine la réponse globale des matériaux et la vitesse est dite 'hypervitesse'. En général, on accepte des vitesses entre 3 et 5 km/s comme seuil pour les conditions d'écoulement hydrodynamique et l'occurrence de phénomènes d'impact à hypervitesse (déformation plastique considérable, spallation et éventuelle fusion et vaporisation)⁽⁵²⁾. Actuellement il existe plusieurs niveaux de modèles pour décrire le comportement d'un matériau sous impact. Avec des degrés de sophistication croissants, on a les modèles uni-, bi- et tridimensionnels.

Modèle théorique unidimensionnel

Le modèle le plus simple est unidimensionnel. Il est basé sur le mouvement des ondes de choc à travers un projectile et une cible de dimensions infinies. Le projectile et la cible subissent initialement des ondes de compression qui les ramènent à une certaine pression. Ensuite la pression est ramenée à la valeur ambiante par des ondes de raréfaction réfléchies par les surfaces de ces objets. A partir de cette approche, Gault et Heitowit ont développé une formulation semi-analytique qui permet d'estimer la répartition d'énergie entre le projectile et la cible, les pressions d'impact et le pourcentage de fusion dans le projectile ⁽⁵³⁾⁽⁵⁴⁾ Voir IV.3 pour l'application de cette formule. Pour un traitement plus complet d'un impact on se retourne vers les calculs hydrodynamiques par ordinateur.

Les codes hydrodynamiques

Les codes hydrodynamiques ou 'hydrocodes' sont des logiciels très puissants créés pour la simulation d'événements dynamiques. Ils résolvent les équations de conservation de masse, de moment et d'énergie, en même temps que l'équation d'état du matériau (relation entre l'énergie interne et le volume, à d'hautes pressions) et la relation constitutive (relation entre les contraintes et les déformations), afin de décrire le comportement du matériau sous impact. Au début, ces codes ne tenaient pas compte des caractéristiques mécaniques des matériaux. Les métaux étaient modélisés comme des fluides pour l'analyse hydrodynamique, d'où l'appellation 'codes hydrodynamiques', abrégée plus tard en 'hydrocodes'⁽⁵⁵⁾. Leur complexité et le coût élevé des calculs expliquent pourquoi les chercheurs favorisent les équations empiriques sur les hydrocodes pour estimer les dimensions d'un impact à partir de conditions initiales données.

Nous voulons évaluer l'utilité et la précision de l'hydrocode 'HULL' (un parmi une dizaine de codes existants) dans l'estimation des dimensions d'un impact donné. HULL a été développé dans les années 70 par D.A. Matsuka et R.E. Durrett à Orlando Technology Inc, Florida pour l'étude des effets des armes nucléaires au Air Force Weapons Laboratory⁽⁵⁶⁾. C'est un système de codes euleriens, capable de résoudre les équations de conservation de la masse, de l'énergie, de la quantité de mouvement et l'équation d'état. Avec ces relations on obtient un système d'équations différentielles partielles que l'on peut résoudre à l'aide des équations aux différences finies analogues. On résout le calcul à partir des conditions initiales, avec des pas de temps discrets⁽⁵⁵⁾. Les hydrocodes sont toujours en cours d'amélioration. Il faut donc systématiquement vérifier leurs résultats au moyen de simulations expérimentales effectuées en laboratoire.

7. Simulations expérimentales

La simulation en laboratoire d'impacts à hypervitesse est essentielle pour l'étalonnage d'expériences embarquées, pour établir les équations d'état (qui décrivent les propriétés thermodynamiques d'un matériau) pour essayer de nouveaux détecteurs, blindages et matériaux. Il existe divers moyens d'essais pour des applications différentes: des accélérateurs électrostatiques et à plasma pour les plus petites particules, et des canons à gaz léger et à rail pour les plus grands grains. Les lasers peuvent aussi être utilisés. Parmi toutes ces techniques, il n'existe pas un moyen unique capable d'accélérer à hypervitesse toutes les tailles de particules du micromètre au cm. L'emploi de différentes méthodes d'accélération peut produire des discontinuités dans les comparaisons entre les résultats. Il est plus difficile d'effectuer une étude des effets d'échelle dûs à la taille de la particule, quand il faut passer d'un moyen à un autre.

Un autre problème consiste à l'accélération des projectiles dont la taille est de l'ordre du mm au cm à des vitesses de 10 à 20 km/s (la gamme de vitesse moyenne pour les débris et météoroïdes). Cette taille de projectile est reconnue comme étant la plus dangereuse pour les véhicules spatiaux car il est possible de suivre des morceaux supérieurs à 10-20 cm par des techniques de radar et de se protéger contre des grains de l'ordre du micromètre avec des techniques de blindage. Mais la protection contre les particules dans la gamme mm-cm nécessiterait des blindages d'un poids prohibitif.

8. Équations empiriques

Souvent les simulations expérimentales des impacts à hypervitesse donnent lieu à des équations empiriques. Celles-ci sont des descriptions simplifiées des caractéristiques d'impact selon les conditions expérimentales (par ex. : vitesse, taille et densité du

projectile). Quand on examine une surface comportant des cratères ou perforations, on peut mesurer leurs caractéristiques mais on ne connaît pas tout de suite les caractéristiques de la particule responsable de l'impact. Ces expériences permettent particulièrement la conversion des dimensions des cratères en dimensions de particules et vice versa. De nombreuses relations empiriques et semi-empiriques ont été développées pour convertir la taille des cratères et des perforations en masse ou diamètre de particules, taille équivalente de cratère sur aluminium ou épaisseur de pénétration équivalente. Toutes ces méthodes dépendent d'hypothèses sur la densité du projectile, des vitesses d'impact et de son interaction avec la cible. On obtient les équations avec des techniques de régression pour représenter les résultats d'essais en laboratoire. McDonnell et Sullivan donnent une description du développement typique d'une équation empirique ⁽⁵⁷⁾. Il y a trois différents groupes d'équations qui couvrent les régimes d'épaisseur de cible différents décrits précédemment. Nous fournissons une sélection des équations existantes, groupée dans les trois régimes d'épaisseur dans l'annexe A de la version anglaise de cette thèse.

2. Impacts obliques et secondaires

Un grain qui frappe une surface avec un angle d'incidence oblique peut ricocher, en emmenant des fragments de la surface avec elle. Le grain lui-même est souvent fragmenté dans ce processus, et les débris éjectés peuvent générer des cratères 'secondaires' sur la même ou une autre surface. Ces impacts secondaires ont été remarqués la première fois sur les surfaces des échantillons lunaires, lorsque le flux des microcratères ne s'accordait pas avec le flux des plus grands cratères. Souvent on découvre les impacts secondaires tard dans les études, à partir d'inconsistances dans les mesures de flux ⁽⁵⁸⁾; c'était aussi le cas pour les surfaces ramenées de la mission de réparation sur Solar Max en 1984. C'est parce que des déviations inattendues dans le flux peuvent seulement être identifiées quand les comptages systématiques des cratères sont complets. Les cratères secondaires ne sont pas toujours faciles à identifier; tout d'abord, il faut établir la position du cratère **primaire**, après on trouve que les secondaires constituent un groupe localisé de cratères plus petits et parfois obliques. Ces impacts ont tendance à être moins profonds et moins circulaires que le cratère primaire, à cause de la vitesse et à la masse plus faible des éjectés. L'**angle d'impact** ' α ' (que nous appelons parfois l'incidence) joue un rôle important dans la création d'impacts secondaires. α est défini comme l'angle entre la direction du mouvement du projectile et la normale à la surface de la cible. Dans l'espace, il y a très peu de grains qui frappent normalement à la surface d'un satellite.

III. APPROCHE EXPÉRIMENTALE

1. ÉCHANTILLONS RÉCUPÉRÉS DE L'ESPACE

Description de l'expérience sur Mir

La station orbitale Mir se trouve sur une orbite circulaire à une altitude de 350-450 km avec une inclinaison de $51,6^\circ$ depuis février 1986. Elle comporte plusieurs modules, dont le module principal, Kvant1, Kvant2, Kristall et les véhicules d'alimentation : Progress et Soyouz. L'expérience française appelée 'Échantillons' a été montée sur l'extérieure du module principal. Elle était constituée d'un support d'un mètre carré et d'épaisseur 10 cm avec de nombreuses expériences. Les deux faces de cette expérience s'appellent AR et AV (voir la figure III.2). Elle a été déployée par un cosmonaute français lors d'un EVA le 9 décembre 1988 et l'équipe russe l'a récupérée le 11 janvier 1990. Certaines de ces expériences étaient destinées à étudier la composition et la distribution des particules de poussières en orbite basse ⁽⁵⁹⁾. Un des buts principaux était d'analyser la faisabilité de détecteurs multicouches qui devraient trier l'énergie et capturer les particules qui frappent la cible. Une ou plusieurs feuilles métalliques d'épaisseurs 0.8-5 μm étaient positionnées devant des cibles épaisses. Ces feuilles ont un effet différent sur la particule selon sa taille (figure III.1) ou sa vitesse.

Figure III.1: Principe de collection de particules avec une construction multicouche employée sur Mir et LDEF

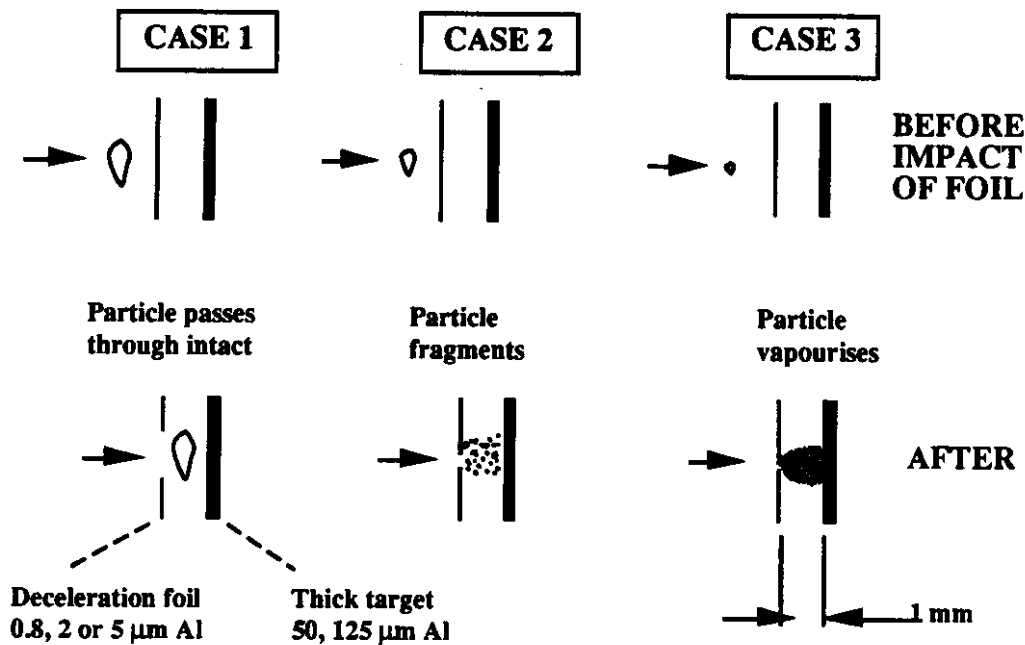
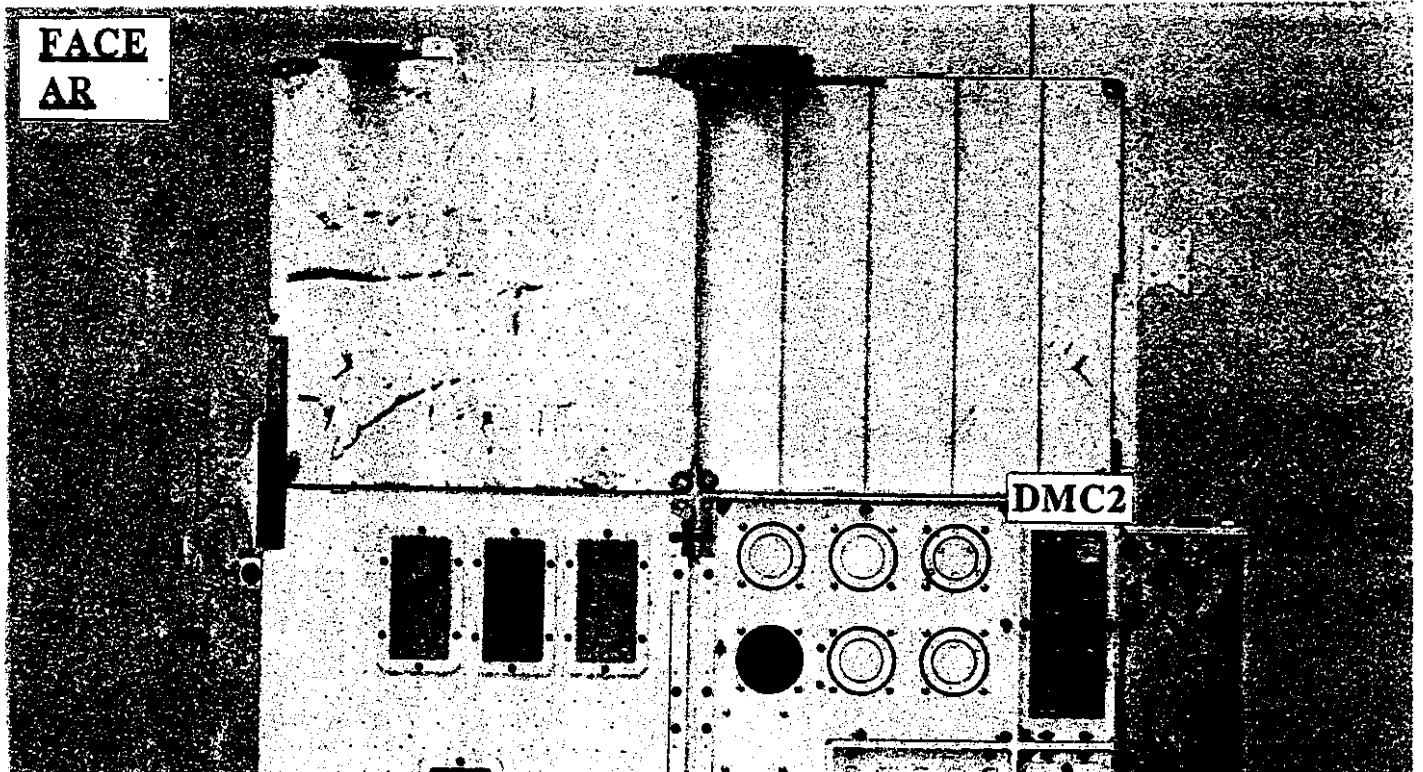
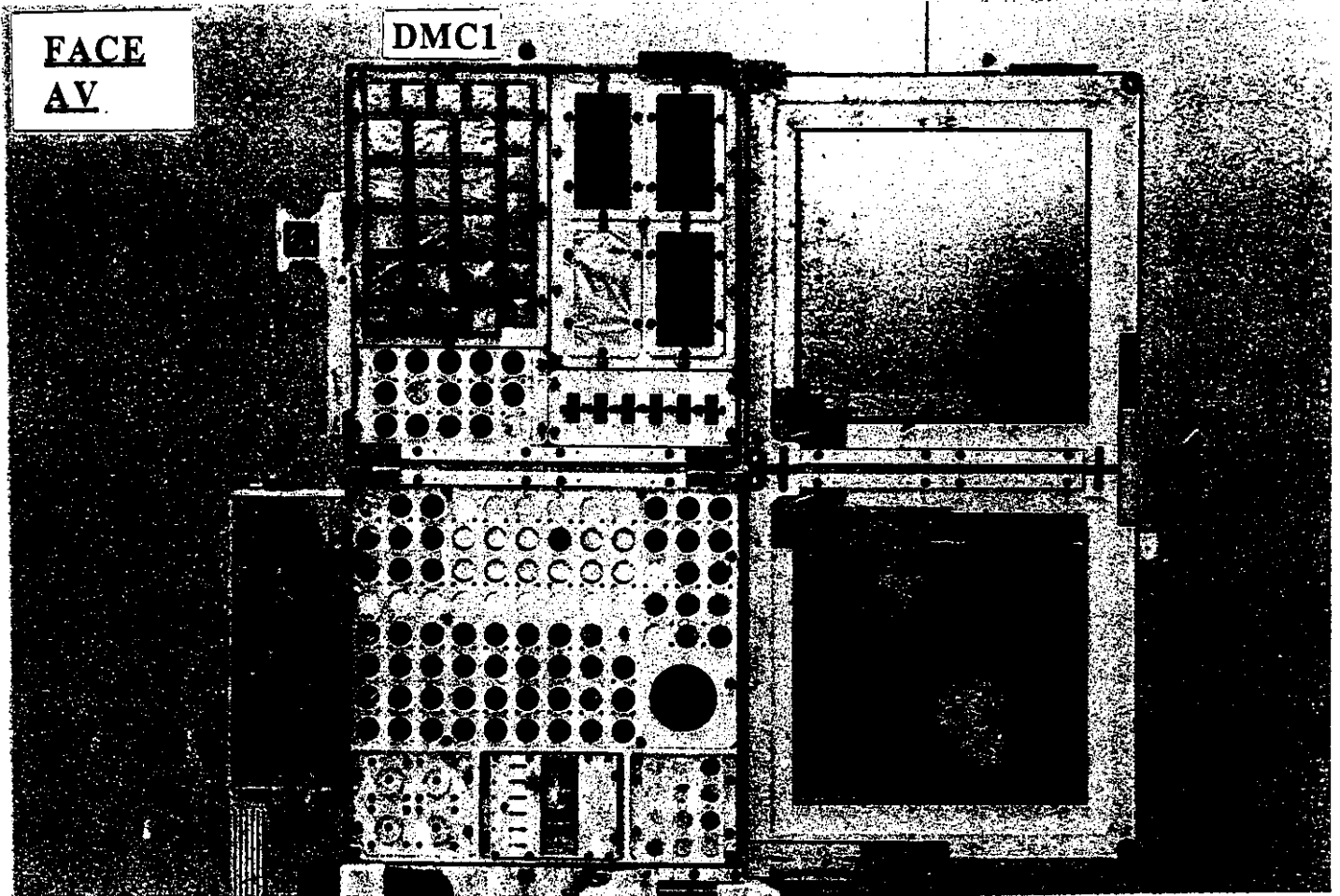


Figure III.2 : Les faces AV et AR du module 'Échantillons' sur Mir



Description de LDEF

Le satellite NASA appelé LDEF (Long Duration Exposure Facility) a été lancé en orbite basse à partir de la navette spatiale Challenger en avril 1984. Il a été récupéré par la navette Columbia après 5.7 ans en orbite. Le satellite était constitué d'un cadre cylindrique d'aluminium avec 12 côtés (ou 'rangées') et 2 faces aux extrémités. Ce cylindre avait un diamètre de 5 m et une longueur de 10 m. Les expériences étaient montées dans des boîtiers fixés au cadre. Pendant la mission, LDEF était stabilisé avec son axe longitudinal pointé vers le centre de la terre, pour que chaque rangée reste en position constante par rapport au vecteur vitesse (voir la figure III.3). La rangée 09 était dans la direction du vecteur vitesse, donc on l'appelle 'le bord d'attaque'. La rangée 03 était à l'opposé du vecteur vitesse, donc on l'appelle 'le bord de fuite'. Après le dépouillement de l'expérience, on a découvert que le satellite était décalé de 8° par rapport au vecteur vitesse vers la rangée 10. Pendant ce travail nous avons examiné des échantillons des expériences suivantes: FRECOPA (FRench COoperative PAYload) qui était positionné sur le bord de fuite de LDEF (le côté ouest) sur la rangée 03; MAP (Micro Abrasion Package) conçu par l'Université de Kent à Canterbury (UKC) ⁽⁶⁰⁾ se trouvait sur les rangées 03, 06, 09, 12 et l'extrémité 'espace' de LDEF. Nous avons examiné des échantillons de MAP sur la rangée 09 (le côté est). Les 'clamps' servaient à fixer les boîtiers d'expériences au cadre de LDEF, et nous avons examiné ceux provenant des rangées 01, 04, 05, 06, 07, 08 et 09 autour du satellite⁽⁶¹⁾.

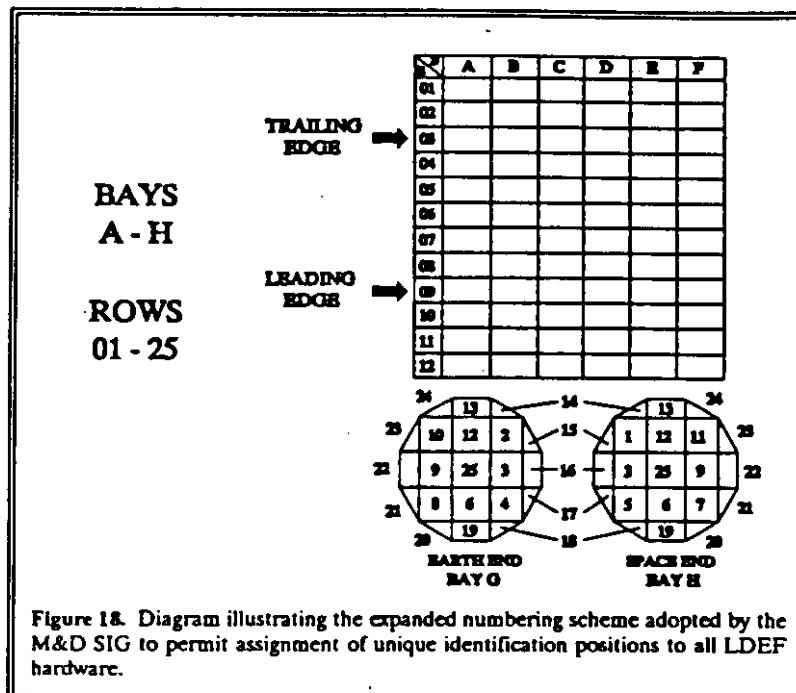
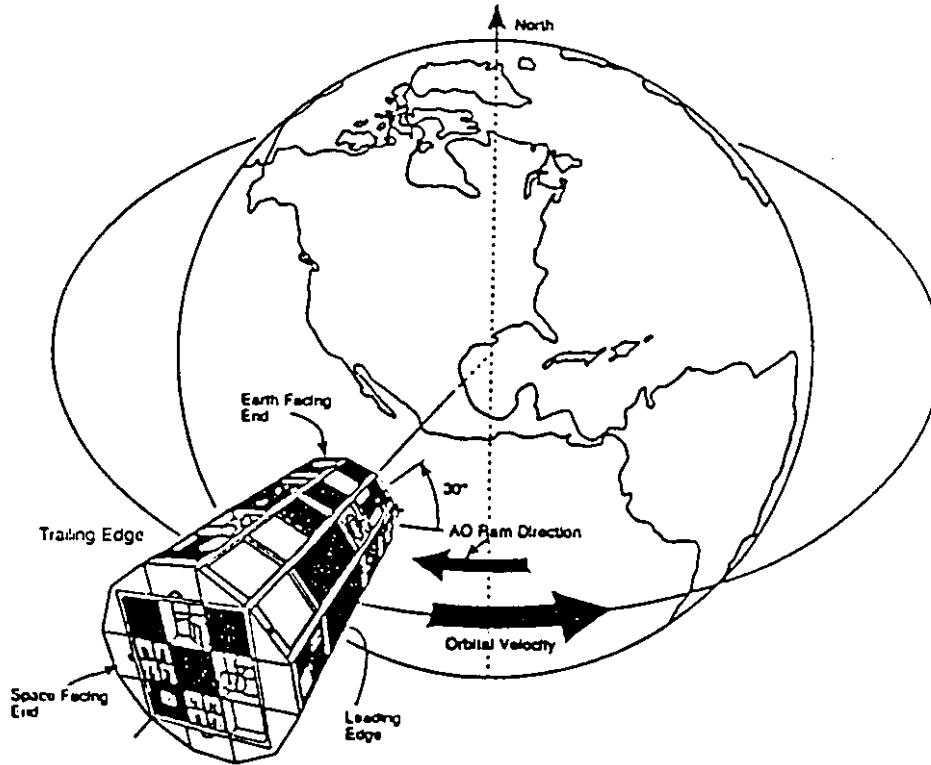
Comparaison entre les paramètres des expériences sur Mir et LDEF

Le tableau III.1 compare les paramètres principaux des expériences sur Mir et sur LDEF.

Tableau III.1.

Paramètre	LDEF	MIR
Date de lancement	7.4.84	9.12.88
Date de récupération	12.1.90	11.1.90
Temps d'exposition	1.8187×10^8 s	3.3264×10^7 s
orientation	stabilisation gradient gravité	stabilisation inertiel/variable
inclinaison de l'orbite	28,5°	51,6°
altitude	entre 482 et 324 km	entre 425 et 350 km
oxygène atomique (atomes/cm ²)	9,0 x 10 ²¹ (rangée 09) 1,3 x 10 ¹⁷ (rangée 03)	3,6-5,9 x 10 ²⁰ (face AR) 0,37-7,3 x 10 ¹⁹ (face AV)
Illumination UV (équivalent sun hours : esh)	11200 esh (rangée 09) 11100 esh (rangée 03)	1900 esh (face AR) 2850 esh (face AV)
position des expériences par rapport au vecteur vitesse	constante	variable

Figure III.3 : Le satellite LDEF(61)



2. OBSERVATION DES ÉCHANTILLONS

L'observation des impacts sur les échantillons exposés à l'espace permet d'obtenir un certain nombre de renseignements concernant les caractéristiques des particules qui ont frappé ces échantillons. Dans ce but nous avons examiné les surfaces des échantillons à la recherche des impacts. Un comptage d'impacts sur une surface donnée indique le flux de particules. Les dimensions et l'observation des impacts fournissent des indications sur la taille, l'incidence et la densité de particules.

2.1. Mesures d'impacts

Pour un exemple de cratère typique voir la figure III.4. On arrive à distinguer d'une part les cratères et perforations créés par impact, et d'autre part les défauts de matériaux et la contamination sur la surface des expériences, par les caractéristiques suivantes :

- symétrie radiale
- un bord relevé qui apparaît comme un halo lumineux sous un microscope optique ou un microscope électronique à balayage (MEB)
- une cavité centrale qui est grisâtre pour un cratère et noirâtre pour une perforation.

Dans la pratique, l'examen des surfaces avec un MEB est parfois gêné par des surfaces oxydées, des défauts et des contaminations. Nous avons mesuré le diamètre interne du cratère à la surface de l'échantillon pour donner le paramètre 'D' (diamètre de l'impact). Nous avons mesuré la profondeur du cratère 'P' stéréoscopiquement en employant la méthode de Lane ⁽⁶²⁾. Les dimensions des impacts allongés sont traitées comme s'ils étaient parfaitement elliptiques, en affectant aux grands et petits axes les plus longues et plus larges dimensions du cratère ou perforation. Nous utilisons la définition de Fechtig pour la circularité du cratère⁽⁶³⁾. Pour une ellipse de grand axe 2a et de petit axe 2b, la circularité 'Ci' est :

Ci = l'aire du cercle autour du petit axe / l'aire de l'ellipse

$$Ci = \frac{\pi b^2}{\pi ab} = \frac{b}{a} \quad (15)$$

Pour un cercle Ci vaut 1 et quand l'excentricité 'e' augmente, la circularité décroît,

Pour une ellipse nous avons :

$$e^2 = 1 - \frac{b^2}{a^2} \quad (16)$$

donc :

$$Ci^2 = 1 - e^2 \quad (17)$$

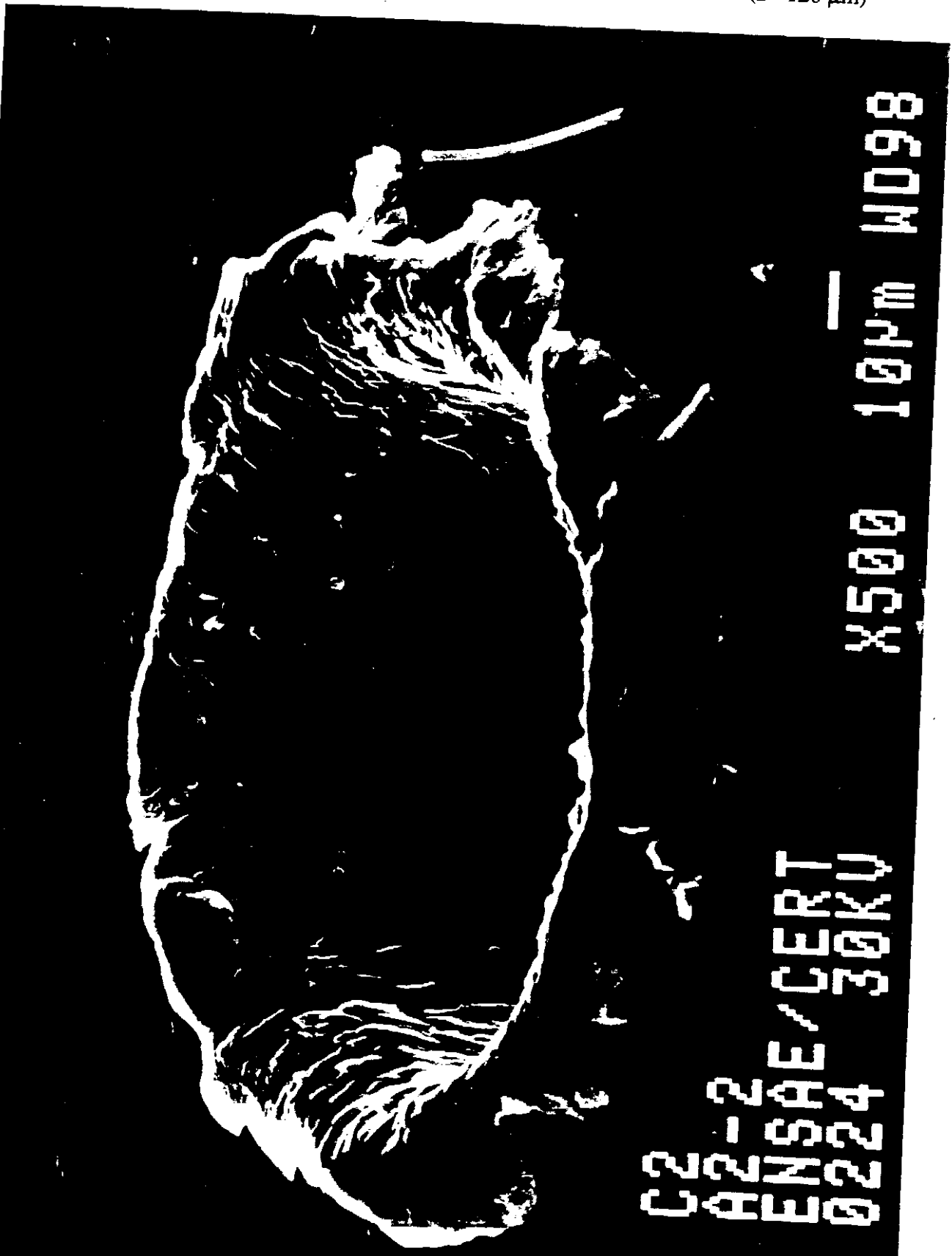
Les comptages des cratères et des perforations que nous avons effectués et les valeurs de flux déduites se trouvent dans le chapitre V, sous forme de courbes de flux.

2.2. Erreurs

Les mesures de diamètre avec un microscope optique ne sont pas précises et on peut attendre des erreurs jusqu'à $\pm 20\%$ (et même plus, si les dimensions des cratères sont inférieures à 100 μm). Pour les mesures avec le MEB, on peut attendre des erreurs de $\pm 10\%$ à cause des petits cratères, des surfaces contaminées et des conditions expérimentales changeantes (variations des filaments et de vide). On peut mesurer la profondeur d'un cratère en employant soit une méthode de focalisation sur l'axe z (une méthode approximative), soit la méthode stéréoscopique pour des cratères. Cette dernière

méthode est recommandée pour des cratères de tailles inférieures à 50 μm . Ces mesures peuvent varier de $\pm 20\%$. Des erreurs entre différents opérateurs sont inévitables. Ces erreurs augmentent quand on atteint la limite de résolution du microscope. Les distributions en taille des impacts seront influencées par les erreurs mentionnées ci-dessus jusqu'à, peut-être, $\pm 20\%$. Les erreurs dues à des fausses mesures de dimensions des impacts seront négligeables par rapport aux erreurs qui résulteront d'une surface balayée trop petite par rapport à la taille des cratères. Les surfaces éloignées du vecteur vitesse, qui ont les flux les plus faibles, sont les plus susceptibles de ce genre d'erreur, parce qu'il y a si peu d'impacts qu'il faut examiner une grande surface. Nous n'avons pas mis de barres d'erreur pour nos données, car nous ne voulions pas encombrer trop ces figures déjà lourdes d'informations. Mais ces commentaires devront être pris en compte quand le lecteur étudiera nos courbes de flux ou nos résultats d'expériences.

Figure III.4. : Cratère sur un échantillon d'aluminium sur FRECOPA A2 (D=120 µm)



3. ANALYSE CHIMIQUE

Quand une particule frappe une surface, l'énergie de l'impact crée un cratère ou une perforation. Si les pressions et températures ne dépassent pas certaines limites, il peut subsister des restes ou 'résidus' de la particule dedans, sur les bords ou juste à côté du cratère ou de la perforation. L'analyse chimique de ces résidus permet d'obtenir des renseignements sur la composition de la particule à l'origine de l'impact. La méthode principale d'analyse chimique choisie pour ce travail est l'EDX (Energy Dispersive X-ray spectrometry) ⁽⁶⁴⁾. L'analyse dans ce cas est plus proprement appelée 'analyse élémentaire', car seuls les éléments présents peuvent être identifiés et non pas leurs associations chimiques. Mais, comme 'analyse chimique' est le terme consacré, nous l'utilisons aussi ici. Nous avons essayé une autre méthode d'analyse: le SIMS (Secondary Ion Mass Spectrometry). Les résultats de cette méthode ont été médiocres à cause des effets d'ombre dus aux bords des cratères. Donc, les analyses ont été effectuées avec deux appareils de EDX séparés mais similaires: un analyseur eXL de Link Analytical muni d'une fenêtre en pyralène (au laboratoire de Métallurgie à l'ENSAE) et un analyseur de Tracor muni cette fois d'une fenêtre en diamant (au département de Qualité des Matériaux au CNES). Quand on analyse, il est important de distinguer entre les contaminants (qui se déposent sur les échantillons à des vitesses faibles avant, pendant ou après la mission) et les vrais résidus laissés par des particules. En outre nous avons pu éliminer les phases non aluminium inhérentes aux cibles d'alliages d'aluminium, par des analyses comparatives à la fois dedans et en dehors du cratère. Pour la détection de résidus extraterrestres nous avons employé les critères suivants :

Micrométéoritique

Ces critères sont basés sur ce que nous connaissons de la composition de la poussière interplanétaire. Nous avons supposé que tous résidus avec les compositions suivantes étaient d'origine naturelle (IDP):

- * Contenu en Fe élevé avec des proportions plus faibles de S et Ni
- * Proportions différentes de Mg, Fe, Si et Ca avec présence possible de Al, S, Ni

Débris orbitaux

Tous les résidus qui ne sont pas clairement micrométéoritiques ou contaminants sont suspectés d'être d'origine humaine. Tous les matériaux que l'on utilise dans l'espace peuvent être une source de débris, par suite la liste d'éléments possibles est énorme. Malgré cela, nous avons cherché plus particulièrement les éléments suivants:

- * Al et O élevé (Al_2O_3 des résidus de propergol) avec des traces de Fe, Ni, Cr, Cl, Na ou C
- * Fe élevé (aciers) avec proportions plus faibles de Mg, Si, Cd, Ti, V, Cr, Ni, Mn, Co, Cu, ou Zn
- * Proportions différentes (alliages) de Ca, Si, Ti, K, Zn, Co, Sn, Pb, Cu, S, Cl, Au ou Ag.
- * Proportions différentes de Ti, Zn, Si, O, Pb (peintures)

Malheureusement, les échantillons étaient pour la plupart en aluminium, donc les particules d'alumine et autres débris d'aluminium ne pouvaient pas être détectés. Les résultats sont donnés sur les tableaux III.2, III.3, III.4. et ils sont discutés dans le chapitre V.

Tableau III.2. Analyses chimiques faites sur LDEF FRECOA

LDEF FRECOA CHEMICAL ANALYSIS - SUMMARY OF RESULTS					
SAMPLE	MATERIAL	CRATER SIZE (μm)	P/D	CLASSIFIED	ELEMENTS FOUND
A2-1	Al	53	0.57	UNKNOWN	Al
		4.5x3	-	UNKNOWN	Al, Fe
A2-2	Al	17	0.43	UNKNOWN	Al, Fe, Ca, Cl, K, Si,
		122	0.52	UNKNOWN	Al, O
		17	0.67	DEBRIS	Al, Fe, Ni, C
A2-5	Al	190	0.59	UNKNOWN	Al
		12.5	-	NATURAL	Al, Si, Fe, Ca, C
		6.5x5	-	DEBRIS	Al, O
A2-6	Al	4.8	-	UNKNOWN	Al, O, C
		11x9	0.54	NATURAL	Al, Fe, Si, S, Ca, Mg, Mn
		6x5	0.65	UNKNOWN	Al
A3-2	Cu	110	0.43	NATURAL	Cu, Al, Si, O, Ca
A5-21B	Al	4	-	UNKNOWN	Al, Fe
		3	-	UNKNOWN	Al
		7.5x6.4	full	DEBRIS	Al, Fe, V, Cr
A54-2	Al	15 craters	-	5 NATURAL	Al, C, Fe, Na, Mg, Si, Ca, O
		1.5 < D < 15 μm	-	10 UNKNOWN	Al
B16	glass	180x130 spall D	-	UNKNOWN	Si, O
B25S	Al alloy	291	0.6	UNKNOWN	Al, Cu, Fe, Mg, Mn, C
B26S	Al alloy	287	0.57	UNKNOWN	Al, Cu, Fe, Mg, Mn, C
D1-1 & D1-2	Al	40	perf	NATURAL	Al, O, Mg, Si, Fe
E13	Au	3 craters < 4 μm			
ER 3-1	Al	119	0.57	UNKNOWN	Al
ER 3-3	Al	225x150	0.4	UNKNOWN	Al
ER 3-6	Al	39x37	0.68	UNKNOWN	Al
ER 3-7	Al	97	0.65	UNKNOWN	Al
ER 3-8	Al	235x176	0.30	NATURAL	Al, Mg, Si, O, Fe, Ca
ER 4-1	Al	34	0.53	UNKNOWN	Al
ER 4-2	Al	108x74	0.63	NATURAL	Al, Si, Mg, Fe, S, Ca, Cr
ER 4-4	Al	112	0.5	UNKNOWN	Al
ER 5-2	Al	68	0.62	UNKNOWN	Al
ER 5-3	Al	87	0.45	UNKNOWN	Al
ER 5-4	Al	56	0.59	UNKNOWN	Al
E7tb MAP 09	Al	12 craters < 5 μm	-	UNKNOWN	Severe contamination
		3 craters > 5 μm	-	UNKNOWN	precludes identification

Tableau III.3. Analyses chimiques faites sur les clamps de LDEF

NASA LDEF CLAMPS CHEMICAL ANALYSIS - SUMMARY OF RESULTS						
NB: Elements from different points in each crater are recorded on the same line. Fe, Cr, Ni inclusions are not included. Potential contamination elements: C, O, Si and S are only mentioned if present in significant quantities.						
CLAMP NO.	CRATER No.	NASA DIAM D (µm)	SEM DIAM D (µm)	P/D	CLASSIFIED	ELEMENTS FOUND
A01 C03	1	120	78	0.56	NATURAL	Al, Mg, Ca, Fe, C, O
	2	230			DEBRIS	Al, Ti, Si, S, C, O
A01 C08	1	350x325	263x244	0.43	UNKNOWN	
A04 C05	1	CRATER ON	-	-	EDGE OF	SAMPLE
	2	130 x 135	132	0.43	NATURAL	Al, Mg, Si, Fe, Ca, O, C
A05 C03	1	123		0.53		
A05 C06	1	250	89x66	0.44	UNKNOWN	Al, Cr, Fe
	2	700	71	0.52	UNKNOWN	Al, Cu
	3	140	70	0.57		Not analysed
A06 C06	1	200 x 250		0.32		
	2	33		0.52	NATURAL	Al, Mg, Si, Fe, Ca, O, C
A07 C01	1	210	150	0.52	UNKNOWN	
	2	120	98x81	0.41	UNKNOWN	
	3	110	83	0.42	UNKNOWN	
	4	210	117	0.60	UNKNOWN	
	5	310	86	0.56	UNKNOWN	
A07 C06	2	220	146	0.55	ORGANIC	Al, Na, Si, Ca, Fe, S, Cl
	3	200	182	0.56	DEBRIS	Al, O, Fe, Cu
	7	300	173	0.41	UNKNOWN	
A07 C08	2	220	128	0.49	NATURAL	Al, C, Ca, Fe, O, Si
	4	300	206	0.46	UNKNOWN	
	5	260	173	0.64	UNKNOWN	
	6	140	94	0.74	UNKNOWN	
A08 C01	1	900	600	0.52	ORGANIC	Al, C, Na, Si, P, S, K, Ca
	3	250	158	0.51	UNKNOWN	
	4	140	94	0.59	NATURAL	Al, C, Si
	5	200	146	0.59	UNKNOWN	
	6	80	53	1.34	UNKNOWN	
	7	100	57	0.61	DEBRIS	Al, Fe, Si, O, Cl, Ca, Ti, Zn
	8	110	55	0.82	DEBRIS	Al, Zn, Fe
A08 C07	5	130	75	0.64	UNKNOWN	
	6	60	62x37	0.38	UNKNOWN	
	7	160	113	0.68	DEBRIS	Al, Cd, C, Cl, Ca, Ti,

Tableau III.3. Analyses chimiques faites sur les clamps de LDEF

A08 C08	1	700	510	0.48	UNKNOWN		
	2	500	415	0.51	UNKNOWN		
	3	400x500	315x195	0.34	UNKNOWN		
	4	150	101	0.61	UNKNOWN		
	6	120	113	0.43	UNKNOWN		
	7	200	188	0.38	UNKNOWN		
	10	100	104	0.35	UNKNOWN		
	12	350x200	225x248	0.33	DEBRIS	Al, Au (+ORGANIC)	
	13	120	113	0.43	UNKNOWN		
	A09 C02	1	400	275	0.55	UNKNOWN	
		2	700	470	0.53	UNKNOWN	
		3	60	45	0.73	TRACE NAT.	
		4	160	138	0.57	UNKNOWN	
5		180	77	0.64	UNKNOWN		
6		100	150	0.57	TRACE NAT.		
7		150	180	-	Paint Patch		
E09 C07	1	75	97 x 60	0.24	UNKNOWN		
	2	150	171	0.64	TRACE NAT.		
	3	200	250	0.44	UNKNOWN		
	4	140	162 x 127	0.46	UNKNOWN		
	5	160	153	0.58	UNKNOWN		
	6	300	250	0.65	NATURAL	Al, Fe, Mg, Si, Ca, O, K, Cu	
	7	130	80	0.44	UNKNOWN		
	8	150	135	0.68	UNKNOWN		
	9	220	160	0.52	TRACE NAT.		
	10	130	121	0.56	UNKNOWN		

Tableau III.4. Analyses chimiques faites sur Mir AV et AR

MIR ARAGATZ CHEMICAL ANALYSIS - SUMMARY OF RESULTS					
SAMPLE	MATERIAL	No. IMPACTS ANALYSED	IMPACT SIZES (µm)	CLASSIFIED	ELEMENTS FOUND
AVG1	Al	2	42x26	1 DEBRIS	Al, Si, Na, K, Ce, O
			105x60	1 UNKNOWN	Al, Si, O, C
AVG6	Al	11	1.0<D<2.7	10 UNKNOWN	Al, Si, O, C
			3.5x2.3	1 NATURAL	Al, Si, Mg, O, S, Ca, Fe
AVG7	Al	6	2.5; 2.5x2; 4.6; 5x2	4 UNKNOWN	Al, Si, O, C
			4x3	NATURAL	Al, Fe, Si, Mg, S, O, C
			7x5	NATURAL	Al, Fe, Si, O, C
AVG9-1	Al	21	1.2x1; 0.8	2 NATURAL	Al, Fe, Si, O, C
			1.5x0.7	1 NATURAL	Al, Fe, Si, S, O, C
			0.8<D<2.5	18 UNKNOWN	Al, Si, O, C
AVG9-2	Al	1	200x130	1 NATURAL	Al, Fe, Si, O, C
AVP7	Al	5	1.4x2; 1.7; 2; 1.0	4 UNKNOWN	Al, Si, O, C
			4.3	1 DEBRIS	Al, Si, Zn, Ti, O
AR3	Al	7	2.5x1.5; 2.3; 3.4; 5.3; 3	5 UNKNOWN	Al, Si, O, C
			4x2.5	1 NATURAL	Al, O, Si, Fe, Ca, Mg, C
			2.5	1 DEBRIS	Al, Si, Ti, Zn, O, C
AR5	Al	7	6x4; 7x3; 1; 1.7	4 UNKNOWN	Al, Si, O, C
			1.3x1	NATURAL	Al, Si, Ca, Mg, O, C
			4x2	NATURAL	Al, Na, Si, O, C
			2.7x2	NATURAL	Al, Na, Mg, Si, O, C
AR10	Al	19	1<D<5	13 UNKNOWN	Al, Si, O, C
			9x5	NATURAL	Al, Ca, Mg, Si, O, C
			15x9	NATURAL	Al, Ca, Mg, Si, O, C
			4.5x6	NATURAL	Al, Si, Ca, O, C
			5.5	DEBRIS	Al, Si, O, Na, K, Ce, C
			3x1.7	DEBRIS	Al, Fe, Si, O, C
			9.3	NATURAL	Al, Ca, Fe, Si, O, C
AR9	Al	5	6, 9, 190	3 UNKNOWN	Al, Si, O, C
			12	DEBRIS	Al, Si, K, O, C
			10	NATURAL	Al, Fe, Si, O, C
VC-D3-V	glass	1	260 central pit diam.	DEBRIS	Si, Zn, K, O, Cl

4. SIMULATION EXPÉRIMENTALE

Cette partie contient les descriptions des expériences que nous avons effectuées en laboratoire pour étudier différents aspects d'impact. D'abord nous décrivons les différents moyens d'essais et puis les expériences elles-mêmes. Les résultats les plus pertinents sont présentés ici, et seront discutés dans le chapitre V. Quelques détails et résultats d'expériences sont résumés dans le tableau III.5 à la fin du chapitre III.

4.1. Moyens d'essais

La principale méthode de simulation expérimentale consiste en essais d'impacts à hypervitesse en laboratoire. On accélère un projectile, de diamètre 'd', jusqu'à ce qu'il frappe une cible, d'épaisseur 'f', avec une vitesse de l'ordre du km/s pour représenter les impacts qui ont lieu dans l'espace. Ces essais ont été réalisés sur trois différents accélérateurs :

L'accélération électrostatique de microparticules s'est fait à l'Institut Max Planck für Kernphysik, Heidelberg dans le département dirigé par le Professeur Eberhard Grün . Parmi les moyens du Max-Planck-Institut (MPI), il y a un accélérateur électrostatique de particules. Celui-ci utilise une différence de potentiel de plusieurs millions de volts pour accélérer des particules conductrices de 0.3 à 6 μm de diamètre à des vitesses de 1 à 15 km/s. Les particules de masse et de vitesse données peuvent être sélectionnées par un système de filtrage ⁽⁶⁵⁾.

L'accélération avec un **canon à gaz léger** de particules millimétriques utilise une charge de poudre propulsive pour actionner un piston qui comprime un gaz léger. L'écoulement ultra-rapide du gaz accélère le sabot et le projectile. Le canon à gaz léger à deux étages 'Persephone', dirigé par M. Christian Loupias au Centre d'Études de Gramat, comporte deux tubes de lancement. Pour ces expériences, de l'hydrogène et un tube de calibre de 22 mm ont été employés. Une vitesse de 8 km/s pour une masse de projectile de 10 g peut être atteinte.

Le canon à gaz léger de calibre 5 mm au laboratoire "Impact à hypervitesse" du NASA JSC à Houston, dirigé par le Dr Friedrich Hörz et son équipe, fonctionne sur les mêmes principes que le canon Persephone décrit au-dessus, mais ses performances sont différentes. Des projectiles individuels de 0.5 à 3.2 mm et des ensembles de projectiles aussi petits que 40 μm peuvent être lancés à des vitesses allant jusqu'à 7.5 km/s ⁽⁶⁶⁾.

4.2. Influence de l'épaisseur de la cible

Nous avons conduit les expériences suivantes afin d'étudier l'importance de l'épaisseur de la cible sur la taille des impacts. Les cibles que nous avons utilisées étaient constituées des mêmes matériaux que ceux utilisés pour des expériences en vol. Les résultats permettent la sélection des équations empiriques appropriées à ces échantillons. Ceci nous permet aussi d'étudier l'influence de l'épaisseur de la cible sur la morphologie des impacts. Les essais ont été effectués pour des particules micrométriques et millimétriques. Nous avons étudié les microparticules (projectiles de 0.3 à 6 μm), au moyen de l'accélérateur électrostatique du MPI. L'impact des particules millimétriques était effectué au moyen du canon à gaz léger au CEG. Des projectiles en fer et en acier ont été choisis parce qu'ils étaient les plus faciles à accélérer et à observer avec ces deux méthodes. Idéalement, la matière réelle des météorites ou des débris aurait dû être broyée et employée comme projectile.

Impacts sur des cibles semi-infinies

impacts micrométriques

Équipement: Accélérateur électrostatique (MPI)
Projectiles: Sphères de différents diamètres (choisi pour chaque vitesse)
Cible: feuilles de 50 μm Al (99% pur)
Vitesses: 1, 3, 5,5, 8, 10, 12, 14 km/s

impacts millimétriques

Équipement: Canon à gaz léger (CEG)
Cible: barres de 10x10 cm Al (6061-T6)
Vitesses: 4, 5, 6, 7, 8 km/s

L'objet de ces expériences était l'étude de la variation de D/d , P/d et P/D des impacts avec la vitesse pour des cibles semi-infinies. Une comparaison des résultats expérimentaux avec les valeurs que nous avons calculées au moyen de différentes équations empiriques nous permet de sélectionner l'équation qui représente le mieux nos données. Pour les projectiles micrométriques, l'équation de Cour-Palais révisée par Christiansen s'approche le plus des valeurs expérimentales ⁽⁶⁷⁾ (voir l'équation numéro (13) plus loin ou l'annexe A de la version anglaise de cette thèse). Pour les projectiles millimétriques, les équations de Cour-Palais et de la NASA⁽⁶⁸⁾ donnent des valeurs inférieures à nos résultats expérimentaux. L'équation de Pailer et Grün⁽⁶⁹⁾ prédit des valeurs nettement plus grandes.

Impacts sur des cibles d'épaisseur marginale

Équipement: Accélérateur électrostatique (MPI)
Projectiles: Sphères micrométriques de Fe de diamètre connu
Cibles: feuilles de 0,8, 2, 5 μm Al (99% pur)
Vitesses: 5,5 km/s

L'objet de ces expériences était l'étude de la morphologie et de la géométrie du cratère pour des perforations marginales. Voir la figure III.5 pour les résultats des expériences sur les perforations marginales micrométriques. Un des objectifs était de trouver le diamètre critique de la particule causant une perforation marginale dans les feuilles employées sur les expériences spatiales. Nous avons comparé les résultats expérimentaux avec des résultats calculés au moyen des équations empiriques. Ces comparaisons ont montré que l'équation de McDonnell et Sullivan⁽⁵⁷⁾ prédisait les valeurs les plus proches de nos résultats en ce qui concerne des impacts de quelques microns. Les impacts millimétriques n'ont pas encore été étudiés.

Impacts sur des cibles finies

Équipement: Accélérateur électrostatique (MPI)
Projectiles: Sphères micrométriques de Fe de diamètres connus
Cibles: feuilles de 0,8 μm Al (99% pur)
Vitesses: 5,5 km/s

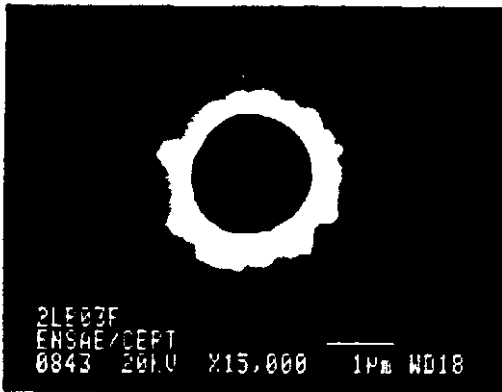
L'objet de ces expériences était d'étudier la géométrie du cratère, en particulier D/d , pour des cibles d'épaisseur finie. La variation de D/d avec l'épaisseur de la cible était analysée et comparée avec les résultats de calculs employant les équations empiriques. Même si aucune de ces équations ne fournissait de très bonnes estimations pour nos résultats expérimentaux, celle de Carey, McDonnell et Dixon semble plus proche que les

autres ⁽⁷⁰⁾. Il est important de noter les conditions initiales des expériences qui ont servi à créer les équations empiriques. Ces conditions nous permettent de voir leurs limites de validité ⁽⁷¹⁾. Les limites pour les équations finies sont données par : $0.04 \leq f/d \leq 0.5$. Par contre la perforation marginale se produit à $1 \leq f/d \leq 10$ ⁽⁷¹⁾. Il y a donc un domaine d'épaisseur pour lequel il n'existe aucune équation applicable.

Figure III.5. : Images faites avec le Microscope Électronique à Balayage (MEB) des surfaces avants et arrières d'une feuille en aluminium d'épaisseur 2 μm . Nous voyons l'évolution de la perforation sur les surfaces arrières. Les expériences ont été effectuées au MPI, Heidelberg avec des projectiles de fer de diamètres croissants.

FRONT VIEW

BACK VIEW

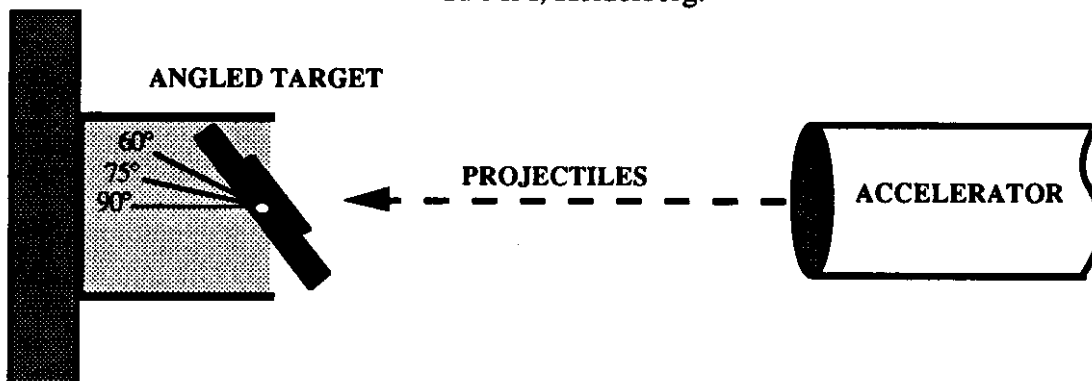


4.3. Influence de l'angle d'impact

Équipement:	Accélérateur électrostatique (MPI)
Projectiles:	0,7 μm diamètre sphères de Fe
Cibles:	feuilles de 50 μm Al (99% pur) (effectivement semi-infinies)
Vitesse:	5,5 km/s
Incidence:	0°, 30°, 45°, 60°, 70°, 80° par rapport à la normale à la surface de la cible

Pendant l'examen des échantillons embarqués, nous avons observé plusieurs impacts elliptiques. Nous avons pensé qu'une proportion de ceux-ci pouvait résulter d'impacts d'incidence oblique. Le but de cette série d'expériences était d'étudier les modifications dans la morphologie des cratères pour des angles d'incidence croissante. Nous pouvons ensuite comparer les cratères obliques vus sur nos échantillons avec les cratères produits en laboratoire et en déduire les angles d'impact. La [figure III.6](#) montre l'installation conçue pour les expériences. Les résultats sont décrits dans le chapitre V (mais voir la [figure III.7](#) qui montre des cratères produits avec des incidences croissantes).

Figure III.6: Expérience d'impacts obliques, en employant l'accélérateur électrostatique du MPI, Heidelberg.



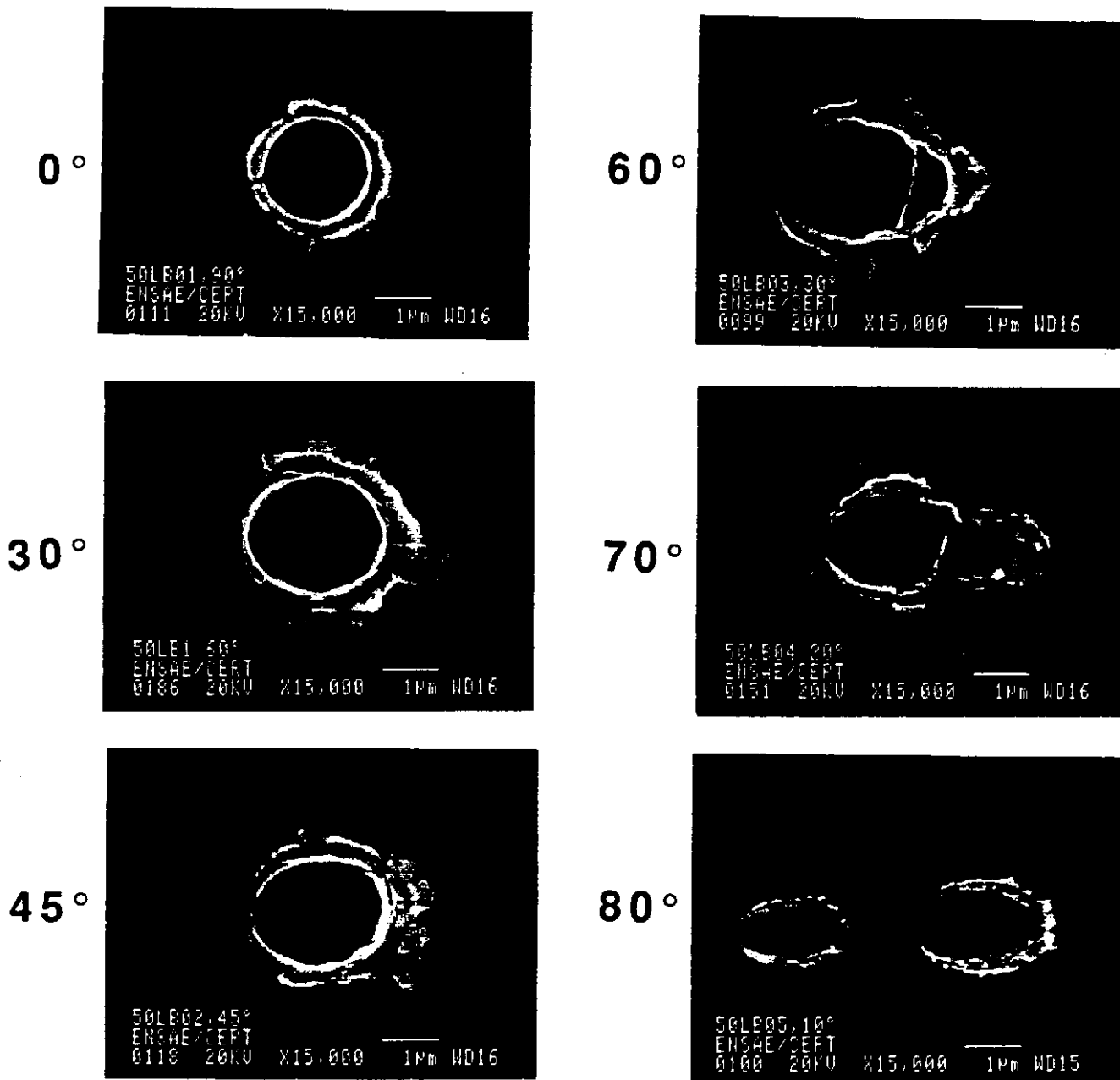
4.4. Influence de la forme des particules

Équipement:	Canon à gaz léger (NASA JSC) et analyse SEM-EDX
Projectiles:	Sphères ou fragments de verre (soda lime) de diamètre 150 μm
Cibles:	2 mm épaisseur 6061-T6 aluminium
Vitesses:	6 km/s

Antérieurement, des études de l'effet de la forme du projectile sur la géométrie du cratère ont été réalisées avec des projectiles sphériques et cylindriques de l'ordre du mm. Jusqu'à présent, on n'a pas encore réussi à décrire l'influence de la forme de la particule sur la morphologie (le relief du fond et des bords) et sur la géométrie (le rapport P/D et la circularité) du cratère. Ces expériences ont été conduites avec le canon à gaz léger de la NASA JSC et avec deux formes différentes de projectiles de la même taille nominale: des **sphères** et des **fragments** de verre. L'équipe de JSC a broyé les fragments et trié leurs tailles avec un filtre. Leurs rapports longueur/diamètre variaient de 1 à 5 avec une moyenne de 2 (écart type de 1). Nous avons fait une analyse EDX de chaque impact pour confirmer que le cratère était formé par un projectile de verre, et non pas par un résidu du sabot ou du canon. Six impacts avec des sphères et sept impacts avec des fragments ont été examinés. Le P/D était mesuré directement sur les cratères. Les résultats de l'expérience sont inclus dans le chapitre V. (mais voir aussi [tableau III.5](#)).

III. Approche Expérimentale

Figure III.7. : Impacts obliques produits dans de l'aluminium par des projectiles en fer de diamètre $0,7 \mu\text{m}$, à des angles d'impact croissants, et à une vitesse constante de $5,5 \text{ km/s}$. Expériences faites au MPI. α est l'angle d'incidence du projectile par rapport à la normale à la cible.



P/D moyen pour des cratères créés par des sphères = 0,55 (écart type de 0,043)
P/D moyen pour des cratères créés par des fragments = 0,65 (écart type de 0,063)

En comparant les deux groupes de cratères, nous avons remarqué que ceux formés par les fragments étaient d'une forme beaucoup plus irrégulière que ceux formés par les projectiles sphériques (voir les [figures III.8 et III.9](#)). On voit souvent des sortes de 'poches' dans les premiers, et les résidus sont distribués d'une façon chaotique dans le cratère. En revanche, dans les cratères formés par les sphères on voit un anneau de résidu du projectile qui commence à monter le long des parois du cratère.

Les analyses EDX montrent que pour la même vitesse d'impact, on trouve nettement moins de résidus pour les impacts des fragments que pour les impacts des sphères (voir les [figures III.8 et III.9](#)). Les éléments plus volatils ne sont guère présents dans les résidus des impacts de fragments.

4.5. Influence de la vitesse de la particule sur l'identification des résidus

Équipement: Accélérateur électrostatique (MPI) et analyse SEM-EDX
Projectiles: Sphères de Fe de diamètres connus
Cibles: feuilles de 50 µm Al (99% pur)
Vitesses: 1, 3, 5.5, 8, 10, 12, 14 km/s

Ces expériences avaient pour objet l'étude de la fusion et de la vaporisation des particules pour des vitesses différentes. L'objectif était de déterminer à la fois théoriquement et expérimentalement la forme physique et l'état des résidus pour des vitesses croissantes (voir IV.3 pour les calculs). Nous avons fait plusieurs analyses EDX dans chaque cratère pour évaluer la quantité de résidus restés à l'intérieur. Ensuite il est possible de comparer ces résultats avec les résidus trouvés dans les cratères de LDEF et Mir. Ces résultats sont montrés sur la [figure III.10](#). et ils sont discutés dans le chapitre V.

Nous voyons que les projectiles de fer restent intacts à 3 km/s, sont fragmentés à 5,5 km/s, sont fondus à 8 km/s et ne peuvent plus être détectés par l'analyse EDX au-delà de 14 km/s.

Figure III.8. : Le résidu du projectile sphérique s'est solidifié sur les parois du cratère (D = 450 μm). Expériences faites à NASA JSC.
Spectre : Analyse EDX des résidus de verre provenant du projectile sphérique.

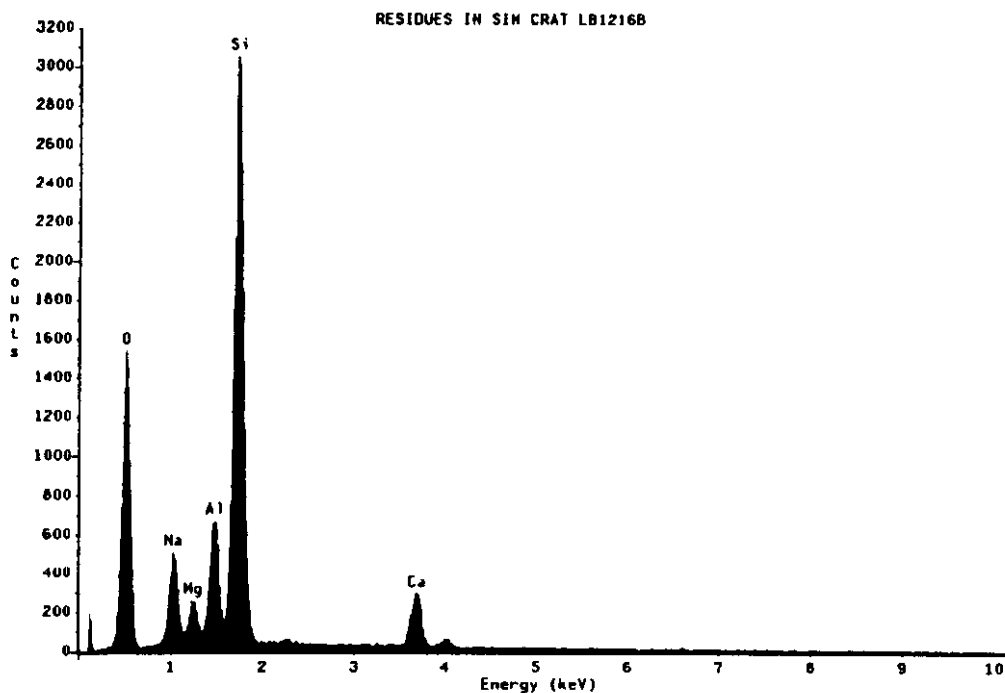
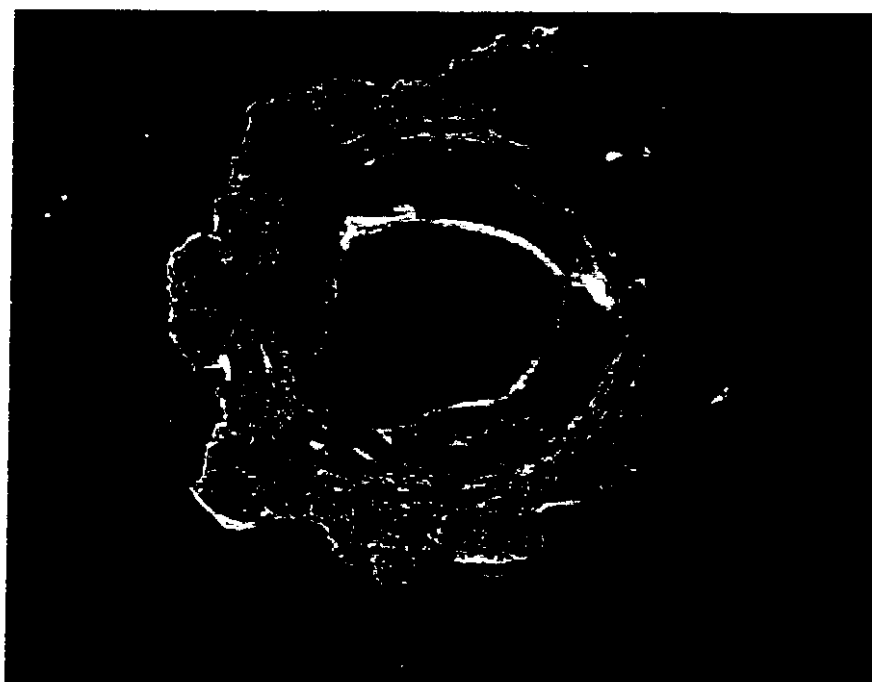


Figure III.9. : Cratère dû au fragment de verre (D = 235 μm). Expériences faites à JSC.
Spectre : Analyse EDX des résidus de verre provenant du fragment.

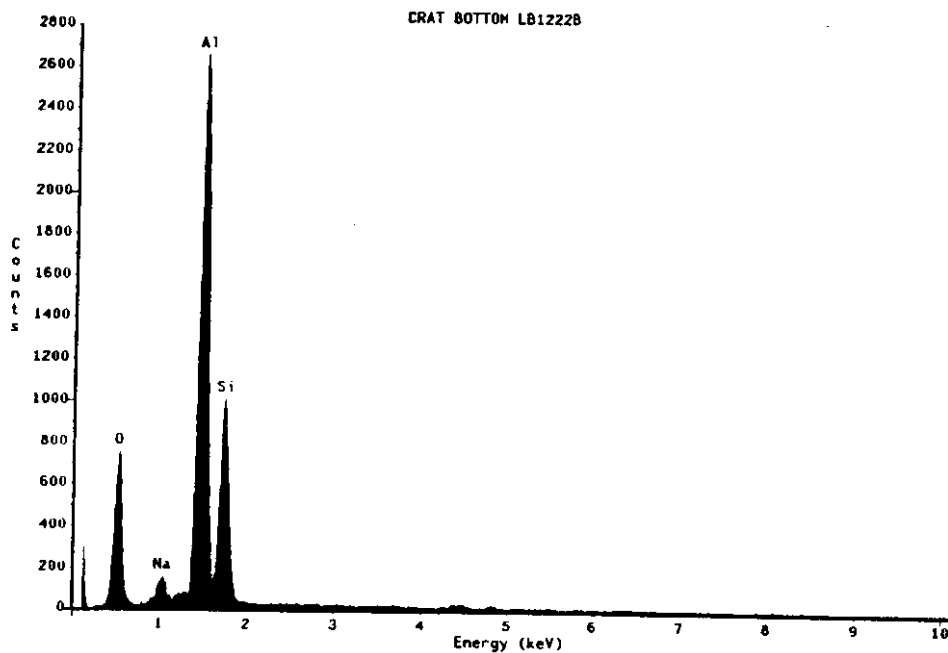
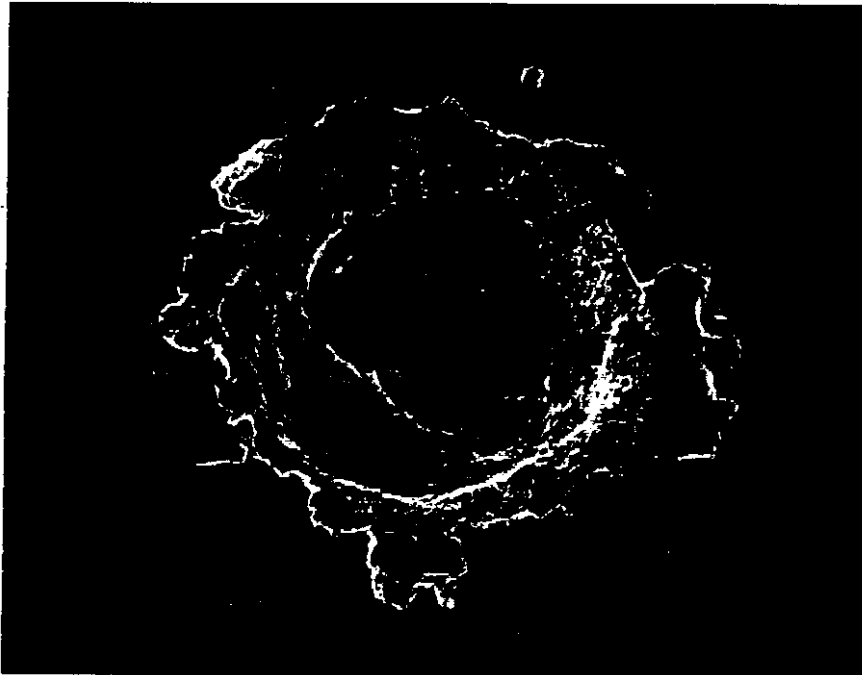
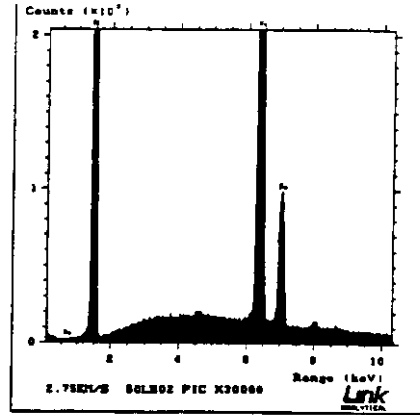


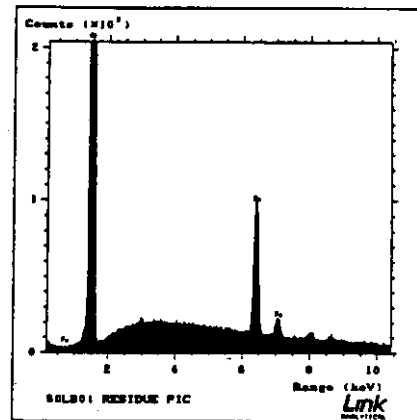
Figure III.10. : Images MEB et analyses EDX de résidus de fer restant dans des cratères pour des impacts à différentes vitesses (projectiles de fer micrométriques accélérés sur cibles d'aluminium pur). Expériences faites au MPI, Heidelberg.



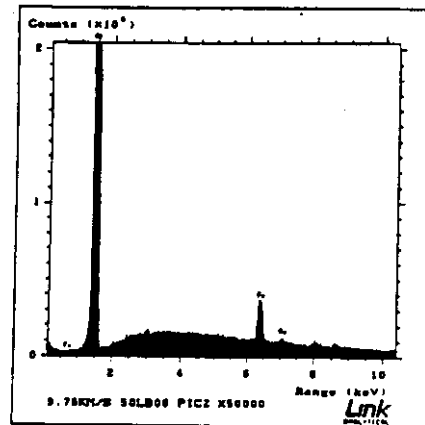
3 km/s



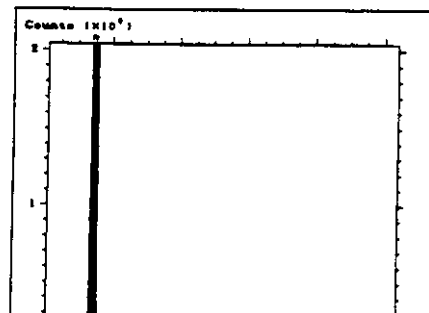
5.5 km/s



10 km/s



14 km/s



III. Approche Expérimentale

Tableau III.5 : Résultats des simulations expérimentales

ACCELERATION EXPERIMENT RESULTS												
	Target material	Target thickness f	Projectile Material	Projectile diameter d	Impact Velocity V	Crater diameter D	Crater depth P	D/d	P/d (or f/d)	P/D (or f/D)		
MPI ELECTROSTATIC ACCELERATOR												
Semi-infinite	Al 99% pure	50 µm	Fe	3	1.25	3.3	2.6	1.1	0.9	0.8		
				2.2	2.75	3.5	3.3	1.6	1.5	0.9		
				1.8	5.50	4.4	3	2.4	1.7	0.7		
				1.3	7.75	4.1	2.2	3.2	1.7	0.5		
				0.7	9.75	2.4	1.4	3.4	2.0	0.6		
				0.39	11.75	1.7	0.9	4.4	2.3	0.5		
				0.31	13.75	1.45	0.9	4.7	2.9	0.6		
Marginal	Al 99% pure	0.8 µm	Fe	0.35	5.5	0.8	Marginal perf	2.3	2.3	1.0		
				2 µm	0.8	5.5	2	Marginal perf	2.5	2.5	1.0	
				5 µm	1.7	5.5	5	Marginal perf	2.9	2.9	1.0	
Finite	Al 99% pure	0.8 µm	Fe	2.1	5.5	3.3	Perforation	1.6	0.4	0.2		
				0.8 µm	1	5.5	1.8	Perforation	1.8	0.8	0.4	
				0.8 µm	0.65	5.5	1.6	Perforation	2.5	1.2	0.5	
GRAMAT LIGHT GAS GUN												
Semi-infinite	6061-T6 Al	15 cm	304L steel	5 mm	4.17	1.7 cm	1.7 cm	3.40	3.40	1.00		
					5.14	2.0 cm	1.8 cm	4.00	3.60	0.90		
					6.16	2.3 cm	2.0 cm	4.60	4.00	0.87		
					6.18	2.3 cm	2.0 cm	4.60	4.00	0.87		
					7.59	2.6 cm	2.3 cm	5.20	4.60	0.88		
NASA JSC LIGHT GAS GUN												
Spheres and Fragments	Al 6061-T6	2 mm	Soda lime glass	150 µm	(5.98	390	216	2.60	1.44	0.55	
					(5.98	353	185	2.35	1.23	0.52	
					(6.02	400	195	2.67	1.30	0.49	
				SPHERES	(6.02	445	270	2.97	1.80	0.61	
					(6.04	390	205	2.60	1.37	0.53	
					(6.04	450	259	3.00	1.73	0.58	
				125-150 µm	(6.00	290	180	1.93	1.20	0.62	
					(6.00	255	175	1.70	1.17	0.69	
					(6.08	235	139	1.57	0.93	0.59	
					FRAGMENTS	(6.08	275x250	150	1.75	1.00	0.57
						(6.08	295	202	1.97	1.35	0.68
						(6.08	268	200	1.79	1.33	0.75
				(6.08	260	172	1.73	1.15	0.66		

IV. MODÉLISATION

1. MODÉLISATION DU FLUX

Il est utile de comparer les flux déduits des échantillons exposés à l'espace aux valeurs de flux prévues par les modèles existants qui décrivent l'environnement des météoroïdes et débris. La modélisation a été effectuée avec le code 'ESABase Meteoroid and Orbital Debris' développé pour l'ESA ^{(27),(72), (73)}. Ce code nécessite la description d'une forme géométrique qui correspond à l'engin spatial, son orientation, son orbite et d'autres paramètres de la mission. Il requiert aussi le choix de valeurs pour certaines autres caractéristiques de l'environnement des débris et météoroïdes. Un maillage en éléments de surface de l'objet est effectué et le calcul est fait pour chaque élément. Au moyen de ces données et de la méthode de Runge-Kutta de propagation d'orbite, ESABase génère une orbite et calcule les flux reçus par le satellite pour quelques points le long de cette orbite. Les modèles choisis sont celui de Grün⁽³¹⁾ pour les météoroïdes et celui de Kessler⁽²⁹⁾ pour les débris.

Modèle Mir

Nous avons modélisé la géométrie de la station Mir et l'expérience Échantillons en utilisant uniquement le module principal de la station, où se trouvait l'expérience (voir la figure IV.1.). Nous ne connaissons pas l'orientation détaillée de la station, à cause de manœuvres orbitales fréquentes. Nous avons donc modélisé un des modes principaux d'orientation de la station, choisie selon nos informations (CNES et photographies). L'axe longitudinal Y de la station est orienté à 45° du Soleil et l'axe Z est orienté vers la Terre. Les paramètres critiques de l'environnement de la mission et des particules sont les suivants (pour les détails voir l'annexe B de la version anglaise de cette thèse) :

Date et heure d'arrivée en orbite : 9.12.88 à 12:00 t.u.

Altitude (moyenne pour la mission) : 387 km

Inclinaison : 51,6°

Flux solaire (moyenne pour la mission) : 180×10^{-22} W/m²/Hz (ou 180×10^4 Jansky)

Gamme de diamètre de débris : 0,2 µm à 1 cm

Gamme de vitesse de débris : 0 à 18 km/s

Densité des débris: modèle de NASA 90⁽²⁹⁾ : si $m < 0,62$ g, $\rho = 4,8$ g/cm³;
 si $m > 0,62$ g, $\rho = \frac{2,8}{d^{0,74}}$

Flux de débris : modèle de Kessler, 1990 ⁽²⁹⁾;

Distribution des vitesses d'impact de débris : modèle de NASA 89 ⁽²⁷⁾

Masse minimum des météoroïdes: $8,3 \times 10^{-15}$ g à 1 g

Gamme de vitesses des météoroïdes : 11 à 72 km/s

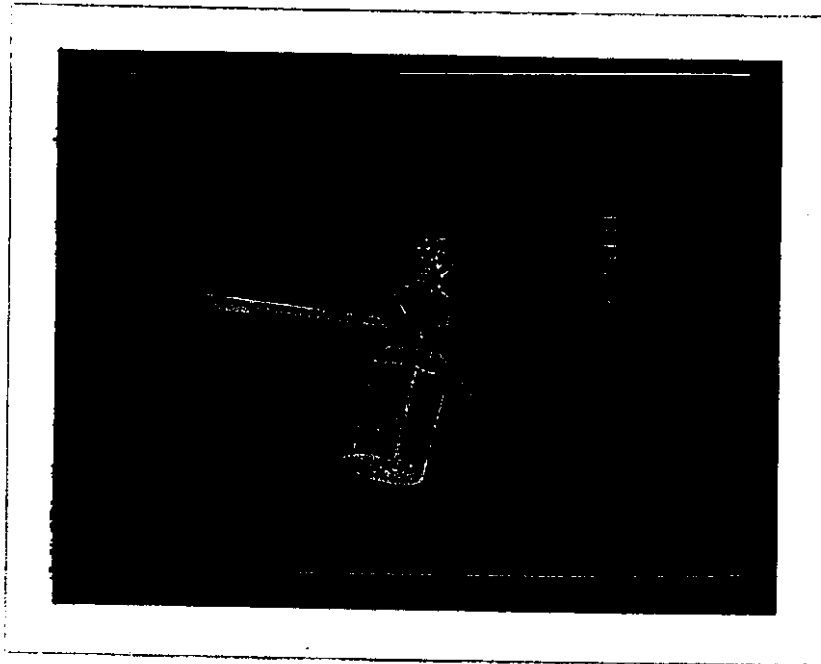
Densité des météoroïdes: modèle de NASA 90 ⁽²⁹⁾ : $\rho = 2$ g/cm³ si $m < 10^{-6}$ g
 = 1 g/cm³ si $10^{-6} < m < 10^{-2}$ g
 = 0,5 g/cm³ si $m > 10^{-2}$ g

Flux des météoroïdes : modèle de Grün et al., 1985 ⁽³¹⁾

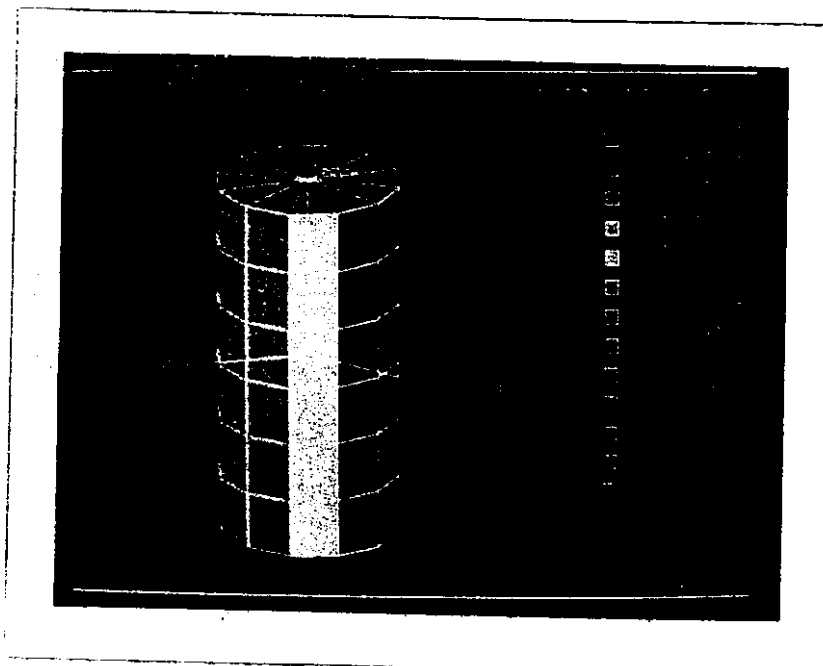
Densité des vitesses des météoroïdes: modèle de Cour-Palais ⁽²⁸⁾ :

$$(18) \quad g(V) = \left(\frac{4}{81} (V-11) \right)^{\frac{-2}{9}} (V-11) \quad \text{vitesse moyenne} = 20 \text{ km/s}$$

Figures IV.1. ESABase Modèle de Mir montrant le flux de débris de tailles supérieures à $0,2 \mu\text{m}$ (mesuré en impacts/ m^2/an), clé en couleur avec rouge pour le flux le plus élevé.



Figures IV.2. ESABase Modèle de LDEF montrant le flux de débris de tailles supérieures à $0,5 \mu\text{m}$ (mesuré en impacts/ m^2/an). Le bord d'attaque est rouge, la face espace est bleu.



Modèle LDEF

Nous représentons la géométrie du satellite LDEF par un polygone à douze côtés dans le modèle ESABase (voir la figure IV.2.). Le système de maillage permet l'identification des différents flux sur les rangées différentes de LDEF. Comme le satellite était stabilisé par gradient de gravité, l'axe longitudinal était orienté vers la Terre et de plus la rangée 09 était orientée dans la direction du vecteur vitesse. Notre modèle inclut le décalage de 8° vers la rangée 10 dans l'orientation. Les paramètres de l'environnement de la mission et des particules sont les mêmes que pour la mission Mir, excepté les données suivantes (pour davantage de détails voir l'annexe B de la version anglaise):

Date et heure d'arrivée en orbite: 6.4.84 à 12:00 t.u.
 Altitude (moyenne pour mission): 460 km
 Inclinaison: 28,5°
 Flux solaire (moyenne pour mission): 140 x 10⁴ Jansky

2. MISE EN COMPATIBILITÉ DES DONNÉES DE FLUX

Les modèles de flux de météoroïdes et de débris donnent le flux calculé en fonction du diamètre des particules (pour les débris) ou de la masse (pour les météoroïdes). En revanche nos mesures de flux sur les échantillons de LDEF et de Mir sont exprimées en fonction du diamètre des cratères. Donc, afin de comparer le flux mesuré sur les surfaces de Mir et LDEF avec les résultats des calculs d'ESABase, il faut convertir les données des cratères en données de particules, ou convertir les données du modèle en données de cratères. Ces conversions nécessitent les équations empiriques sélectionnées dans la partie précédente. L'avantage de la conversion des données du modèle en données de cratères est que l'on garde toutes les inconnues dans l'aspect modélisation. Par conséquent les hypothèses faites pour la conversion ne faussent pas les mesures. Mais, si les modèles ne s'approchent pas des données expérimentales, il est plus difficile de trouver la raison du fait du cumul des erreurs. Pour faire ces conversions en employant les équations empiriques, il faut faire un certain nombre d'hypothèses sur les propriétés de la cible et des particules moyennes qui l'impacte.

Les hypothèses pour la conversion du modèle de Mir

Comme nous avons supposé que les cibles sont semi-infinies dans notre modèle d'ESABase de Mir, pour les comparer nous avons pris uniquement les mesures obtenues sur les cibles semi-infinies de Mir. Au moyen de l'équation empirique de Cour-Palais, nous avons converti les diamètres des particules en diamètres de cratères pour les valeurs calculées par les modèles.

L'équation de Cour-Palais modifiée par Christiansen est la suivante ⁽⁶⁷⁾ :

$$\frac{P}{d} = \frac{5,24 d^{0,056}}{H^{0,25}} \left(\frac{\rho_p}{\rho_t} \right)^{0,5} \left(\frac{V}{c_t} \right)^{0,667} \quad (19)$$

où :

- P = profondeur de cratère
- d = diamètre de particule
- ρ_p = densité de particule
- ρ_t = densité de la cible
- H = dureté Brinell
- c_t = vitesse du son dans la cible

Pour les calculs de conversion, nous avons pris pour les cibles en aluminium les propriétés suivantes:

densité de la cible	ρ_t	=	2,7 g/cm ³
vitesse du son dans la cible	c_t	=	5,4 km/s
dureté Brinell	H	=	90

Les valeurs choisies pour les paramètres des particules sont des estimations fondées sur ce que l'on connaît sur des débris et météoroïdes. Les valeurs suivantes découlent des hypothèses que nous avons faites dans la création du modèle avec ESAbase.

<i>Débris-</i>	ρ_p	=	4,8 g/cm ³
	P/D	=	0,6
	c_p	=	6,0 km/s (moyenne pour l'acier, le titane, l'aluminium)
	d	=	0,2, 0,5, 1, 5, 20 μ m
	V	=	7,6 km/s (moyenne pour la face AV) 6,4 km/s (moyenne pour la face AR)

<i>Météoroïdes-</i>	ρ_p	=	2 g/cm ³
	P/D	=	0,5
	c_p	=	6,0 km/s (moyenne pour silicates et fer)
	m	=	8,3 x10 ⁻¹⁵ , 1,3 x10 ⁻¹³ , 1 x10 ⁻¹² , 1,3 x10 ⁻¹⁰ , 8,3 x10 ⁻⁹ g
	V	=	19,2 km/s (moyenne pour AV calculée par modèle) 22,6 km/s (moyenne pour AR calculée par modèle)

Hypothèses pour la conversion du modèle de LDEF

Les valeurs choisies pour les propriétés des particules impactant LDEF sont également déterminées pendant la création du modèle ESAbase. Les valeurs sont les mêmes que celles pour Mir, sauf pour les vitesses (voir le chapitre V pour les résultats des calculs) et les valeurs de P/D (voir résultats expérimentaux):

<i>débris:</i>	P/D = 0.63 (pour la rangée 09), 0.6 (pour les autres rangées)
<i>météoroïdes:</i>	P/D = 0.56 (pour toutes les rangées).

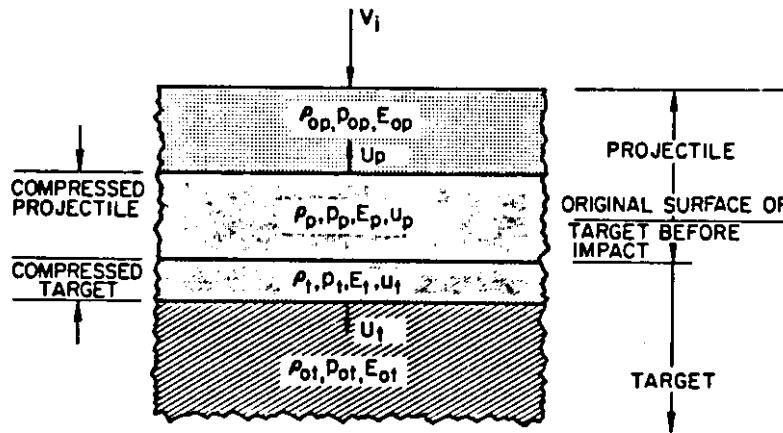
Ces hypothèses et l'équation empirique de Cour-Palais nous ont permis de convertir les courbes de flux en fonction de taille de particules en courbes de flux en fonction de taille de cratères. Nous avons converti les diamètres de particules en diamètres de cratères supérieurs à 10 μ m et à 50 μ m pour toutes les rangées de LDEF, afin de comparer avec nos mesures de flux sur les clamps. Ensuite nous avons converti les diamètres de particules en diamètres de cratères entre 0,1 et 1000 μ m pour les rangées 09 et 03, pour lesquelles nous avons davantage de mesures.

3. MODÉLISATION DE L'ÉTAT DE LA PARTICULE POUR DIFFÉRENTES VITESSES

L'objet de cette partie était de réaliser des modélisations des processus de partition d'énergie qui surviennent pendant un impact à hypervitesse. Avec un modèle analytique approprié on peut déterminer la distribution d'énergie entre projectile et cible. De plus on peut prédire l'état du projectile (solide, fondu ou vaporisé) pour des impacts à différentes vitesses. Ensuite nous pouvons comparer les résultats avec nos expériences de simulation en laboratoire décrites dans la partie III.4.5. Le modèle que nous proposons d'employer est celui de Gault et Heitowit⁽⁵³⁾. Leur théorie de 'shock fitting' traite de façon unidimensionnelle la collision de deux corps plans de dimensions infinies. Avec ce traitement on peut décrire le mouvement des ondes de choc à travers le projectile et la cible pendant les étapes initiales de l'impact. Ils utilisent les équations de Rankine-Hugoniot et une équation d'état pour décrire la compression du choc.

Rankine et Hugoniot ont combiné les équations exprimant la conservation de la masse, de la quantité de mouvement et de l'énergie à travers une onde de choc. Ceci permet de décrire les relations entre la pression 'p', la densité 'ρ', la vitesse du choc 'U' et la vitesse de la particule 'u' en avant et en arrière de l'onde de choc (voir la [figure IV.3](#)). Ces équations sont valables pour le projectile (index p) et la cible (index t). Selon les conventions, les valeurs spécifiques sont employées et l'indice '0' signifie l'état initial :

Figure IV.3. Le passage d'une onde de choc à travers un projectile et une cible



Projectile

$$\rho_{0p} U_p = \rho_p (U_p - u_p)$$

$$p_p - p_{0p} = \rho_{0p} U_p u_p$$

$$E_p - E_{0p} = 0.5 p_p \left(\frac{1}{\rho_{0p}} - \frac{1}{\rho_p} \right) = 0.5 u_p^2$$

Cible

$$\rho_{0t} U_t = \rho_t (U_t - u_t) \quad (20)$$

$$p_t - p_{0t} = \rho_{0t} U_t u_t \quad (21)$$

$$E_t - E_{0t} = 0.5 u_t^2 \quad (22)$$

On a besoin d'une quatrième équation pour résoudre un système à quatre inconnues : p, ρ, U et u. Celle-ci provient de la relation linéaire entre la vitesse du choc et la vitesse de la particule qui est généralement de la forme :

$$U = a + b u \quad (23)$$

Où 'a' est la vitesse du son dans le matériau et 'b' est une constante. Après compression, le matériau est décomprimé de façon isentropique et la partie irréversible de l'énergie interne est dissipée sous forme de chaleur. Comme c'est cette énergie qui est disponible pour l'échauffement du projectile et de la cible, on peut calculer la quantité de projectile qui est solide, fondue ou vaporisée.

Limitations du modèle

1. Le modèle est unidimensionnel. Un vrai projectile tri-dimensionnel aurait des ondes de raréfaction (de contrainte) qui arrivent des bords du projectile. Celles-ci atténueraient l'intensité de compression du choc, donc l'énergie convertie en chaleur serait réduite.
2. La relation linéaire entre la vitesse de choc et la vitesse de la particule devient très approximative pour les changements de phase dans les matériaux. Ceci influencera surtout les calculs du pourcentage fondu et du pourcentage vaporisé.
3. On n'a pas inclus l'effet de viscosité. Le matériau du projectile s'éloigne du point d'impact en coulant latéralement et du travail est produit contre les forces visqueuses. Ceci augmente l'énergie dépensée pour l'échauffement.

L'application du modèle

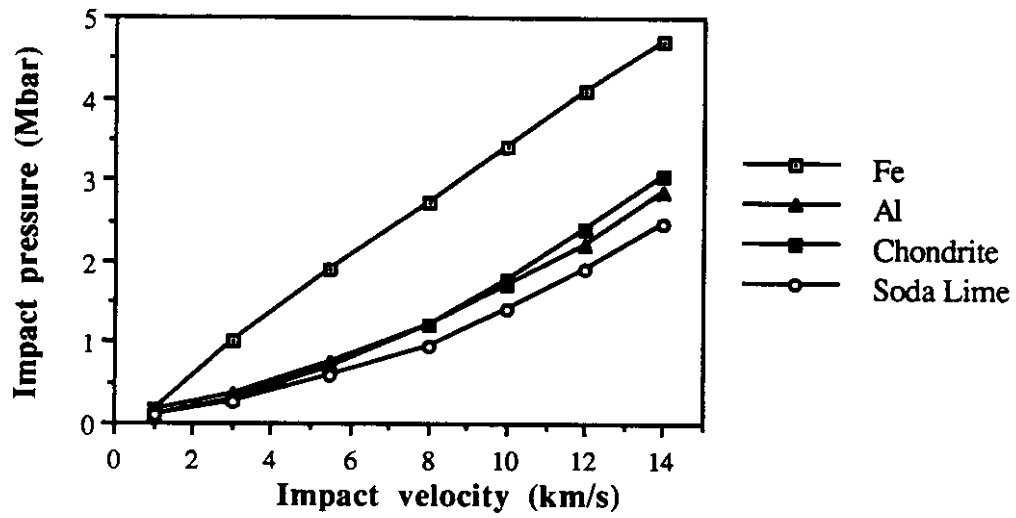
Pour plus de détails sur le modèle et son application, voir la version anglaise de cette thèse. Dans ce travail nous avons employé les relations 'vitesse de choc-vitesse de la particule' suivantes (les unités sont en km/s) :

chondrite*:	$U = 2.3 + 1.47 u$	(77)
aluminium:	$U = 5.3 + 1.37 u$	(54)
fer:	$U = 3.77 + 1.66 u$	(54)
verre:	$U = 1.3 + 1.56u$	(23)

* En l'absence de données pour les météoroïdes, nous avons employé les propriétés pour un basalte avec une densité de 3.6 g/cm³ comme approximation.

Nous avons calculé les pressions générées par l'impact des projectiles des matériaux mentionnés ci-dessus sur des cibles d'aluminium (voir la [figure IV.4.](#)). Ensuite nous avons employé leurs propriétés thermodynamiques et l'idée de 'chaleur perdue' proposée par Gault et Heitowit pour calculer les pourcentages de projectiles qui sont solides, fondus et vaporisés. Ceux-ci sont présentés dans le chapitre V.

Figure IV.4 : Pressions d'impact générées par différents types de projectiles sur des cibles d'aluminium



4. MODÉLISATION DE CRATERISATION PAR LE CODE HYDRODYNAMIQUE 'HULL'

L'objet de cette partie était d'évaluer les possibilités des codes hydrodynamiques pour déterminer, en fonction des vitesses d'impact et des propriétés mécaniques des matériaux de la cible et du projectile:

- la phénoménologie de l'impact
- les dimensions du cratère engendré

Des simulations numériques de l'impact ont été effectuées à l'aide du code hydrodynamique eulérien HULL, au Centre d'Études de GRAMAT (CEG) par Mme Outrebon ⁽⁷⁵⁾. Les configurations initiales des simulations numériques correspondaient exactement aux configurations expérimentales des essais d'impact hypervitesse à l'aide du canon à gaz léger du CEG. Ces simulations numériques et ces expériences ont été conduites dans le cadre d'une collaboration entre CERT-ONERA et le CEG.

Initialement, des calculs de dimensionnement ont été effectués pour des vitesses initiales de 4 et 8 km/s pour s'assurer qu'aucun retour d'onde ne vienne perturber la cratérisation. L'hypothèse de cible semi-infinie a pu de ce fait être vérifiée. Puis le CEG a effectué la simulation d'une expérience réelle en utilisant des modèles plus complexes pour les matériaux; la vitesse initiale du projectile était cependant de 4,17 km/s au lieu des 4,27 km/s estimés dans l'expérience. L'étude numérique étant en cours de réalisation au CEG, pour la vitesse initiale de 8 km/s, les résultats expérimentaux sont comparés à ceux du calcul de dimensionnement.

Le code hydrodynamique eulérien HULL est un code de calcul aux différences finies. Il résout le système des équations aux dérivées partielles qui résultent des lois de conservation de la mécanique des milieux continus (voir la liste des symboles pour l'explication de la notation) ⁽⁷⁶⁾:

$$\dot{\rho} + \rho u_{i,i} = 0 \quad (24)$$

$$\rho \dot{u}_j - T_{ij,i} = -\rho g_j \quad (25)$$

$$\rho \dot{E} - (T_{ij} u_j)_{,i} = -\rho u_j g_j \quad (26)$$

$$T_{ij} = f(\rho, I, u_{i,j} + u_{j,i}) \quad (27)$$

$$T_{ij} = S_{ij} - \delta_{ij} P \quad (28)$$

$$E = I + 0.5 u_j u_j \quad (29)$$

Résultats des calculs

Les résultats des calculs de HULL sont montrés dans le tableau IV.1 et sur la figure IV.5. Les différences majeures entre les conditions pour les calculs de dimensionnement et calculs pour le cas réel étaient les diamètres des projectiles (6 et 5 mm) et les limites élastiques (6.89×10^8 Pa pour le dimensionnement et 2.5×10^8 Pa pour le cas réel). Pour comparer entre les résultats de l'hydrocode et les estimations faites au moyen des équations empiriques, nous avons employé la relation préconisée par la NASA (pour des cibles semi-infinies). Pour ceci, nous avons utilisé les valeurs suivantes: $\rho_t = 2.7 \text{ g/cm}^3$; $\rho_p = 7.89 \text{ g/cm}^3$; V et P/D sont tirés des valeurs expérimentales.

Tableau IV.1 : Comparaison des prédictions de Hull, de l'équation NASA et des résultats expérimentaux

	Vitesse (km/s)	Diamètre du Cratère (cm)	Profondeur du Cratère (cm)
Expérience	4,17	1,7	1,7
Dimensionnement	4	1,8	2,4
Cas réel	4,27	1,8	2,0
NASA empirique	4,17	1,2	1,2
Expérience	7,59	2,6	2,3
Dimensionnement	8	3,0	2,8
Cas réel	Calcul en cours		
NASA empirique	7,59	2,0	1,8

La figure IV.5 représente les cartes de pressions obtenues à différents instants de la simulation numérique HULL. Ces images montrent l'évolution des ondes de choc engendrées dans la cible et celle des déformations du cratère.

La comparaison sur le tableau IV.1. montre que les valeurs calculées avec l'équation empirique de la NASA sont bien inférieures aux valeurs expérimentales. Nous avons déjà proposé que ceci soit dû à un facteur d'échelle insuffisant dans l'équation empirique. Les valeurs calculées par HULL approchent davantage des valeurs expérimentales, mais surestiment la profondeur du cratère. Cette surestimation est probablement due au fait que dans le calcul à 4,27 km/s le diamètre de la bille est de 5 mm comme dans l'expérience, alors que dans le calcul de dimensionnement qui a servi justement à dimensionner l'expérience, le diamètre de la bille est de 6 mm. Ceci modifie l'énergie cinétique de la bille au moment de l'impact d'un facteur 1,5. Les différences proviennent du fait que le calcul est effectué sans critères de rupture.

Pour l'essai d'impact à 4,17 km/s, il n'y pas de produits de fusion mais il peut avoir une fracturation et une éjection de la matière des bords et des parois du cratère. Ceci explique la surface écaillée du cratère expérimental, produit à 4,17 km/s (voir la figure IV.6). L'incorporation d'un critère de rupture dans des futures simulations pourrait nous aider à décrire ce phénomène.

Figure IV.5 : Impact hypervitesse d'une bille en acier de vitesse 4,27 km/s sur une cible en aluminium : simulation numérique HULL (CEG), visualisation des cartes de pression.

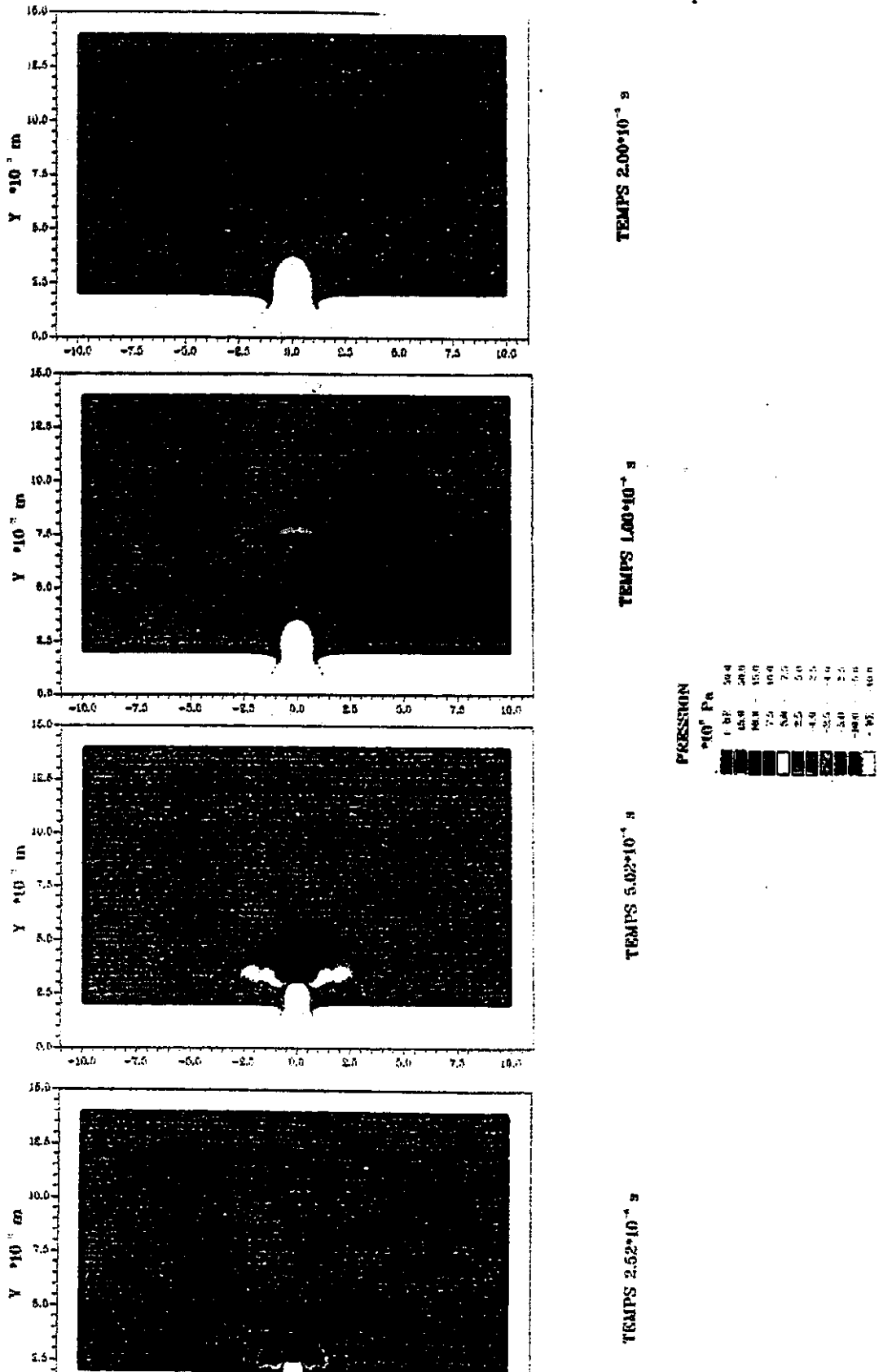


Figure IV.6 : Quart de section d'un cratère produit par l'impact à 4,17 km/s d'un projectile en acier sur une cible en aluminium. Expérience faite au CEG.



V. RÉSULTATS ET DISCUSSION

Toutes les expériences de collecte de particules ont pour objet l'amélioration de la connaissance de ces mêmes particules, c'est à dire leur taille, composition, origine, orbite et vitesse ainsi que leurs effets dégradants sur les matériaux spatiaux. Mais les surfaces embarquées ne représentent qu'une méthode parmi d'autres pour étudier ces sujets. Nous avons déjà beaucoup appris sur les particules en LEO (orbite basse terrestre) par l'étude des météorites et des poussières interplanétaires ainsi que de l'observation de la lumière zodiacale, des météores, des comètes et des astéroïdes. La dégradation par impact a été étudiée depuis des années en laboratoire et avec des codes de calculs numériques. Nous discutons ici l'apport d'une étude de la morphologie des cratères et des résidus trouvés quelquefois dans les cratères. L'influence de la forme de la particule, de l'angle d'impact, de la densité et de l'épaisseur de la cible est évaluée et les limitations des types d'analyses courantes sont détaillées. Nous proposons des proportions de débris, micrométéoroïdes et de cratères non identifiés pour les bords d'attaque et de fuite de LDEF et pour Mir. Les différences entre les flux observés et les flux calculés par nos modèles sont soulignées. Nous discutons de l'utilisation des hydrocodes et des équations empiriques pour la description d'impact. La morphologie d'impact sur des cibles différentes et la synergie des dégradations sont mentionnées et nous proposons des sujets de recherche pour la suite de ce travail.

1. Dédutions à partir de la morphologie du cratère

Il est important d'établir s'il est possible de distinguer à partir des mesures faites sur un cratère, s'il a été créé par un débris ou par un micrométéoroïde. A premier abord, il n'existe pas de forme caractéristique spécifique à l'origine de chaque cratère. Cependant, nous savons que la morphologie du cratère est déterminée par l'interaction entre la particule et la cible. Les propriétés vont donc avoir une influence majeure sur les paramètres du cratère. Même quand la particule s'est vaporisée depuis longtemps, le cratère peut donner des informations sur les caractéristiques de celle-ci.

1.1. Diamètre du cratère

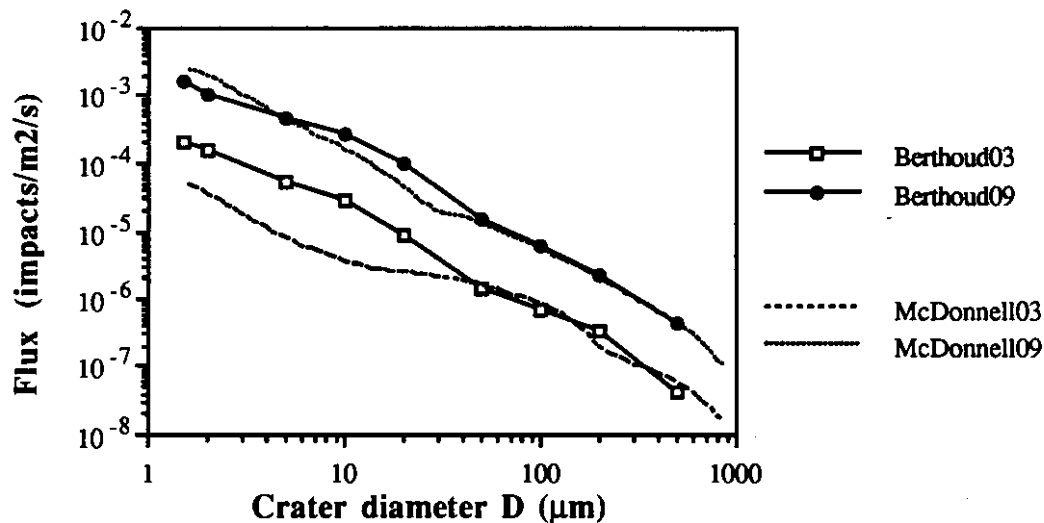
Nous avons montré ici que le diamètre du cratère dépend de multiples facteurs, dont la taille de la particule, sa densité, sa vitesse, son angle d'impact et les propriétés de la cible. Dans le cas des échantillons exposés, les propriétés des cibles sont toutes identiques. Si nous faisons des hypothèses sur la densité et la vitesse de la particule, nous pouvons déduire la taille de cette particule à partir de la taille du cratère. Cette estimation est faite par l'utilisation d'une des équations empiriques. La taille des particules peut donner des indications sur l'origine des cratères, car on pense que les débris sont en plus grand nombre que les micrométéoroïdes pour les particules les plus petites et pour les plus grandes.

Le diamètre des cratères mesuré sur les surfaces embarquées varie de 1.5 μm à 1070 μm pour LDEF et de 0.5 μm à 300 μm pour Mir. Nos essais d'impact à hypervitesse montrent que l'équation de Cour-Palais paraît la plus appropriée pour la conversion entre diamètre des cratères et diamètre des particules. En utilisant les valeurs de vitesse d'impact calculées par la modélisation et l'équation de Cour-Palais pour convertir les tailles des cratères mentionnées ci-dessus. Nous trouvons des tailles de particules de 0.5 μm à 395 μm pour LDEF et de 0.2 μm à 72 μm pour Mir (moyennes entre débris et micrométéoroïdes).

Nos expériences en laboratoire et celles de F.Hörz⁽⁶⁶⁾ montrent que pour la même taille de particule, il peut y avoir un facteur 3-5 entre la taille d'une perforation formée sur une cible finie et la taille d'un cratère formé sur une cible semi-infinie. Comme ceci pourrait mener à des confusions, nous avons choisi uniquement les cibles semi-infinies sur Mir pour la déduction des distributions en tailles des cratères.

La distribution en taille des cratères pour LDEF montre deux différences marquantes quand on la compare à des résultats d'observations de l'Université de Kent à Canterbury (UKC)⁽⁷⁷⁾ (voir la figure V.1). La première est une "bosse" dans la distribution entre les diamètres de cratère de 5-50 μm sur LDEF. On trouve cette bosse aussi dans la distribution entre 1-50 μm pour Mir (voir figure V.15). Il est possible que la présence de cratères secondaires provienne d'un impact primaire sur la navette pendant la récupération du satellite. Mais nous n'avons pas trouvé des preuves concrètes pour ceci. La deuxième différence est la diminution dans la distribution pour les cratères $< 5 \mu\text{m}$ sur LDEF et $< 1 \mu\text{m}$ sur Mir. Cette baisse pourrait être expliquée par une résolution du microscope inadéquate pour les échantillons de Mir, mais cette raison n'est pas valable pour LDEF.

Figure V.1 : Comparaison entre nos mesures et les résultats de UKC⁽⁷⁷⁾. pour le bord d'attaque (09) et de fuite (03) de LDEF.



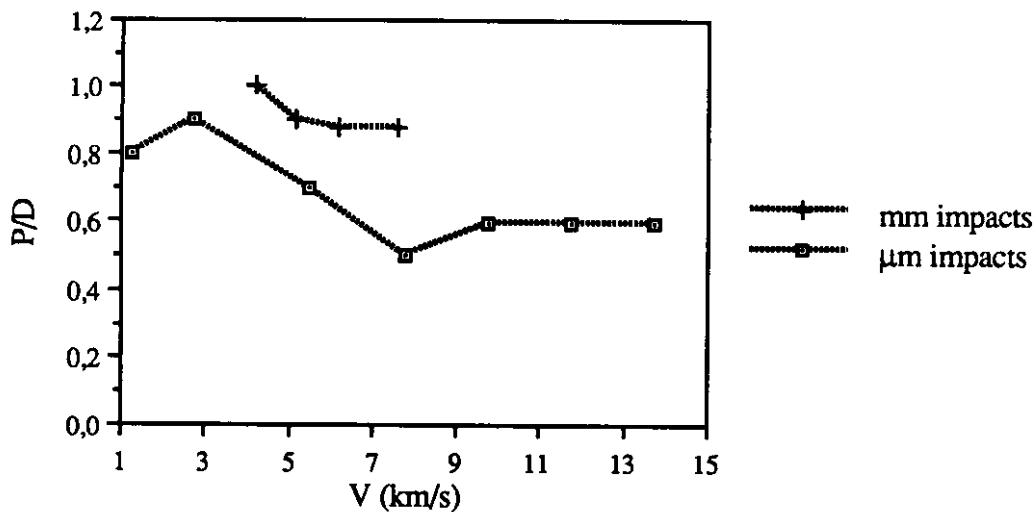
1.2. Rapport Profondeur/Diamètre pour un Cratère

Il est difficile de voir de quels facteurs ce rapport dépend. Son intérêt se base sur des recherches antérieures qui montraient que celui-ci dépendait des densités de la cible et du projectile. Comme on connaît la densité de la cible, il paraît possible de déduire la densité du projectile. Cette densité pourrait nous fournir des indications sur la composition de la particule. Ici nous discutons de l'influence des densités, de la vitesse d'impact, de la taille de la particule (appelé 'effet d'échelle'), sa forme et les propriétés mécanique de la cible. Pour étudier ces influences, nous avons effectué des essais d'impact à des vitesses croissantes en laboratoire. Nous avons mesuré la profondeur et le diamètre des cratères micrométriques et millimétriques ainsi produits (voir figure V.2). Nous avons aussi mesuré la profondeur et le diamètre d'une centaine de cratères que nous avons trouvés sur les surfaces embarquées sur satellites.

D'après nos expériences il semble que le rapport P/D ne dépend pas de la vitesse d'impact quand cette dernière est supérieure à la vitesse du son dans la cible. Ceci est en accord avec Fechtig et al. Quelques chercheurs ont montré qu'au contraire P/D dépend de la vitesse ⁽⁷⁸⁾ ⁽⁷⁹⁾. Cela s'explique pour des cibles de verre où les mesures de profondeur ne sont pas très sûres. Mais il n'y a actuellement pas d'explication des résultats de Iglseider sur des cibles ductiles.

La question d'effet d'échelle pour le P/D n'a pas été résolue de façon concluante. Nos résultats expérimentaux montrent que les microimpacts sont relativement moins profonds que les impacts millimétriques. Ils indiquent que P/D croît avec $d^{0.051}$ (l'effet d'échelle). Nous discutons ceci plus longuement dans la partie V.4.1.1 sur les équations empiriques.

Figure V.2 : Fe -> Al (des projectiles en fer impactant des cibles en aluminium) essais d'impact à des tailles différentes

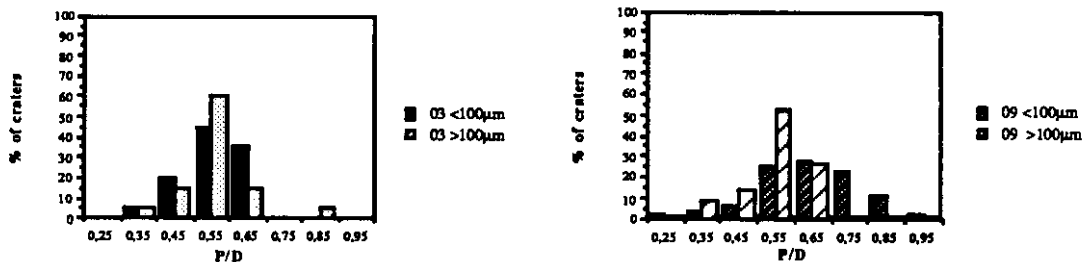


Un autre élément qui complique l'interprétation du P/D est la forme de la particule. Nos résultats expérimentaux montrent que les particules irrégulières produisent une variation plus large et une moyenne plus élevée de P/D , par rapport aux particules sphériques. Le rapport P/D dépend de la position du fragment quand il frappe la surface de la cible. Les valeurs de P/D moyennes trouvées sur les surfaces exposées dans l'espace étaient plus élevées que celles auxquelles on s'attendait (voir plus loin). Ceci pourrait être expliqué par la géométrie très irrégulière que pourrait avoir une particule. Nous avons montré l'éventualité de cette dernière idée avec des impacts sur des feuilles minces qui montrent la vraie forme de la particule.

Pour Mir, nous n'avons pas de données sur le rapport P/D parce que la plupart des cratères étaient trop petits pour pouvoir en mesurer leur profondeur. Mais pour LDEF nous avons trouvé que la moyenne des P/D pour les surfaces d'aluminium pur était différente de celle sur les surfaces d'alliage d'aluminium. Supposons que le même flux de particules frappe les deux surfaces, nous concluons que le P/D est modifié par les propriétés mécaniques de la cible - ceci étant la seule différence entre les deux surfaces.

Pour le bord de fuite de LDEF, les cratères de diamètre $< 100 \mu\text{m}$ étaient plus uniformément distribués sur la gamme du rapport P/D et avaient une moyenne plus élevée que ceux de diamètre $> 100 \mu\text{m}$ (voir la figure V.3.). Cela implique que les particules qui ont produit ces cratères avaient une gamme de densité ou composition plus large que celle des plus grandes particules. Ces dernières étaient plus centrées entre 0.5-0.6 avec des éléments à faibles et à fortes densités. Si la plupart des particules qui impactent le bord de fuite sont des micrométéoroïdes (particulièrement pour des diamètres $> 50 \mu\text{m}$), cette gamme étendue pour les petites particules pourrait refléter l'hétérogénéité de composition des grains. Ces grains peuvent se joindre pour former un agglomérat compact, comme on a déjà vu dans les collectes de poussières cosmiques. La densité moyenne d'une particule compact pourrait atteindre $3-4 \text{ g/cm}^3$, valeur requise pour créer un P/D de 0.5-0.6. Ceci s'applique seulement aux cas où la matrice (ou 'colle') entre les grains résiste aussi bien à l'impact qu'eux. Si la matrice est d'un matériau plus fragile ou volatil que les grains, la particule se désagrègera lors de l'impact.

Figure V.3. : Rapport profondeur/diamètre pour les cratères sur les bords d'attaque et de fuite de LDEF.



Sur le bord d'attaque de LDEF, une gamme du rapport P/D encore plus large a été observée pour les cratères $< 100 \mu\text{m}$ (voir la figure V.4.). L'énorme variété de densités indiquée par cette répartition pourrait être expliquée par une grande variété de particules. Pour la plus petite gamme de tailles, on s'attend à ce que les débris constituent la population dominante. Les analyses chimiques (voir plus loin) ont démontré la diversité de la famille des débris et cela paraît être confirmé par les P/D. Les plus grands cratères étaient moins profonds en moyenne et ils sont centrés dans la gamme 0.5-0.7. Il est probable qu'ils sont dus à des micrométéoroïdes (qui ont des densités moyennes plus basses que celles des débris). Nous n'avons pas pu distinguer les deux familles de densités proposées par Le Sergeant d'Hendecourt à 3 g/cm^3 et à $8-9 \text{ g/cm}^3$ (qui correspondent à des P/D de 0,5 et 0,9 approx.)⁽²⁶⁾.

La vaste gamme de compositions (et donc de densités) est un gros problème dans l'interprétation de ces valeurs. Nous pouvons voir à partir des valeurs qui suivent que la distinction entre débris et micrométéoroïdes via le rapport P/D n'est pas possible. Les densités des micrométéoroïdes et des débris couvrent la même gamme :

P/D

- 0,3-0,5 : probablement des micrométéoroïdes de faible densité ou des écailles de peinture. (densités $0,5-1 \text{ g/cm}^3$);
- 0,5-0,6 : probablement aluminium ou autre matériau avec une densité proche de celle de l'aluminium, par exemple des silicates (densités $2-3 \text{ g/cm}^3$);

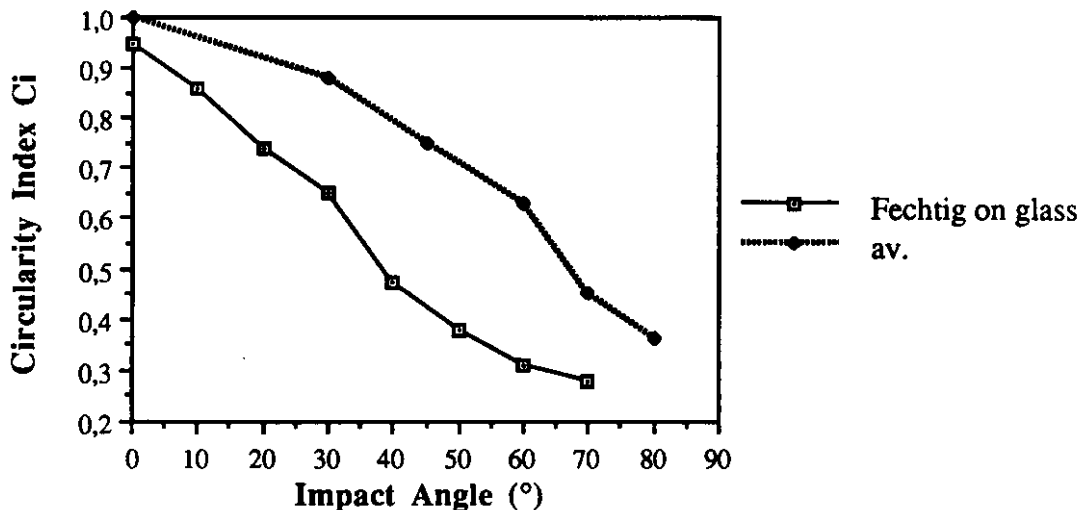
- 0,6-0,7 : quelques éléments plus lourds et leurs alliages : titane, argent etc. micrométéoroïdes lithosidéritique (densités 4-5 g/cm³);
- 0,7-1,0 : probablement à base de fer, c'est à dire : soit l'acier (débris) soit les météoroïdes métallique. Ou du cuivre ou des alliages de cuivre (densités 8-10 g/cm³);

1.3. Profil des cratères

A partir d'une section de cratère produit par une expérience de simulation (figure IV.5), nous montrons que les profils des cratères ne sont pas toujours hémisphériques, comme on le pensait auparavant. Il a été montré par ailleurs ⁽⁸⁰⁾ que les profils ont plutôt une forme de parabolioïde. Le concept de cratère hémisphérique a commencé par l'association du volume du cratère avec l'énergie cinétique de la particule. Ceci a toujours été mis en question, et plusieurs auteurs soutiennent l'idée que les dimensions des cratères sont liées à la quantité de mouvement de la particule. A l'aide de nos expériences, nous avons vu que le relief du fond du cratère peut donner des indices sur la forme de la particule. Nous avons vu que les impacteurs sphériques laissent des fonds de cratère lisses et réguliers, alors que les impacteurs fragmentaires laissent des 'poches' irrégulières. Les cratères provenant de projectiles fragmentaires sont plus irréguliers en général et peuvent facilement être distingués d'impacts obliques par l'absence de bords et de "marches". Par contre les cratères formés par des particules fragmentaires seront peut-être plus difficiles à distinguer des impacts générés par des particules hétérogènes. Quelques-uns des plus grands cratères sur LDEF présentaient des produits de fusion qui paraissaient s'être solidifiés autour d'une forme solide. La fusion différentielle et la vaporisation de différents éléments de la particule pourraient être la cause de ces structures qui ressemblent à des poches. Il serait difficile de tester cette théorie en laboratoire car des projectiles hétérogènes risquent de se fragmenter sous les pressions d'accélération.

1.4. Circularité du cratère

Dans ce travail nous montrons avec des essais en laboratoire que l'angle d'impact commence à influencer le diamètre du cratère à partir de 30° par rapport à la normale (voir figure V.4). Nous considérons le diamètre comme non circulaire si ses petits et grands axes diffèrent de plus de 10% (supérieur à la marge d'erreur expérimentale). Nous n'avons pas confirmé la relation de Pailer et Grün: P/d est proportionnel à $V \cos \alpha$, parce que nos cratères sont tellement petits que la mesure de profondeur est impossible ⁽⁶⁹⁾. Les expériences montrent que le changement de circularité avec l'angle d'impact dépend du matériau de la cible (le verre se comporte différemment de l'aluminium).

Figure V.4 : Variation de Ci avec l'angle d'impact α pour le verre et l'aluminium.

Des recherches antérieures ont démontré que les cratères sont approximativement équidimensionnels (c'est à dire : circulaires) pour des projectiles d'un rapport $L/d < 4$. Mais nos études montrent que nous pouvons produire des cratères elliptiques (circularité jusqu'à 0,75) avec des projectiles fragmentaires avec un L/d jusqu'à 5,5, mais avec une moyenne de 2. Les dimensions du cratère dépendent fortement de la position du projectile lors de l'impact. La vitesse pourrait jouer aussi un rôle ; il est possible que au-dessus d'une certaine vitesse, la forme des particules n'influence plus la forme des cratères. Ceci expliquerait la rareté de cratères irréguliers sur les surfaces exposées. Il serait souhaitable de conduire des essais d'impacts obliques à différentes vitesses pour vérifier cette hypothèse.

Pour LDEF, nous avons observé que 10% des cratères étaient obliques sur le bord de fuite et seulement 3% sur le bord d'attaque. Pour Mir la gamme d'angle d'impact s'étendait de 0° à 78° . Pour les échantillons du côté AR, 10-20% des impacts étaient obliques. Ces impacts se trouvaient dans des directions aléatoires, on n'a donc pas pu déduire un hypocentre pour une 'source' d'impacts. Sur les échantillons où l'on a observé le flux plus élevé, 35-57% étaient obliques. De plus on a remarqué que nombreux cratères obliques étaient orientés à 45° des bords de l'expérience. Par exemple sur AVG10, où 57% des cratères étaient obliques, 38% étaient orientés à 45° . Cette uniformité de direction implique que la source d'impacts était assez éloignée de l'échantillon. La circularité pour ces cratères a une valeur de 0,79 (écart type de 0,06). Quand nous comparons cette circularité avec les résultats de nos expériences en laboratoire pour l'influence de l'angle d'impact sur la circularité, nous pouvons en déduire un angle d'impact de 40° (voir la [figure V.4](#)). Nous avons utilisé ces deux angles et la position de l'expérience pour chercher une source possible pour les impacts avec le module 'Field of View' dans ESABase. Ceci montre que les deux possibilités de sources sont le corps principal de la station Mir et son panneau solaire central.

La proportion plus élevée de cratères obliques sur Mir nous donne un sujet de réflexion. La différence en pourcentages entre les bords d'attaque et de fuite sur LDEF (3 et 10%) suggère que l'explication de ces différences soit le positionnement de l'expérience par rapport au vecteur vitesse. Nous attendons davantage de cratères obliques sur les surfaces parallèles au vecteur vitesse (les faces 'Espace' et 'Terre' de

LDEF) et Mir aurait traversé cette position plusieurs fois. Une autre possibilité est qu'il y a eu davantage d'impacts secondaires sur Mir que ce que l'on pensait.

1.5. Impacts "ricochets"

Nous avons observé des impacts générés par la décapitation du projectile, (aussi appelés des impacts 'ricochets') sur les surfaces embarquées, et nous avons aussi réussi à les recréer lors d'essais en laboratoire. L'angle critique pour leur apparition était de 70-80° dans nos expériences (voir la [figure III.7](#)). Pour des impacts à hypervitesse, le projectile et la cible sont dans un état de déformation plastique, donc il n'est pas question que le projectile ait rebondi. La composante latérale de la vitesse ($V \sin \alpha$) induite dans le projectile un mouvement parallèle à la surface. Mais la formation des bords du cratère empêche que le projectile saute jusqu'à un angle d'impact élevé. A la place, il produit des cratères allongés avec des extensions comme des marches. Le bord du cratère peut provoquer la rupture du projectile, laissant la partie basse dans le cratère original. La partie haute continue dans son vol et frappe la surface formant un deuxième cratère juste en aval du premier. La taille de ce deuxième cratère dépend de la rupture du projectile. Dans le cas d'un angle d'impact très élevé, le second cratère peut même être plus grand que le premier.

1.6. Perforations marginales

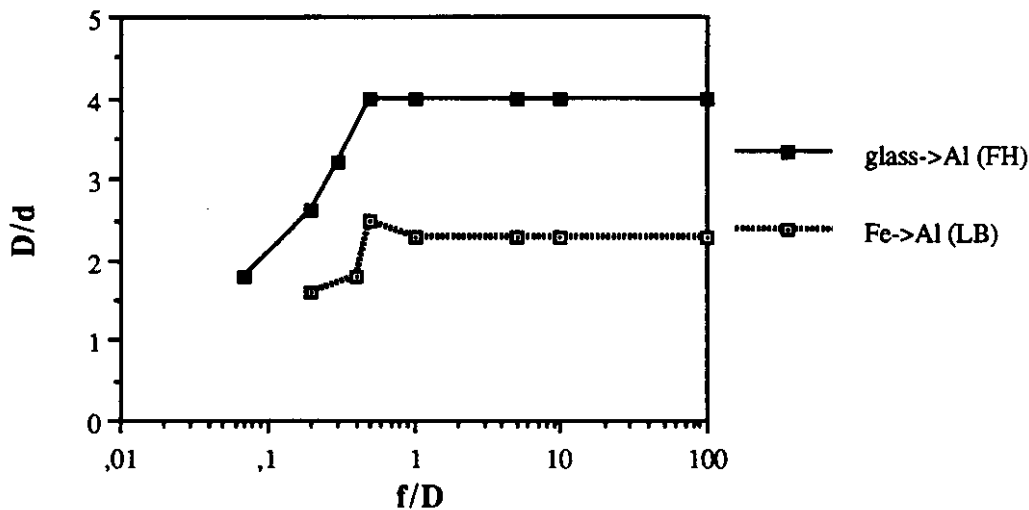
Les caractéristiques décrites ci-dessus s'appliquent surtout aux cratères. Mais les perforations marginales peuvent elles aussi révéler des renseignements intéressants. Avec l'aide d'équations empiriques, nous pouvons utiliser l'épaisseur de la feuille dans laquelle elles apparaissent pour estimer le diamètre de la particule. Les essais que nous avons entrepris sur ce thème nous ont montré que l'équation de McDonnell et Sullivan ⁽⁵⁷⁾ est celle qui convient le mieux à nos matériaux et à nos conditions d'impact. Les essais nous ont montré que le mécanisme d'endommagement des cibles d'épaisseur décroissantes est la formation d'une bosse sur l'arrière de la cible, puis l'écaillage de cette surface et ensuite la formation d'une petite perforation qui grandit jusqu'à la taille de la perforation de la surface avant.

Le rapport épaisseur de la feuille/ diamètre de l'impact (f/D) est proposé ici comme paramètre utile. Avec le f/D on peut déterminer si un impact est dans le régime d'épaisseur semi-infinie, marginale ou finie. On peut donc choisir les équations appropriées pour donner une idée du rapport D/d . On peut considérer f/D comme analogue à P/D . Les valeurs de f/D seront plus élevées que pour P/D , parce que la profondeur d'impact est plus profonde pour des cibles minces. La recherche faite ici et par Newman ⁽⁸¹⁾ et Humes ⁽⁸²⁾ indique que les valeurs de f/D pour les perforations marginales dans des échantillons exposés à l'espace se situent autour de 0.7. Les expériences menées dans ce travail avec des projectiles de fer ont produit un f/D de 1 pour les perforations marginales. Il apparaît que comme P/D , f/D dépend de la densité du projectile et probablement aussi de la densité, de la limite élastique et de la limite de rupture de la cible. Les particules qui ont frappé les surfaces exposées ont apparemment une densité plus faible que celle du fer.

Nos expériences, et les expériences de Hörz ⁽⁶⁶⁾, montrent que quand une cible devient plus 'épaisse' par rapport à la particule, le rapport D/d croît rapidement et devient constant autour de la perforation marginale (voir la [figure V.5](#)). Hörz propose que le diamètre du cratère atteint sa valeur 'semi-infinie' même avant la perforation marginale et que l'on peut le traiter dès ce moment-là comme un cratère 'tronqué' ⁽⁶⁶⁾. Nous proposons

donc à titre d'essai d'utiliser les équations semi-infinies pour estimer le diamètre du cratère (mais pas la profondeur) dès la perforation marginale.

Figure V.5 : Variation de D/d avec le rapport f/D pour ce travail et les expériences de Hörz (à 6 km/s)⁽⁶⁶⁾.



La recherche d'une définition universelle de la perforation marginale continue. A présent, chaque chercheur utilise celle qui est la plus appropriée pour ses besoins. Il faudrait noter que la différence entre 'étanche à la lumière', 'étanche à la pression', et 'diamètre du trou à la sortie < diamètre du projectile' est petite mais perceptible sur le plan de l'épaisseur de la cible ou de la taille de la particule.

Nous avons trouvé qu'aucun fragment solide de projectile n'est éjecté de l'autre côté de la cible pour des perforations marginales. Que devient donc le projectile? Nous n'avons trouvé des résidus de projectile autour du cratère que rarement, nous pensons donc que le projectile a été vaporisé. Nous avons découvert que des fragments de projectile se distribuent derrière la cible pour des perforations de cibles minces avec des f/D jusqu'à 0.15.

1.7. Perforations dans des feuilles minces

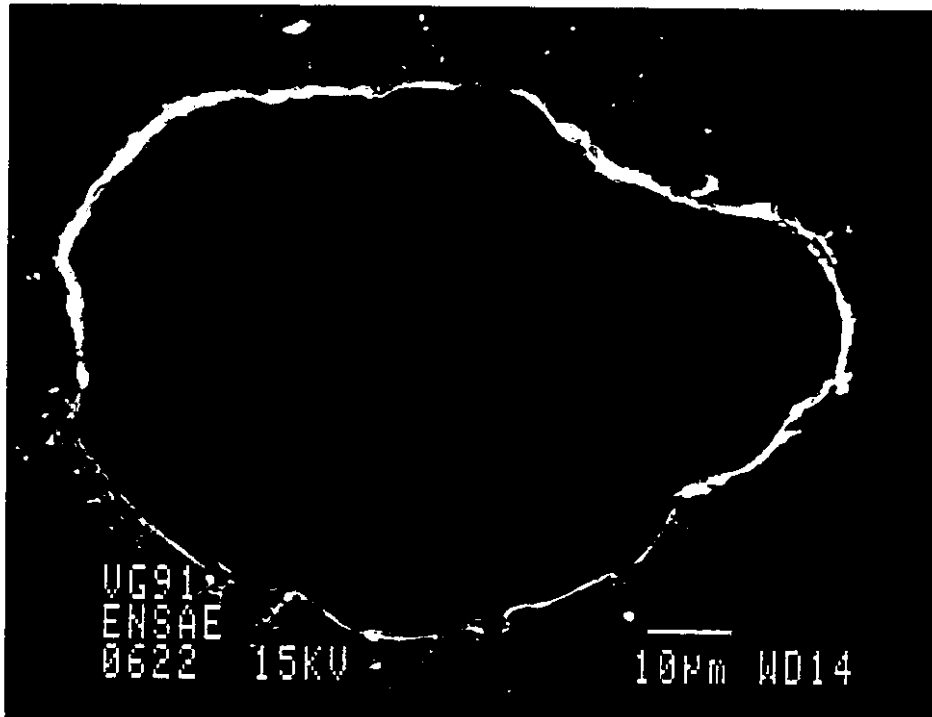
Quand l'épaisseur de la cible décroît, l'épaisseur du bord décroît aussi, devenant un contour lumineux autour du trou. Au-dessous de $f/D=0,05$, le bord n'existe pratiquement plus et le diamètre de la perforation commence à se rapprocher du diamètre de la particule. La véritable taille d'une particule peut être mesurée par sa perforation d'une feuille très mince où le rapport D/d est d'une valeur de 1. Nous avons observé plusieurs perforations de cette description sur les cibles exposées (voir la [figure V.6](#)). Elles montrent que les formes des particules peuvent être irrégulières et fragmentaires.

1.8. Synthèse

Nous concluons qu'il est possible d'extraire certaines caractéristiques d'une particule, à partir de la morphologie du cratère/perforation qui résulte de son impact sur

une cible. Nous pouvons déduire la taille de la particule à partir de la taille du cratère ; sa forme à partir de l'apparence du fond du cratère ou à partir d'une perforation dans une feuille mince; sa densité à partir du rapport profondeur/diamètre ; et son angle d'incidence à partir de la circularité (ou l'excentricité) de l'impact. On peut avoir une valeur approximative de la vitesse à partir de la forme des résidus au fond et sur les bords du cratère. Mais ce n'est pas le cas pour des vitesses supérieures à 15 km/s, où il peut avoir une vaporisation importante des résidus. Ceci, ainsi que les analyses chimiques qui nous permettent de connaître la composition du grain, est décrit dans la partie suivante.

Figure V.6. : Perforation d'une feuille en aluminium d'épaisseur 5 μm sur Mir. La perforation montre la forme de la particule (D = 110 x 68 μm).



2. Analyse des résidus dans les cratères

2.1. Forme des résidus

Les cratères sur les surfaces de LDEF et de Mir montrent plusieurs états de résidus de particules. Des cratères remplis de résidus solides ou des fragments non fondus sont rares. Plus fréquemment, les produits de fusion ont la forme d'écoulements lisses qui se terminent en gouttelettes. Ces écoulements prennent des formes sinueuses dans le fond des cratères, ils s'arrêtent sur les parois et laissent des produits de fusion jusqu'aux bords du cratère. Nos expériences sur la forme des résidus en fonction de la vitesse montrent que la progression entre ces différents états est fonction de la vitesse d'impact. Nous nous sommes aperçus que les plus petits cratères avaient davantage de traces de fusion sur les bords, alors que les gouttelettes dans les plus grands cratères avaient tendance à rester au fond. Mais la répartition de ces produits de fusion sur les parois du cratère ne se fait pas en fonction de la taille de la particule incidente. Elle pourrait donc servir d'indice de la vitesse d'impact. Nos calculs montrent que pour une vitesse croissante, une proportion croissante d'énergie est disponible pour l'échauffement. Il y aura donc davantage de fusion et de vaporisation pour des vitesses plus élevées. Il a été démontré que la proportion de matière fondue s'accroît avec la taille du projectile (l'effet d'échelle) ⁽⁸³⁾.

Nous avons constaté que la forme de la particule qui reste après l'impact détermine le procédé d'analyse et l'identification. Plus de renseignements peuvent être tirés d'un impact à basse vitesse que d'un impact à haute vitesse. Nos expériences pour étudier l'influence de la vitesse de la particule sur l'identification ont démontré que les projectiles de fer restent intacts à 3 km/s, sont fragmentés à 5.5 km/s, sont fondus à 8 km/s et ne peuvent plus être détectés par l'analyse EDX au-delà de 14 km/s. Il faudrait remarquer qu'avec d'autres moyens d'analyse plus sensibles (par ex : une microsonde ionique), on peut détecter plus facilement des couches minces de produits de fusion ou de vaporisation. Ceci changera peut-être ce seuil de détection à 14 km/s.

Par comparaison, nos calculs d'énergie qui emploient le modèle unidimensionnel de Gault et Heitowit montrent que pour les mêmes conditions initiales, le projectile reste entièrement solide à 3 et à 5.5 km/s, entièrement fondu à 8 km/s, il commence à se vaporiser pour des vitesses au-dessus de 10 km/s et aux environs de 14 km/s à peu près 40% du projectile est fondu et 60% est vaporisé (figure V.7). Même si la comparaison avec d'autres modèles implique que les résultats de ce modèle théorique prévoient trop de vaporisation pour des vitesses données, ils s'accordent bien avec les résultats expérimentaux. Des calculs que nous avons faits pour des projectiles de différents matériaux indiquent que la limite de détection de l'analyse qui a été vue à 14 km/s pour le fer sera plus basse, peut-être autour de 10-12 km/s pour l'aluminium et les matériaux chondritiques (voir figure V.8). Si c'était le cas, la population que nous sommes capables d'analyser serait uniquement constituée de particules qui voyagent à des vitesses inférieures. Un penchant pour des particules à basse vitesse apparaîtra dans les résultats.

Toutefois, souvent rien n'a pu être identifié dans les cratères sur les surfaces exposées, même si les produits de fusion étaient très visibles. Soit ces produits venaient entièrement de la cible, soit l'impacteur était en aluminium, soit il formait une couche trop mince pour être détectée par la méthode EDX. Cette dernière paraît peu probable dans le cas des impacts millimétriques où l'épaisseur d'une couche qui tapisse tout le fond du cratère devrait être de quelques centaines de micromètres (si le projectile n'est ni éjecté ni vaporisé).

Figure V.7 : % compositions pour Fe->Al à des vitesses différentes

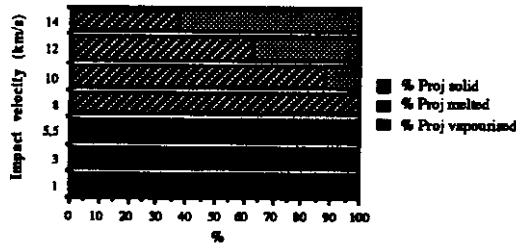
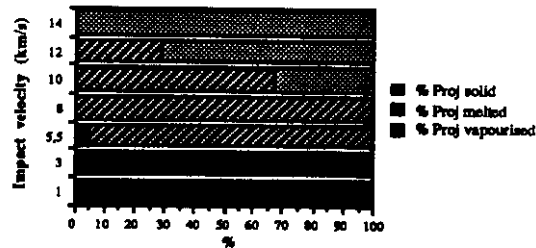


Figure V.8 : % compositions pour Chondrite->Al à des vitesses différentes



Nos expériences sur l'influence de la forme de la particule ont montré que des résidus des projectiles irréguliers étaient souvent plus difficiles à détecter que ceux des projectiles sphériques (voir les figures III.8 et 9). L'influence à la fois de la vitesse d'impact et de la forme irrégulière des particules pourrait expliquer le grand nombre de cratères d'origine non-identifiée sur les échantillons exposés. Un résumé des résultats des analyses conduites pour les différentes surfaces de LDEF et de Mir est présenté ci-après :

Tableau V.1.

Surface	Matériau	D (µm)	% mét	% débris	% non-iden
LDEF09	Al	50-600	17	11	72
LDEF03	Al	1,5-200	23	4	73
LDEF03	Au*	10-900	30	15 (Al incl.)	55
Mir	Al	1-200	23	9	68

* Analyses effectuées par Bernhard et Hörz sur des échantillons d'or. (84)

2.2. Analyses sur des échantillons de Mir

Pour Mir, comme l'orientation de l'expérience change continuellement par rapport au vecteur vitesse, la vitesse d'impact des particules change aussi. Selon la modélisation avec ESABase que nous avons réalisée ici, les particules qui impactent à moins de 10 km/s sur Mir (voir figure V.9) peuvent seulement être des débris ou des micrométéoroïdes qui arrivent à un angle rasant à la surface de l'expérience (parce que la composante normale de la vitesse est réduite). Cependant, les résultats des analyses chimiques montrent une proportion de 23% de particules d'origine naturelle, 9% d'origine artificielle et 68% d'origine inconnue. Pour la gamme de tailles de cratères examinés, qui va de 1-200 µm (dont la plupart inférieures à 10 µm), on s'attend à ce que les débris dominent sur les particules naturelles d'un facteur important. On pourrait expliquer cela par l'arrivée sur les surfaces d'une grande proportion de particules avec un angle rasant. En fait, le chiffre de 23% pour les particules naturelles ressemble au chiffre obtenu pour les cratères obliques (20%) que nous trouvons sur les deux côtés de l'expérience. Tous les résidus que nous avons trouvés étaient dans des cratères obliques, ce qui tend à confirmer cette idée. Il apparaît que, soit les débris consistaient en éléments plus volatils que prévu, soit les débris étaient largement constitués de l'aluminium (élément non-détectable sur une surface d'aluminium).

Les compositions des débris indiquent leurs origines (dans ce cas acier, zinc, verre et peinture). Nous n'avons pas pu conclure sur l'origine des impacts secondaires sur Mir avec ces analyses.

Figure V.9 : Variation des vitesses des micrométéoroïdes et des débris sur les faces AV et AR sur Mir autour de l'orbite calculée avec ESAbase.

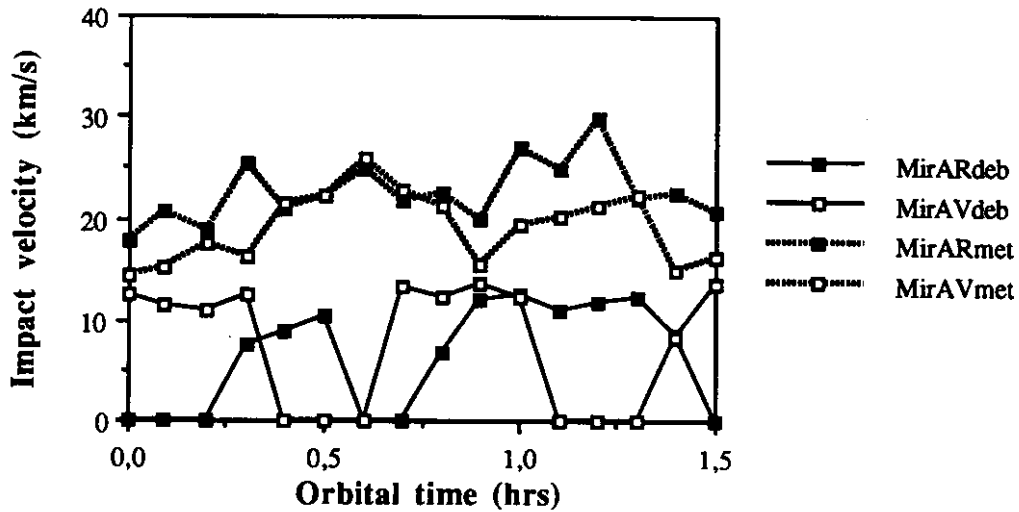
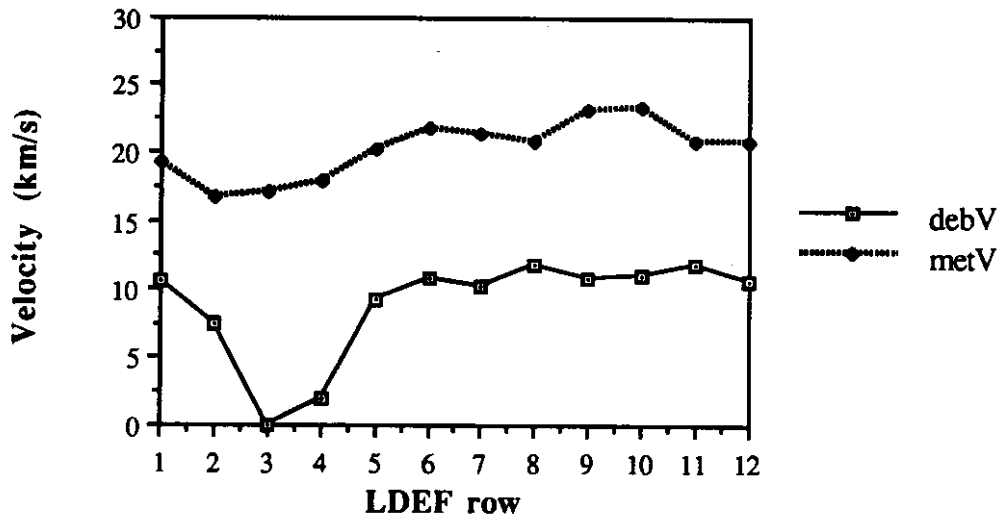


Figure V.10 : Vitesses des micrométéoroïdes et des débris pour les différentes rangées de LDEF, calculées avec ESAbase.



2.3. Analyse des échantillons de LDEF

Pour LDEF, la vitesse d'impact des particules dépend de la position de l'expérience par rapport au vecteur vitesse. Pour le bord d'attaque, peu de particules à des vitesses basses sont prévues par notre modèle (voir la figure V.10). A basse vitesse, les seules particules sont encore les débris ou les météoroïdes qui impactent à des angles rasants. Pour les cratères > 50 µm, l'analyse des clamps pour les rangées 09 et 08 montre que 17% des impacts était d'origine naturelle, 11% d'origine artificielle et 72% d'origine

inconnue. L'analyse des résidus pour les cratères $< 50 \mu\text{m}$ sur les surfaces de MAP est infructueuse à cause de la contamination, qui consiste surtout en inclusions dans l'alliage. Il n'est pas surprenant qu'il y ait davantage de cratères non-identifiés que pour Mir, parce que les vitesses pour LDEF sont nettement plus élevées, et qu'il y a donc davantage de particules vaporisées par l'impact.

Nous avons pensé que la position de FRECOPA sur le bord de fuite de LDEF impliquerait que 100% des impacts seraient générés par des micrométéoroïdes. Un tel exemple est montré sur la figure V.11. Elle présente un cratère oblique dans lequel on peut clairement voir les résidus. L'analyse EDX donne une composition typique pour les micrométéoroïdes avec la présence de Fe, Mg, Si et Ca. Cependant, l'analyse chimique a aussi montré qu'un certain nombre d'impacts pourrait être d'origine artificielle. Un exemple est montré sur la figure V.12; on voit que l'impact a eu lieu à une faible vitesse parce que la particule est restée presque intacte dans le cratère. Le spectre d'analyse EDX indique une origine d'acier inoxydable avec la présence de Fe, Cr et V.

Nos analyses de cratères de diamètre $1.5\text{-}200 \mu\text{m}$ sur la rangée 03, 23% des impacts montrent des origines micrométéoritiques, 4% montrent des origines de débris et 73% des cratères sont d'origine inconnue. Ces chiffres ont été analysés pour des tailles de cratères différentes. Ils montrent que le pourcentage de micrométéoroïdes est plus élevé dans la gamme $15\text{-}100 \mu\text{m}$, que le pourcentage des cratères inconnus est plus élevé pour des cratères $> 15 \mu\text{m}$ et que tous les débris ont été trouvés dans des cratères $< 100 \mu\text{m}$. Si les débris ont tous des vitesses d'impact autour de $2\text{-}3 \text{ km/s}$, nous devrions tous les identifier, exceptés ceux qui sont constitués d'éléments volatiles ou d'aluminium.

Tableau V.2 : Résultats de l'analyse chimique dans des impacts sur FRECOPA

Taille Cratère	$1.5 < D < 200 \mu\text{m}$	$1.5 < D < 15 \mu\text{m}$	$15 < D < 100 \mu\text{m}$	$D > 100 \mu\text{m}$
Débris	4%	8%	9%	0%
Météoroïde	23%	29%	18%	25%
Non-identifié	73%	63%	73%	75%

Pour la même rangée Hörz et Bernhard ont analysé 187 cratères entre 10 et $900 \mu\text{m}$ de diamètre sur des échantillons d'or de l'expérience CME (A03) ⁽⁸⁴⁾. Leurs résultats montrent que sur 15% des cratères d'origine artificielle, 83% proviennent d'aluminium. L'aluminium qui se trouve dans les cratères de diamètre $5\text{-}70 \mu\text{m}$ (particules de diamètre $1\text{-}15 \mu\text{m}$) pourrait avoir pour origine des sphères d'alumine provenant de propergols. En comparant avec nos résultats sur 03, les clamps étalés autour de LDEF montrent une proportion plus élevée de débris (13%) surtout sur la rangée 08. Une proportion plus faible de micrométéoroïdes est distribuée également sur toutes les rangées avec une proportion similaire de cratères non-identifiés.

Les résidus d'un impact micrométéoritique sur un échantillon de LDEF ont montré une grande variété dans la composition élémentaire (figure V.13). La particule était apparemment formée d'un agrégat de grains d'au moins trois compositions différentes. La nature hétérogène et l'apparence granulaire de cette particule ressemblent aux particules 'Brownlee' collectées dans la stratosphère. Ces agglomérats sont-ils le résultat de collisions entre des corps étrangers? La discrimination entre des particules de provenance cométaire ou astéroïdale reste difficile, car nous n'en savons pas assez sur les compositions de ces corps. Beaucoup de recherches intéressantes se poursuivent dans ce domaine et la combinaison des modélisations, observations et analyses multidisciplinaires des particules, météoroïdes, comètes et astéroïdes vont peut-être conduire à des lignes directrices pour établir des classifications⁽⁸⁵⁾.

L'équipement d'analyse chimique utilisé pour ce travail n'était pas suffisamment sensible pour chercher les indices d'une origine interstellaire dans les résidus de particules (voir la revue de Tielens pour une description d'observations de poussières interstellaires⁽⁸⁶⁾). Selon Walker, la présence de diamant (400 ppm), SiC (5 ppm), graphite (0,1 ppm) ou d'alumine (0,001 ppm) pourrait traduire cette origine⁽⁸⁷⁾. L'utilisation d'une microsonde ionique et d'autres types d'analyses très sensibles permettrait d'améliorer nos connaissances dans ce domaine.

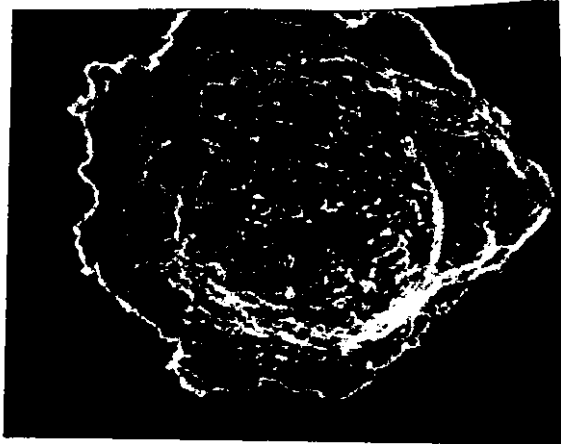
2.4. Les limites de l'analyse EDX

L'analyse EDX est une méthode relativement limitée. En effet, on ne peut seulement identifier que des éléments dans des quantités suffisamment importantes (> 0.2-0.5% du poids analysé). L'analyse quantitative à l'intérieur des cratères est problématique. L'EDX n'est pas appropriée pour identifier des couches fines de produits de fusion ou de vapeur condensée puisqu'il analyse un volume de la forme d'une poire. Mais, étant rapide, souple et fiable, c'est un excellent outil dans la recherche initiale des résidus. Contrairement au SIMS, les problèmes d'ombre du cratère avec l'EDX peuvent être résolus simplement en inclinant et en tournant l'échantillon. Une fois que les résidus ont été trouvés et identifiés comme originaire de micrométéoroïde ou de débris, une analyse plus précise peut être faite par microsonde, Raman, TEM (microscope électronique à transmission), analyse spectrale IR, etc. Il reste le problème d'extraction des résidus du cratère; des approches innovatrices incluent une méthode qui consiste à enlever les résidus en les raclant avec une aiguille en tungstène, puis les sertir dans une résine et les "microtomer" pour les analyser ensuite au TEM⁽⁸⁸⁾.

2.5. Les limites des techniques de collection

La proportion élevée de cratères non-identifiés constitue le principal inconvénient des méthodes de collecte à hypervitesse, surtout d'un point de vue analyse chimique. Nos expériences et calculs d'énergie nous ont montré que ceci est dû à la fusion et à la vaporisation des particules sur impact. Dès que la particule fond, on perd des renseignements importants sur sa structure cristalline et sa minéralogie. Selon nos calculs et expériences, pour qu'une particule crée un cratère facilement identifiable et pour qu'elle ne fonde pas sur impact, il faut qu'elle frappe la surface avec une vitesse de l'ordre de 1-6 km/s. Or, nous savons que la vitesse orbitale d'un véhicule spatial est à peu près de 8 km/s, et que les débris vont à 0-15 km/s et les météoroïdes à 11-72 km/s. Donc la probabilité qu'une particule tombe dans cette bande étroite de 1 à 6 km/s est assez petite. Ceci remet en question l'utilité des surfaces exposées à l'espace pour capturer des particules, surtout des fragiles poussières interplanétaires.

Figure V.11. : Impact oblique d'un micrométéoroïde sur LDEF FRECOPA écran rigide
(D = 235 x 176 μm)



Détail des résidus dans le même cratère



Analyse EDX des résidus à 15 keV

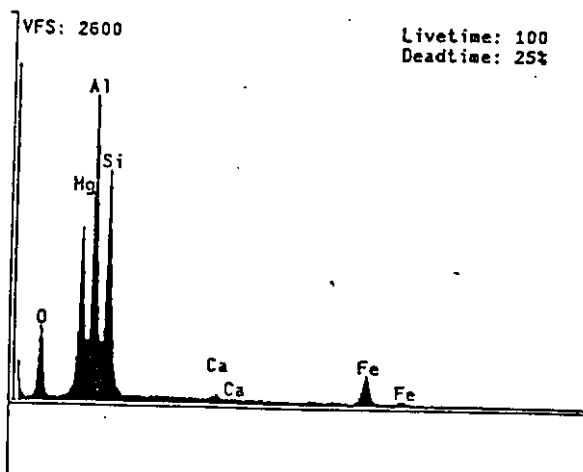
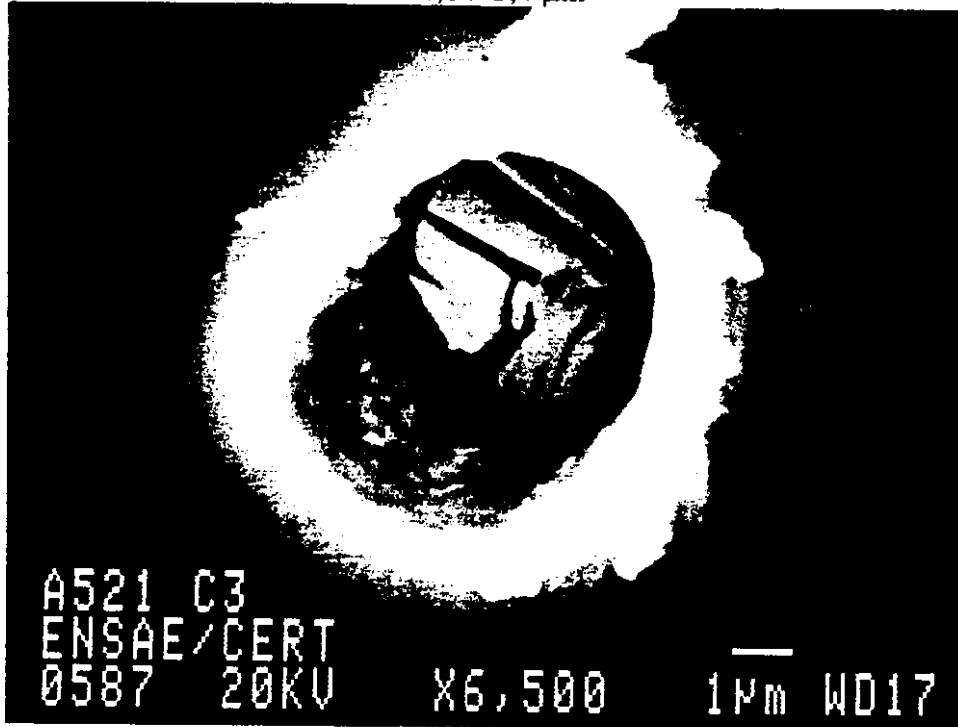


Figure V.12. : Impact d'un débris sur bord de fuite de LDEF (FRECOPA)
D = 6,6 x 5,4 μm



Analyse EDX du projectile presque intact dans le cratère (à 20 keV)

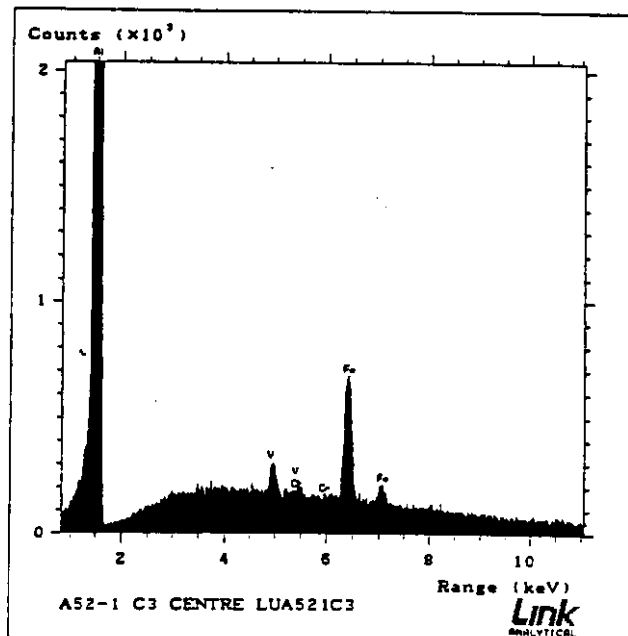
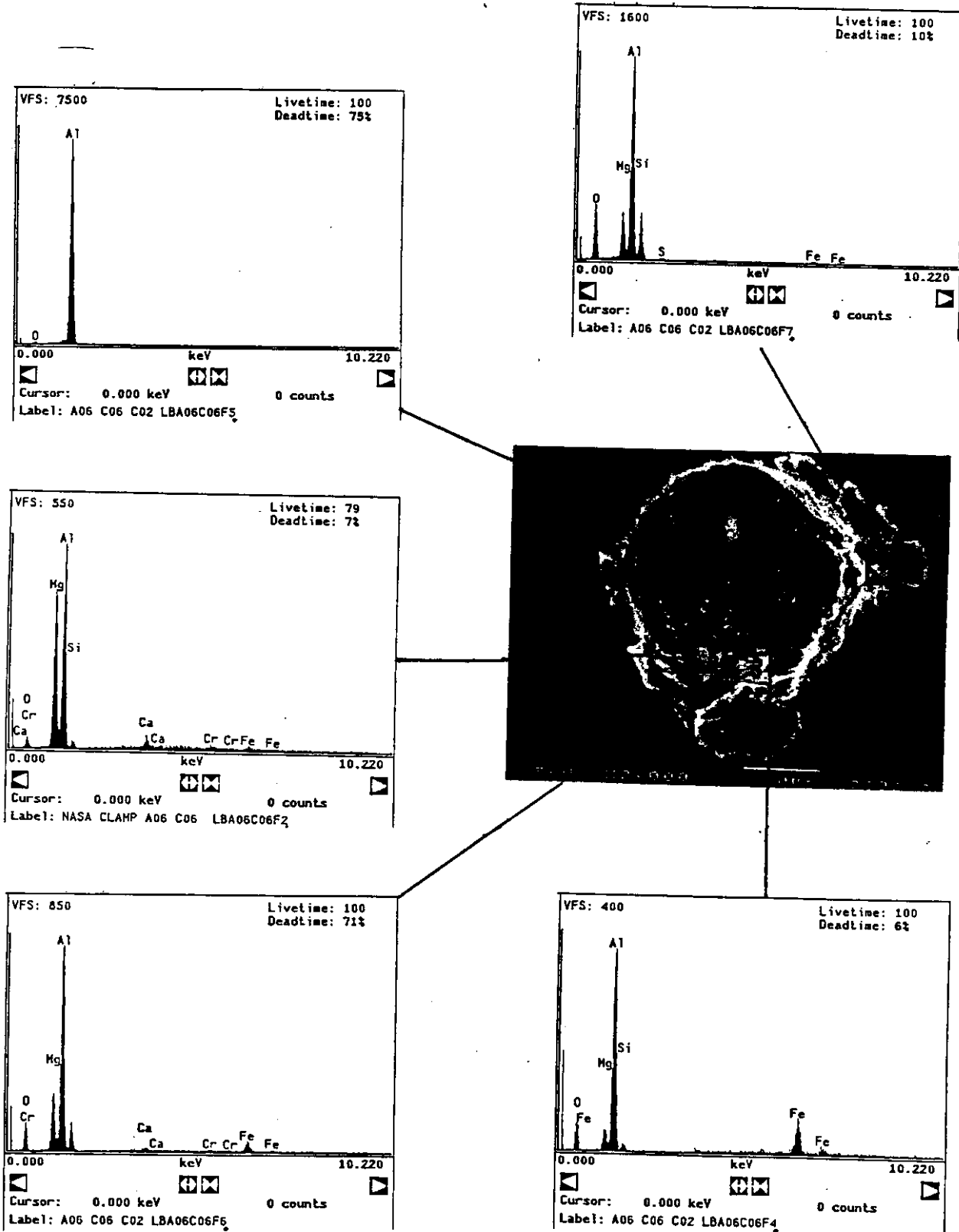


Figure V.13. : Impact à faible vitesse sur clamp de LDEF. Les spectres montrent les analyses EDX faites sur différentes parties des résidus. Evidence de grains de différentes compositions.



3. Méthode de collecte de particules

La conception d'expérience pour la collecte de particules est déterminée par les renseignements que l'on recherche. L'expérience idéale avancera nos connaissances sur la taille des particules, leur composition, leur vitesse, leur direction et les variations temporelles dans le flux. Chacun de ces paramètres peut nécessiter une technique différente, et la conception de l'expérience sera fixée par les contraintes de la mission, telles que l'espace et la puissance disponible, le temps d'exposition, l'orbite, la position de l'expérience par rapport au vecteur vitesse etc. Souvent un compromis est nécessaire. Notre expérience avec les méthodes utilisées sur LDEF et Mir nous montrent en particulier les avantages et inconvénients des détecteurs passifs et multicouches.

3.1. Détecteurs passifs semi-infinis

Ces détecteurs donnent des renseignements sur la taille, l'angle d'impact et parfois sur la composition des particules. Ils sont robustes, fiables et n'ont pas besoin d'énergie électrique. Si on utilise des matériaux de haute pureté, les défauts dans le matériau gêneront moins le comptage de flux et l'analyse chimique. Si on utilise des matériaux avec une haute qualité de surface (polis), on pourrait examiner de plus petits impacts et étendre la gamme de tailles des modèles de flux. Mais des cibles métalliques ne sont pas idéales pour l'analyse chimique, car un grand nombre de particules se vaporisent sous l'impact. Pour que moins de particules se vaporisent, une cible moins dense et moins résistante serait mieux adaptée. L'aluminium est la cible la plus utilisée et la mieux comprise, mais elle exclut l'identification des débris d'aluminium. Le verre est fragile et exclut l'identification du silicium.

3.2. Détecteurs multicouches

Ces détecteurs donnent aussi des renseignements sur la taille, l'angle d'impact et la composition de la particule. Les couches de feuilles minces servent à décélérer les impacteurs et à en collecter les fragments. Cette méthode donne de meilleurs résultats pour l'analyse chimique que les détecteurs semi-infinis. Mais l'interprétation du flux mesuré sur des feuilles minces est plus compliqué que celui mesuré sur des cibles épaisses. Les particules doivent être au-dessus d'une certaine taille afin de pénétrer les feuilles et y laisser des fragments (cette taille dépend de l'épaisseur de la feuille). Des feuilles plus minces que celles utilisées sur LDEF et Mir fourniront d'excellents détecteurs, car il y aura un $D/d=1$ pour toutes les particules sauf pour les plus petites. Les équations empiriques ne seront pas nécessaires pour l'interprétation des diamètres d'impacts et une trace de la forme de la particule sera laissée. Cependant, des feuilles plus minces que $2\ \mu\text{m}$ peuvent être fragiles et sont vulnérables pendant la manipulation. Une grille peut soutenir les feuilles et ainsi éviter ces problèmes.

3.3. Leçons tirées de LDEF et Mir

Une des leçons majeures tirée de LDEF est que toutes les surfaces planes sur un satellite peuvent servir de détecteurs de particules. Dans ce travail, nous avons examiné l'endommagement, non seulement des surfaces expérimentales, mais aussi des cadres, clamps et couvertures thermiques. Afin d'optimiser la surface totale exposée, des expériences futures devront s'assurer que le plus de surfaces possibles soient de haute pureté, polies et non anodisées. Comme pour tous examens de matériaux, il est toujours indispensable de garder des échantillons témoins, pour la comparaison avec les échantillons embarqués. Idéalement, tous types de surfaces devraient être étalonnés avec des expériences d'impact à hypervitesse avant d'être utilisés dans l'espace.

A ce point, il est peut-être approprié de mettre en balance les expériences de collecte dans l'espace, dans la stratosphère, dans les fonds des mers et dans les lacs glaciaires des pôles. Les expériences embarquées ont plusieurs avantages sur les autres : tout d'abord, elles sont le seul moyen de collecter et de mesurer le flux des plus petits débris, de surcroît les particules ne doivent pas passer à travers l'atmosphère avant la collection et sont donc moins altérées. Les effets de la rentrée atmosphérique sur des particules de poussière interplanétaire incluent la ségrégation gravitationnelle, l'échauffement, la contamination et l'implantation des ions. Un des inconvénients réside dans la vitesse avec laquelle les particules impactent les détecteurs. Celle-ci est souvent suffisante pour fondre ou vaporiser les particules. La contamination qui se passe avant, pendant et après l'exposition à l'environnement de l'espace peut entraver la recherche. La collecte dans la stratosphère est relativement peu coûteuse et a fourni le point d'ancrage des connaissances sur les particules de poussières interplanétaires jusqu'à présent. Mais le gel de silicium, employé comme moyen de collecte est gênant pour l'analyse chimique. La collecte de particules dans les lacs glaciaires est une méthode efficace, sauf que les particules sont couvertes d'une croûte de sidérobactéries filamenteuses difficile à enlever. La récupération dans le fond des mers donne de plus grandes particules, mais celles-ci sont modifiées par l'érosion due à l'environnement.

4. Le flux des microparticules

4.1. Conversion des données des modèles et de l'observation

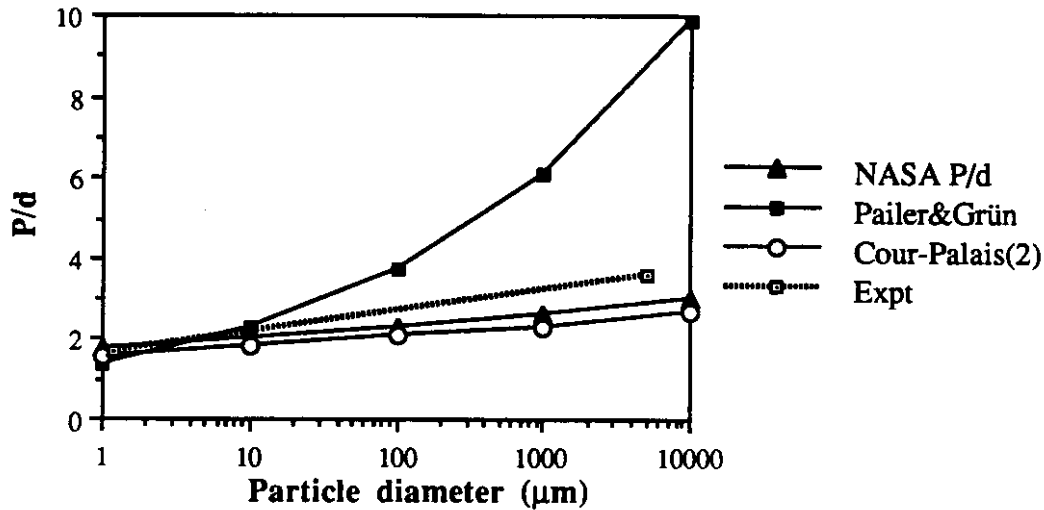
Nous avons vu que le code hydrodynamique Hull donne des résultats plus précis pour la prédiction des dimensions des cratères que les équations empiriques, lorsque nous avons appliqué les deux méthodes aux résultats des expériences des impacts à l'échelle du mm au CEG. La capacité d'un code hydrodynamique à contrôler les paramètres (tels que la pression, la contrainte et la vitesse de la particule) pendant le processus d'impact contribue à une meilleure compréhension de la physique du choc d'impact. Il est indubitable que les hydrocodes excellent dans le calcul de situations impossibles à reproduire au laboratoire. Mais le coût élevé, et la main d'oeuvre nécessaire à la création du modèle, rendent les codes mal adaptés pour la mise en compatibilité des données de flux.

La comparaison des données de cratères observés sur des surfaces embarquées et des modèles de flux est réalisée rapidement en transformant les données des particules fournies par les modèles en données de cratères, avec l'aide des équations empiriques. Cette méthode a l'avantage de garder toutes les inconnues et suppositions d'un côté. Elle laisse donc les mesures intactes et sans biais pour la comparaison. Dans cette méthode on suppose implicitement qu'il n'y a pas d'erreurs dans les mesures et que c'est le modèle qui devrait être changé. Le choix de l'équation empirique influence la conversion. Pour les cibles semi-infinies, il peut y avoir un facteur 2-5 de différence dans le flux (selon la taille de particule) selon l'équation choisie.

L'équation de Cour-Palais ⁽⁶⁷⁾ donne des résultats qui se rapprochent le plus des nôtres pour les expériences à l'échelle du micromètre. Mais au niveau du mm, les diamètres calculés sont nettement plus bas que les valeurs expérimentales. Pourquoi toutes les équations (sauf Pailer et Grün qui le surestiment massivement) sous-estiment-elles le diamètre et la profondeur pour les plus grandes particules? Il est difficile de dissocier tous les facteurs qui entrent en compte dans l'analyse de ce problème. Ceci illustre bien les difficultés engendrées par le manque de moyen continu pour l'accélération des projectiles de toutes tailles. Une des explications consiste en la modélisation

incorrecte du facteur d'échelle par les équations (voir plus loin pour les autres explications). Ceci est illustré par la comparaison des valeurs de P/d données par les équations empiriques avec nos résultats expérimentaux de P/d (voir la [figure V.14.](#)).

Figure V.14 : Valeurs calculées et expérimentales pour P/d en fonction de d pour les impacts de fer sur des cibles d'Al à 5.5 km/s.



Les équations de la NASA et de Cour-Palais⁽⁶⁷⁾ donnent une valeur de 0,056 pour l'exposant du diamètre de la particule (le 'facteur d'échelle'). Nos résultats suggèrent une valeur de 0,09 et l'équation développée par Pailer et Grün montre l'énorme valeur de 0,21⁽⁶⁹⁾. L'application de cette dernière équation par Laurance et Brownlee⁽⁴³⁾ pour la conversion des données de Solar Max a été reprise par Kessler dans son modèle de flux pour les débris. Ceci a conduit à une surestimation des flux de débris de petites dimensions⁽⁸⁹⁾. Ce problème démontre combien le choix d'équation est critique. Si on regarde ces résultats un peu plus précisément, pour les impacts millimétriques, les cibles se comportent comme si elles étaient moins résistantes que celles pour les impacts micrométriques. Donc au niveau microscopique, les cibles sont plus résistantes aux microimpacts. Mais en fait, le matériau de la cible (6061-T6 alliage d'aluminium) a une limite élastique et une dureté plus élevée que l'aluminium pur, utilisé comme cible pour les microimpacts. Ce comportement de la cible pourrait être dû aux propriétés mécaniques qui sont différentes suivant la taille du projectile. Il est possible, par exemple, que la limite élastique pour un impact micrométrique sur un seul grain soit plus élevée que la valeur de la limite élastique moyenne pour tout le matériau. Il nous faudrait davantage d'études sur l'influence de la microstructure dans le comportement du matériau sous impact.

Une autre explication pourrait être le fait que les propriétés mécaniques des particules ne sont pas prises en compte dans les équations empiriques. Les projectiles d'acier utilisés pour les expériences d'impacts à l'échelle du mm étaient nettement plus résistants que les projectiles de fer utilisés pour les expériences à l'échelle du micromètre. Les futures équations empiriques devraient davantage tenir compte de ces propriétés. Par comparaison, les codes hydrodynamiques requièrent des descriptions détaillées à la fois du projectile et de la cible. Or, ces simulations numériques surestiment légèrement les dimensions de cratères par rapport aux résultats expérimentaux. Nous pensons que cette surestimation est due à l'absence d'un critère de rupture dans le modèle.

Pour les cibles finies, nous avons trouvé qu'aucune des équations empiriques ne décrivait correctement les résultats de nos expériences à l'échelle du micromètre. Il faudrait faire davantage d'expériences dans ce domaine et en particulier sur la transition entre les régimes semi-infinis, marginaux et finis. En principe, les mêmes équations empiriques employées par Kessler et Grün pour la formulation de leurs modèles devraient être employées ici pour rester cohérent. Mais comme ceux-ci ne sont pas cités dans les publications, ce sera difficile à réaliser.

On a démontré ici que l'épaisseur de la cible par rapport à la taille de la particule doit être prise en compte dans le choix de l'équation empirique. Si on peut traiter la cible comme semi-infinie pour toute la gamme de tailles de particules en question, on peut utiliser les équations semi-infinies. Mais si les cibles sont semi-infinies pour les plus petites particules et finies pour les plus grosses, comme c'était le cas pour des détecteurs multicouches sur Mir, il faut employer une combinaison d'équations semi-infinies et finies pour les différentes gammes de tailles. Ceci est à éviter si possible, parce que la transition entre les deux groupes d'équations est un domaine relativement méconnu et mal décrit.

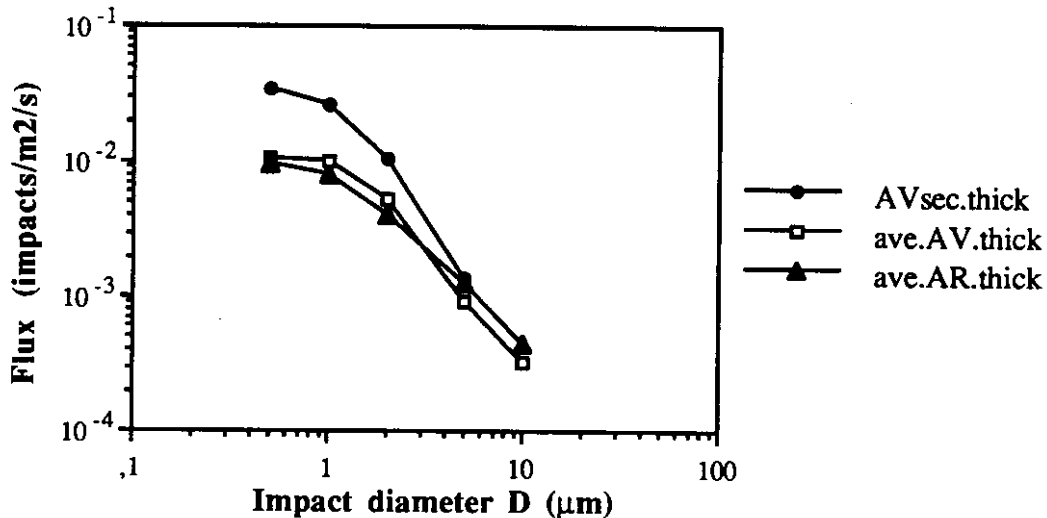
4.2. Comparaison entre flux observés et résultats des modèles.

Mir

Flux de secondaires sur Mir

L'expérience Aragatz sur Mir présente un flux plus élevé sur quelques échantillons sur le côté AV. Ceci a été observé uniquement pour des diamètres d'impact < 10 μm (voir la [figure V.15](#)). Le nombre élevé de cratères, clairement dus à des impacts obliques, a fourni une indication de leur origine. La plupart de ces cratères elliptiques était uniforme en direction et en circularité; ils étaient orientés à 45° par rapport au cadre de l'expérience avec une circularité moyenne de 0,8. La comparaison de cette circularité avec nos expériences sur l'influence de l'impact sur les dimensions des cratères montrent que cette valeur correspond à un angle d'impact de 40° par rapport à la normale de la cible (voir la [figure V.4](#)). Il était pratiquement impossible de distinguer entre les directions +40° ou -40°, tout d'abord, les cratères étaient trop petits et ensuite, les bords des cratères ne donnaient aucune indication de la direction d'impact. Nous proposons que ces impacts, et peut-être aussi quelques-uns des cratères circulaires, sont dus à un impact primaire sur une surface de la station Mir, qui a renvoyé un nuage de débris secondaires dirigés vers le module supportant les expériences. L'impact primaire a dû être assez éloigné des surfaces expérimentales pour expliquer l'uniformité de la direction et de la circularité des cratères. Nous avons employé l'option 'Field of View' dans le code ESABase (voir plus loin) pour déduire que l'impact primaire survient soit sur le corps principal de la station soit sur le panneau solaire central. Ces deux surfaces sont à quelques mètres du module expérimental. L'analyse EDX de ces cratères n'a malheureusement pas permis de confirmer cette théorie.

Figure V.15 : Flux moyen pour des échantillons épais sur les deux côtés de l'expérience Aragatz sur Mir (ave.AV.thick et ave.AR.thick) comparé avec le flux des secondaires sur AV (AVsec.thick).



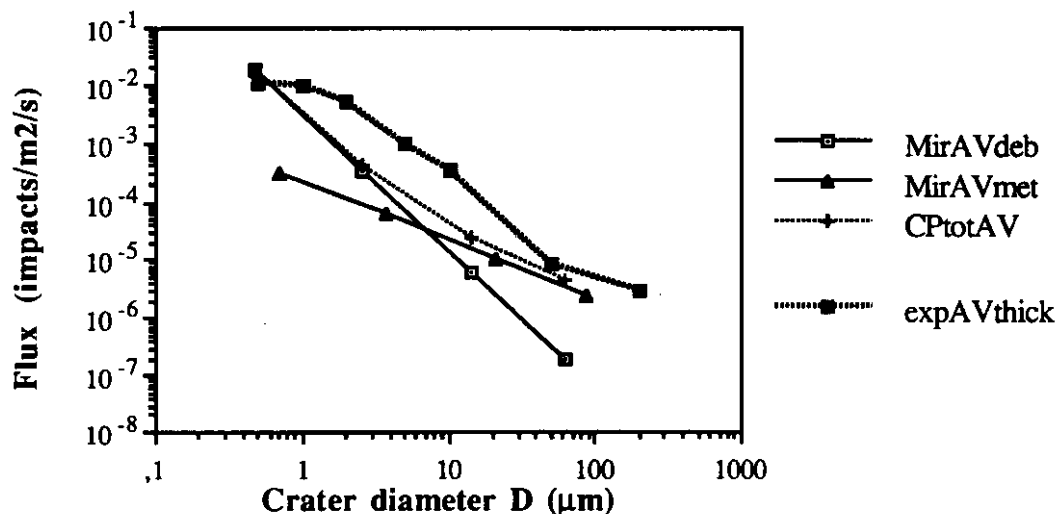
Différence de flux entre les deux faces de Mir

Une fois enlevé l'élément secondaire de flux sur la face AV, nous pouvons comparer la différence de flux entre les deux faces (voir [figure V.15](#)). Cette différence était minimale. Les détecteurs de la face AV se trouvaient plus éloignés de la station que ceux de la face AR. Ceci explique un flux plus élevé sur la face AV. Mais, bien que l'on ait remarqué un flux plus élevé sur la face AV pour les particules les plus petites, ceci n'était pas valable pour les particules les plus grosses. Il est donc possible, que chaque côté ait vu des populations de particules différentes. Notre modélisation a prédit une plus grande différence entre les deux côtés, dû à un effet d'ombre, que ce que l'on observe. Cette inexactitude est probablement due au maillage approximatif que nous avons employé pour le module expérimental dans le modèle d'ESAbase.

Flux plus élevé pour les particules < 50 µm

Même lorsqu'on enlève la contribution des impacts secondaires, le flux moyen observé sur Mir est plus élevé que les prédictions du modèle pour les diamètres de cratères inférieurs à 50 µm (voir la [figure V.16](#)). Ceci ne peut pas être dû à une mauvaise modélisation de l'orientation de la station, parce que même la modélisation d'un bord d'attaque (c'est à dire le flux maximum possible) sur l'orbite de Mir présente un flux plus bas que celui observé (voir [figure V.22](#) plus loin). Deux explications pour ce flux élevé peuvent être envisagées : soit il y a davantage de particules avec des orbites d'inclinaisons plus élevées que prévu par les modèles (le modèle de la population des particules interplanétaires de Divine montre une composante 'inclivée' distincte ⁽³²⁾), soit les particules sont dues à l'environnement probablement très pollué d'une station habitée. Avec l'arrivée, l'accostage et le départ de plusieurs véhicules Soyuz et Progress pendant le temps de l'exposition, il est possible que l'expérience ait reçu plus que le nombre prédit d'impacts de débris.

Figure V.16 : Distributions en tailles de cratères provenant des micrométéoroïdes et des débris pour Mir AV, selon les mesures (ligne pointillé) et le modèle d'ESAbase (converti avec l'équation de Cour-Palais)



LDEF

Comparaison de flux entre les rangées

Les observations des clamps montés sur les différentes rangées de LDEF ont révélé que le flux maximal se trouve sur la rangée 08 et le flux minimal sur la rangée 03 (voir figure V.17). Les données de See tirées de l'examen des 'intercostals' (barres de support entre les expériences) ont montré que le flux maximal se trouvait sur la rangée 09 et le flux minimal sur la rangée 04 ⁽⁹⁰⁾. Notre modélisation avec ESAbase calcule que pour la somme de débris et de micrométéoroïdes, le flux maximal se trouve sur la rangée 09 et que le flux minimal se trouve sur la rangée 03. En fait, il y a si peu de différence entre les flux calculés pour les rangées 08, 09 et 10, que les différences entre les mesures de flux sur 08 et 09 pourraient provenir d'erreurs expérimentales.

Figure V.17 : Comparaison du flux sur LDEF entre le modèle de météoroïdes et débris additionnés (d,m->D avec l'équation de C-P) et les données tirées des clamps et celles de See des intercostals pour des diamètres de cratère de $D > 10 \mu\text{m}$

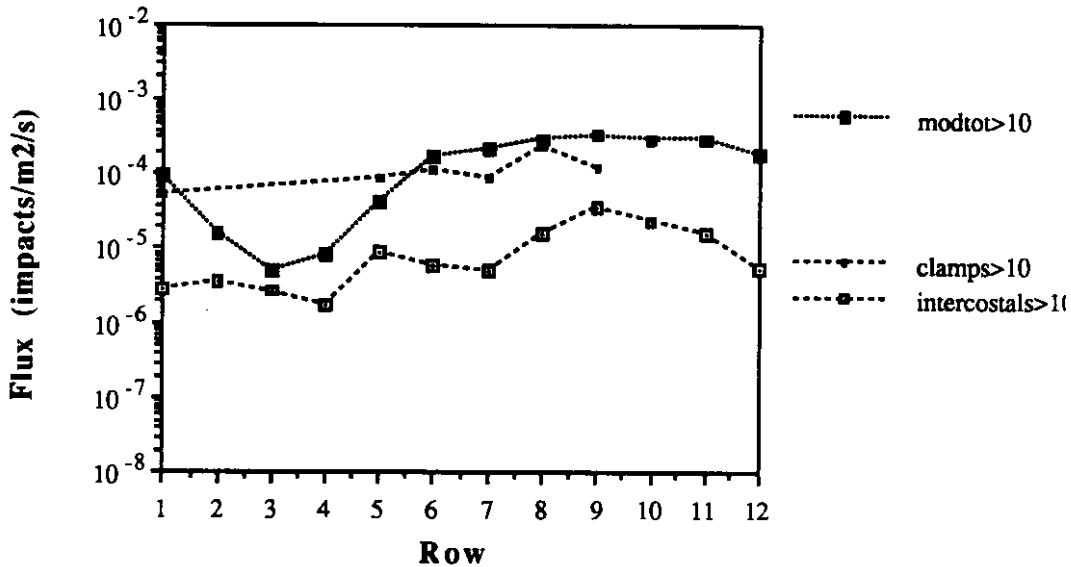
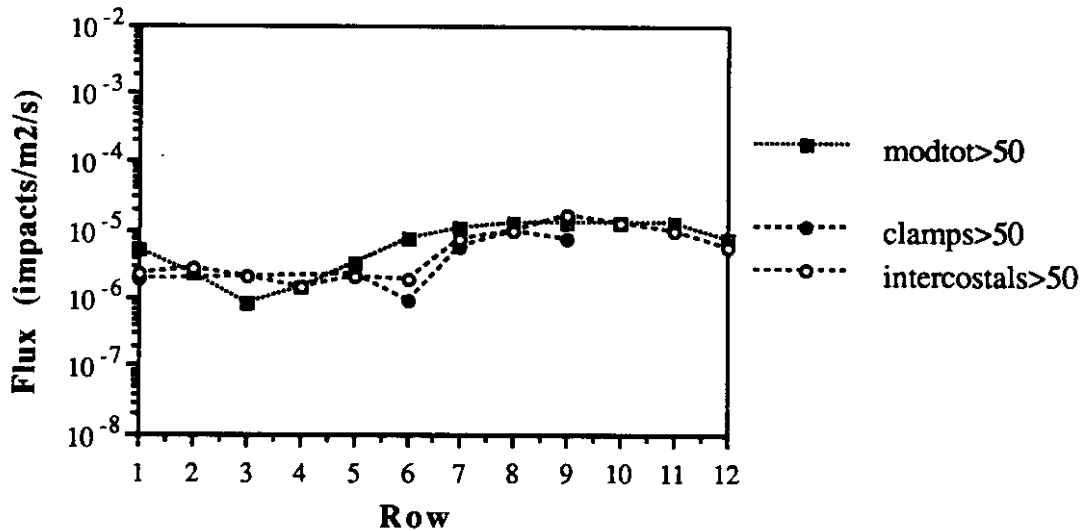


Figure V.18 : Comparaison du flux sur LDEF entre le modèle de météoroïdes et débris additionnés (d,m->D avec l'équation de C-P) et les données tirées des clamps et celles de See des intercostals pour des diamètres de cratère de $D > 50 \mu\text{m}$.

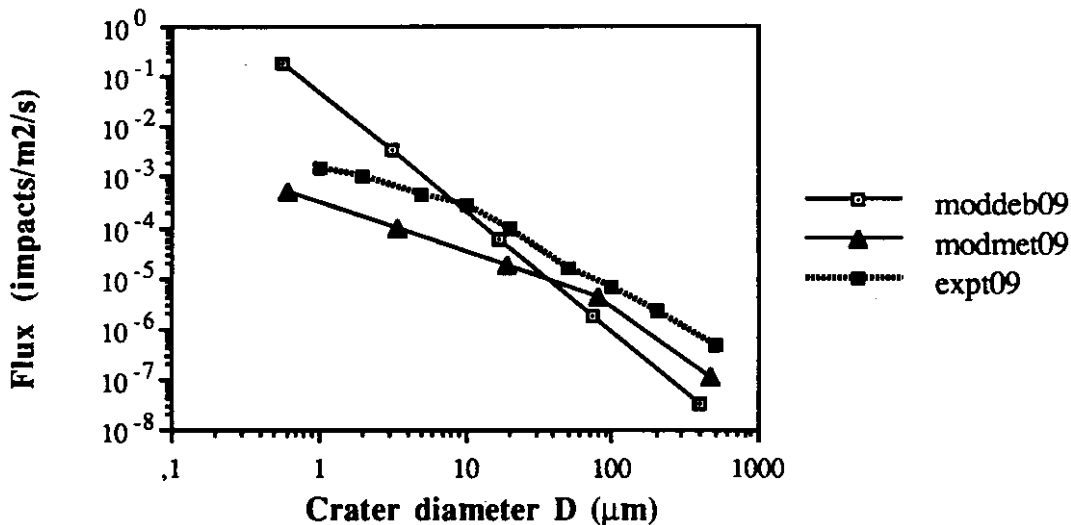


Nous voyons que pour les diamètres de cratère supérieurs à $10 \mu\text{m}$ et à $50 \mu\text{m}$ les flux tirés des clamps suivent de près les calculs du modèle. Les flux de See tirés des 'intercostals' suivent bien le modèle pour les diamètres supérieurs à $50 \mu\text{m}$, mais sont inférieurs au modèle pour les diamètres supérieurs à $10 \mu\text{m}$; probablement parce que les moyens d'observation étaient différents. On peut regarder de plus près les flux sur les rangées 09 et 03 sur LDEF :

Flux sur LDEF bord d'attaque (rangée 09)

Nous remarquons pour des diamètres de cratère $< 8 \mu\text{m}$, que le flux modélisé est plus élevé que le flux observé (voir [figure V.19](#)). Pour des diamètres supérieurs à $8 \mu\text{m}$ le modèle suit de près le flux observé. Comme le flux observé est supérieur à celui calculé pour les météoroïdes, il paraît probable que c'est le modèle des débris qui surestime le montant de particules de débris $< 8 \mu\text{m}$. Ceci a déjà été pressenti par Kessler en 1991 (46).

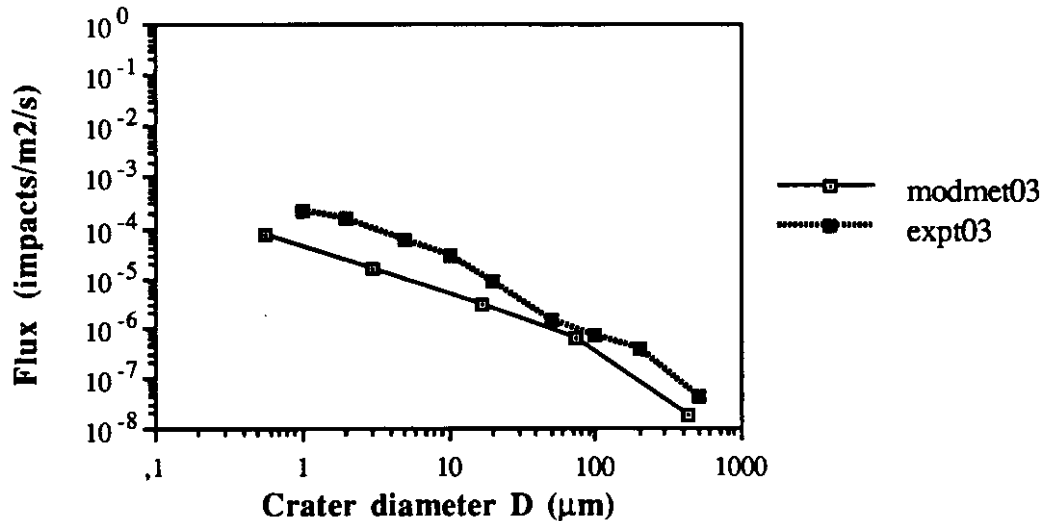
Figure V.19 : Prédictions du modèle de flux d'ESABase pour les débris (moddeb09) et les météoroïdes (modmet09) pour la rangée 09 comparées à nos mesures (expt09)



Flux sur LDEF bord de fuite (rangée 03)

Pour le bord de fuite de LDEF, le modèle ne prédit pas de débris du tout, malgré le décalage de 8° du satellite dans la direction du vecteur vitesse. On pourrait s'attendre à ce que la forme de la distribution observée suive le modèle des météoroïdes de Grün. Mais cela ne se produit pas (voir la [figure V.20](#)). Le flux mesuré est d'un facteur 2 à 5 fois plus élevé que le flux calculé de météoroïdes. Ce flux élevé ne peut pas être dû aux β -météoroïdes, car celles-ci causeraient un flux plus élevé uniquement pour des particules inférieures à $0,2-0,3 \mu\text{m}$, ce qui correspond à des cratères inférieurs à $1 \mu\text{m}$. Il est donc plus probable que ce flux soit dû à des éléments de débris frappant le bord de fuite du satellite. Ceci n'est possible que si les débris se trouvent sur des orbites non circulaires. L'analyse chimique des résidus dans les cratères sur le bord de fuite montre qu'il s'agit de particules de débris. Ceci donne du poids à l'hypothèse. Afin de frapper le bord de fuite, les particules de débris doivent se trouver sur une orbite soit hyperbolique soit elliptique autour de la Terre. Une des orbites possibles est l'orbite de transfert géostationnaire (GTO). Ceci correspond à la trajectoire suivie par les satellites de LEO à GEO, propulsés par des moteurs d'apogée. Un calcul simple de mécanique céleste prouve qu'il serait possible pour des débris dans une orbite de GTO de frapper les surfaces de FRECOPA à une vitesse de 2-3 km/s.

Figure V.20 : Le modèle d'ESABase du flux de météoroïdes (modmet03) (conversion de $d,m \rightarrow D$ avec l'équation de Cour-Palais) comparé à nos données d'observation de cratères (expt03) pour la rangée 03 sur LDEF.



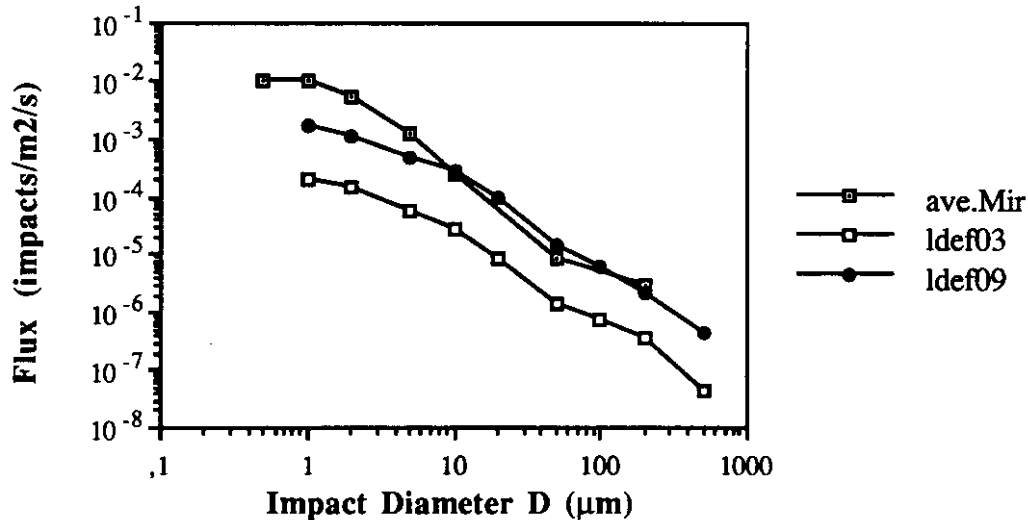
Flux temporel sur LDEF

Malgré l'étude détaillée d'un nombre d'échantillons, l'évaluation prévue du flux temporel n'a pas encore abouti à des résultats concluants. Le seul cratère que nous avons trouvé, sur des surfaces qui ont été exposées sur LDEF pendant 9 mois, ne suffit pas à déduire un flux. Il faudrait continuer l'examen de ces échantillons pour compléter les données sur le flux temporel provenant de l'expérience de IDE⁽⁹¹⁾. Celles-ci indiquent un flux plus élevé pour les 9 premiers mois de la mission de LDEF.

Comparaison entre LDEF et Mir

Les principales différences entre les missions LDEF et Mir qui ont pu influencer le flux de particules étaient : la géométrie des véhicules, leur orientation, la position de l'expérience par rapport au vecteur vitesse, l'altitude et l'inclinaison (voir le tableau III.1). Sinon, les échantillons se ressemblaient et les missions ont eu lieu simultanément. On peut comparer les flux mesurés sur LDEF et sur Mir pour voir comment ces facteurs peuvent influencer le flux (voir figure V.21). Le flux sur Mir représente le flux moyen (sans secondaires).

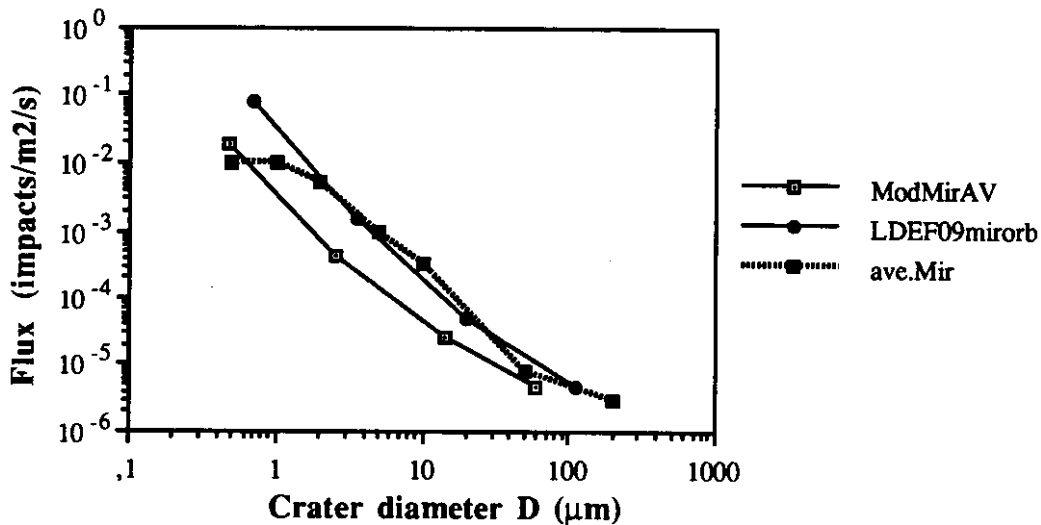
Figure V.21 : Comparaison entre les flux observés sur le bord d'attaque et de fuite de LDEF (09 et 03) et sur Mir.



Pour des cratères inférieurs à 10 µm, le flux observé sur Mir est nettement plus élevé que les flux sur les surfaces de LDEF. Pour les cratères supérieurs à 10 µm, le flux sur Mir baisse d'une façon importante et se confond avec le flux observé sur le bord d'attaque de LDEF. Il n'y a pas de raison que les deux courbes soient les mêmes. Par contre il faut trouver une explication pour ce flux plus élevé de petites particules.

D'abord nous pensions qu'une mauvaise modélisation de l'orientation de la station en était la cause, car nous n'avions pas beaucoup de données sur l'orientation. Pour le modèle nous avons supposé que l'orientation de la station était à 45° par rapport au Soleil, mais comme référence nous avons aussi calculé le flux maximal pour l'orbite, en utilisant le bord d'attaque de LDEF sur l'orbite de Mir. Le flux observé sur les deux côtés de Mir est non seulement plus élevé que le flux du modèle avec orientation à 45°, mais il se confond avec le flux maximal (voir [figure V.22](#)). Ce dernier est impossible, parce que les deux côtés du module expérimental ne pouvaient pas être tous les deux dans une position de bords d'attaque pendant toute la mission. Il paraît donc que les modèles de débris ou de météoroïdes ne décrivent pas correctement l'environnement des particules autour de Mir. Nous suggérons que ce flux élevé est dû à l'environnement contaminant d'une station habitée. Il est aussi possible que les flux de débris ou de météoroïdes soient plus élevés pour des orbites d'inclinaison élevées que ceux prédits par les modèles de Kessler et Grün.

Figure V.22 : Comparaison entre le flux observé sur Mir (ave.Mir), le flux maximal calculé pour un bord d'attaque (LDEF09mirorb) et le flux calculé pour l'orientation attendue de la station (ModMirAV). L'équation de Cour-Palais a été utilisée pour la conversion des données.



Limite inférieure de taille de cratères sur LDEF

Nous avons remarqué une limite inférieure dans la distribution de taille de cratères sur LDEF. Nous n'avons pas vu d'impacts inférieurs à une taille de 1.5 µm, quelles que soient les surfaces de LDEF examinées ici, malgré des balayages avec des agrandissements jusqu'à 1000 fois (ce qui est normalement suffisant pour voir des cratères de 0.5 µm et même inférieurs). Les plus petites particules seraient-elles chassées de l'orbite basse par la pression de radiation solaire et la force de Lorentz? Des recherches antérieures ont montré que cela est possible pour des particules de 0.3 µm ou 1-1.5 µm diamètre de cratère (voir II.4). Cet effet pourrait expliquer la limite inférieure apparente pour les cratères des surfaces de LDEF.

Nous n'avons pas vu un tel effet pour les surfaces de Mir. Sur ces surfaces nous avons trouvé des impacts de 0.5 µm et inférieurs, bien que la courbe de flux s'aplatisse pour les petites tailles. Si des débris sont continuellement générés et si des impacts secondaires sont fréquents, il est possible que les forces de radiation solaire et de Lorentz n'aient pas eu le temps d'agir sur le 'nuage' de débris qui entoure Mir. De nos recherches, il apparaît que les particules les plus petites sont probablement celles créées par des impacts secondaires. De minuscules gouttelettes ou de la vapeur (qui pourrait condenser en gouttelettes) sont éjectées par l'impact primaire. Si elles ne frappent rien, elles peuvent être chassées de leur orbite. Il serait intéressant d'étudier la relation qui existe entre la taille d'une particule de débris et son mécanisme de création.

5. Les dégradations sur des matériaux différents et les effets de synergie

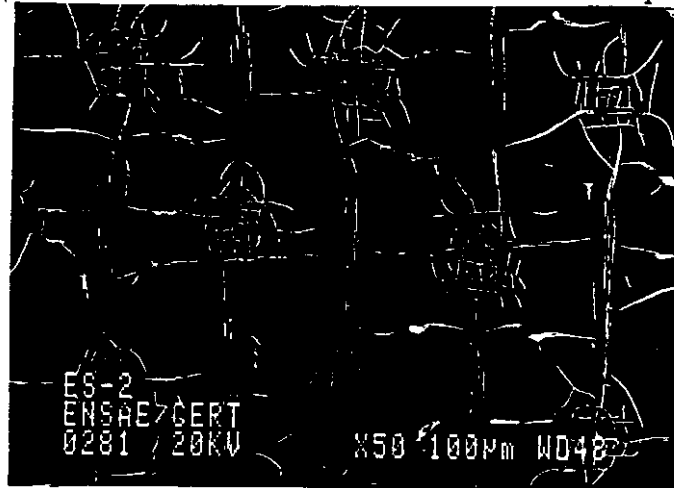
L'endommagement des matériaux dépend non seulement des propriétés des particules, mais aussi des propriétés des cibles. Celles-ci ont un effet marquant sur la morphologie de l'impact. On peut démontrer ceci en comparant les impacts vus sur les différents matériaux de LDEF. Les matériaux ductiles, tels que l'aluminium, ont un comportement plastique sous impact à hypervitesse, et un comportement de fluide si

l'énergie est suffisante pour engendrer la fusion. Quand l'énergie n'est pas suffisante pour la fusion, un impact cause quand même un cratère typique d'impacts à hypervitesse. Ceci démontre que c'est le comportement plastique du matériau qui est à l'origine de la cratérisation et non pas la fusion. Les matériaux fragiles, tel que le verre, subissent une fracture et un écaillage sous impact. Ils subiront aussi un écoulement plastique, une fusion et une vaporisation si l'énergie de l'impact est suffisante. Le ramollissement thermique (le taux de diminution de la limite élastique avec la croissance de température) entraîne que les impacts sur du verre ont un volume de matière fondue inférieur à ce que l'on trouve sur des métaux.

Il est possible d'évaluer la taille des impacts dans de l'aluminium en employant des relations empiriques. Mais ces relations n'ont pas encore été étendues à tous les matériaux. Quelques-unes ont été élargies à l'application à d'autres métaux en ajoutant des propriétés mécaniques (telles que la limite élastique, la dureté etc.). Mais on ne connaît que très peu de choses sur les tailles relatives d'impacts sur du mylar, du kapton ou du verre téfloné par rapport à l'aluminium. Par conséquent, nous n'avons pas pu estimer les tailles des particules de tous les impacts vus sur LDEF.

Les verres et métaux sont relativement insensibles aux autres effets dégradants de l'environnement spatial, (oxygène atomique, radiation UV, cyclage thermique, dégazage etc.). Cependant, d'autres matériaux embarqués ont souffert des sévères dégradations pendant leur séjour en orbite basse ⁽⁹²⁾. Les couvertures thermiques sur FRECOA étaient constituées de verre téfloné collé à une couche de mylar. Elles fournissent d'excellentes illustrations des dangers de la synergie entre les impacts et d'autres effets de l'environnement. Les impacts dans le verre téfloné produisent des perforations avec de grandes zones d'endommagement qui les entourent (voir la [figure V.23](#)). Cette zone affaiblie résulte de la perte du matériau de matrice qui était déjà fragilisé par les radiations UV et le cyclage thermique et de la fissuration due à l'impact. Les impacts sur le mylar fragilisé ont produit des fractures angulaires avec une fissuration sévère. Soit l'impact se passe d'abord, puis la zone autour de l'impact est affaiblie par l'érosion due à l'oxygène atomique, au cyclage thermique etc., soit la surface est préalablement affaiblie, et puis un impact peut ensuite provoquer une panne catastrophique. Dans les deux cas, la synergie des effets de l'environnement présente un danger sérieux pour les matériaux spatiaux.

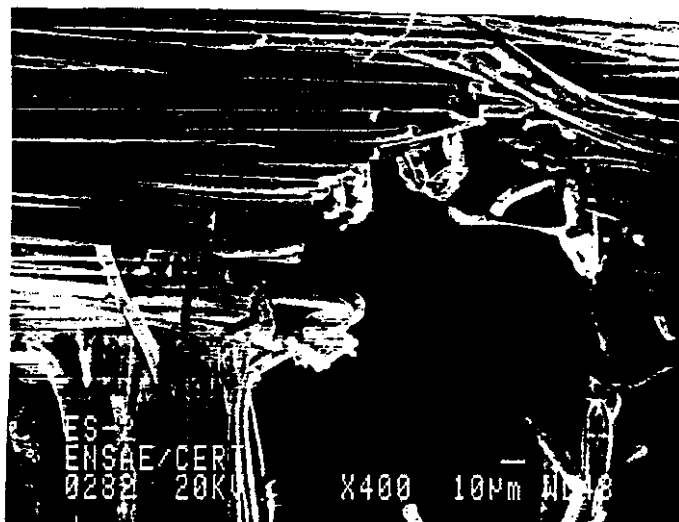
Figure V.23. : Microfissuration dans les couvertures thermiques de LDEF



Impact sur couverture ES-2 de LDEF (perforation de D = 200 µm)



Détail de la perforation montrant les produits de fusion sur les bouts des fibres



6. Recommandations pour de futures recherches

La recherche sur les débris spatiaux est à ses débuts, et malgré une longue histoire de collectes de météorites, la récupération d'expériences de collecte de micrométéoroïdes dans l'espace vient de commencer. Il reste une vaste quantité de travail à faire dans ce domaine et une thèse ne peut être qu'une goutte d'eau dans l'océan. Nous suggérons quelques idées issues des résultats de ce travail, mais il y a une panoplie d'autres thèmes à traiter.

Il est indispensable de conclure sur la question du choix entre énergie et quantité de mouvement pour améliorer notre compréhension du processus de cratérisation. Nos expériences n'étaient pas suffisamment précises pour confirmer l'un ou l'autre. D'autre part il serait utile d'étudier la transition entre les équations empiriques valables pour les cibles semi-infinies et celles valables pour des cibles finies. Il est peu probable que l'on puisse trouver une équation globale qui couvrirait tout le régime d'épaisseur de cible. Il serait donc préférable de rester avec les trois régimes d'épaisseurs déjà définis, avec une équation pour chaque régime. Ici nous avons étudié l'effet de la taille du projectile sur les dimensions des cratères sur cible semi-infinie. Actuellement, le Centre d'Études de Gramat et le CERT sont en train d'étudier cet effet d'échelle pour les impacts sur des cibles finies et marginales avec un programme d'essais utilisant des projectiles millimétriques. D'autres équipes ont déjà commencé la recherche d'équations empiriques pour des matériaux spatiaux tels que le Téflon⁽⁶⁶⁾ et les composites. Il sera utile de faire des essais avec des projectiles de différents diamètres et de différentes vitesses sur des cibles de kapton, d'or, de tungstène, de mylar et autres pour avoir une idée des différents dégâts provoqués sur ces matériaux. Ceci est particulièrement important si on prévoit d'employer des matériaux pour déduire des courbes de flux. Nous avons vu que la compréhension des processus d'impact dans des matériaux différents peut être améliorée avec l'aide des hydrocodes. Mais pour cela, nous avons besoin d'une connaissance détaillée des propriétés mécaniques et thermiques des matériaux à des pressions et températures élevées. Il sera peut-être nécessaire de faire quelques recherches fondamentales sur la physique des chocs pour établir des lois de comportement des matériaux.

Un des buts de ce travail était l'examen de la variation du flux temporel pendant la mission LDEF (1984-90). Il est souhaitable d'étudier davantage les échantillons du boîtier de FRECOPA et d'autres expériences similaires afin de résoudre ce problème. Il serait aussi intéressant de comparer les données de Solar Max (1980-84) avec celles de LDEF pour voir s'il y a une variation temporelle. Mais d'abord il faudrait réexaminer les données de Solar Max qui ont récemment été mises en question. La récupération de la plate-forme européenne EURECA et les panneaux solaires du télescope spatial fourniront ensemble au moins 230 m² de matériaux exposés à l'environnement spatial⁽⁹³⁾⁽⁹⁴⁾. Ceci donnera une comparaison intéressante avec les résultats de LDEF et de Mir, non seulement pour le flux temporel mais aussi pour confirmer le niveau de flux des petites particules et pour l'étude des impacts secondaires.

Un autre sujet digne d'étude concernerait le flux plus élevé que nous avons trouvé sur les expériences de Mir. Pour vérifier l'hypothèse que la croissance en flux avec l'inclinaison est plus grande que celle décrite par les modèles de Kessler ou Grün, il faudrait faire voler une expérience sur une orbite de haute inclinaison, éloignée de celle de Mir. D'autres échantillons ont été exposés sur Mir et récupérés récemment (1993). Ils pourraient nous fournir davantage d'informations sur l'environnement des débris de la station, et également sur la variation temporelle de cet environnement en comparant le flux avec celui mesuré dans ce travail. Par ailleurs ces données pourraient contribuer à l'étude de la distribution spatiale de particules astéroïdales et cométaires. D'après des recherches

récentes, presque toutes les particules naturelles dans ces orbites d'inclinaison élevée seraient d'origine cométaire ⁽⁴⁾.

Pour améliorer les méthodes d'analyse chimique, nous proposons de l'or comme matériau approprié (mais coûteux) pour des cibles passives semi-infinies. Borg l'a déjà utilisé en forme de feuilles minces sur l'expérience COMET ⁽⁹⁵⁾. L'identification de débris et de micrométéoroïdes sera simplifiée, mais quelques expériences en laboratoire seraient nécessaires pour combler les lacunes dans les données sur le comportement de l'or sous impact. Les aérogels et aéromousses semblent être un moyen efficace pour capturer des particules intactes. Mais les méthodes de production de ces matériaux ne sont pas encore au point et la recherche et l'extraction des particules est toujours problématique.

Les recherches sur la dégradation des satellites et stations spatiales par impact à hypervitesse en sont à une étape bidimensionnelle; et les modèles et les expériences de simulation se sont concentrés sur le cas simplifié d'une sphère (ou cercle) qui impacte une plaque (ou surface). Pour des modèles de dégradation plus réalistes, il faudrait considérer l'effet de l'impact sur des structures entières. Du point de vue de la modélisation, il serait intéressant de réunir un hydrocode avec un code d'analyse de structure pour étudier l'effet d'impacts de différentes tailles sur une structure. Du point de vue expérimental, l'essai idéal serait de lancer des projectiles sur un vrai satellite dans l'espace et de suivre étroitement le comportement des matériaux et le processus de fragmentation du satellite. Malheureusement, ce genre d'essai est à la fois coûteux et complexe.

Un des résultats les plus importants de LDEF a été la reconnaissance du danger dû à la synergie des effets de l'environnement ⁽⁹⁶⁾. Dans le futur, il faudra considérer ceux-ci, non seulement pour des cibles simples et homogènes, comme l'aluminium, mais aussi pour des matériaux complexes et hétérogènes comme le MLI (Multi-Layer-Insulation) et les couvertures de verre téfloné. Des pertes de puissance non négligeables dues à des courts-circuits et circuits ouverts sur les panneaux solaires d'EURECA ont été signalées. On pense que ces pertes ont été générées par la synergie entre le cyclage thermique, la fragilisation UV du Kapton et l'impact des particules. Ceci illustre bien les dangers potentiels des combinaisons d'effets mécaniques et environnementaux. Les résultats de LDEF et Mir annoncent l'arrivée d'une nouvelle ère dans la recherche sur les matériaux dans l'espace; nous pouvons maintenant passer de la recherche fondamentale à la recherche appliquée, d'impacts sur des plaques à impacts sur des structures et de mécanismes d'endommagement individuels aux effets synergiques. En particulier, il faudrait prendre en compte les effets de synergie dans de futurs programmes d'essais. Il sera utile d'examiner de plus près la validité des résultats de LDEF et Mir pour d'autres orbites.

VI. CONCLUSIONS

L'objectif de cette thèse est l'amélioration de la connaissance actuelle sur les flux des micrométéoroïdes et des débris orbitaux en orbite basse terrestre, en mettant en évidence l'intérêt des expériences embarquées. Par le 'flux', nous comprenons tous les paramètres physiques, chimiques et orbitaux de ces particules. Également nous étudions le comportement des matériaux, principalement métalliques, lors d'un impact. Ces recherches s'inscrivent dans le cadre d'un effort international qui a pour objet l'évaluation des dangers présentés par ces objets pour des véhicules spatiaux. L'intérêt des travaux sur les débris concerne les risques actuels et futurs de nos missions spatiales, et aussi les préventions nécessaires pour diminuer ces risques. L'intérêt des travaux sur les micrométéoroïdes, par contre, réside dans les recherches sur la formation, l'histoire et l'évolution du Système Solaire.

Nous avons passé en revue ce qui était connu sur les micrométéoroïdes, les débris spatiaux et leur impact sur des matériaux au début de cette thèse. Cet examen montre qu'il y a des lacunes importantes dans les connaissances, notamment au niveau des propriétés des particules et de l'influence de ces propriétés sur les caractéristiques de l'impact. Nous pouvons combler certaines de ces lacunes à l'aide des échantillons récemment récupérés dans l'espace, car les conditions d'impact sont réalistes. Ces échantillons, montés sur le satellite LDEF et la station orbitale Mir, peuvent nous fournir des renseignements intéressants sur les débris et micrométéoroïdes. Nous déduisons ces renseignements à partir d'une étude des caractéristiques d'impact, qui sont normalement en forme de cratères ou perforations. Comme l'interprétation des cratères et perforations est compliquée par la grande variété des propriétés des particules, nous avons mené une série de simulations expérimentales et numériques pour éclairer certaines questions. Toutes ces études nous permettent de définir le flux des particules sur les surfaces examinées. Les mesures de flux permettent l'évaluation et l'amélioration des modèles de flux existants.

Déductions à partir de la morphologie du cratère

Même lorsqu'il ne reste plus de trace de la particule dans un cratère, on peut évaluer sa taille, sa densité, sa forme et son angle d'impact à partir de la morphologie du cratère. Pour évaluer la taille, nous mesurons le diamètre de l'impact et puis nous employons une des équations empiriques pour le convertir en diamètre de particule. Nous avons choisi des équations appropriées pour nos matériaux par une série de simulations expérimentales sur des cibles de différentes épaisseurs. Après ces essais, nous avons remarqué que l'équation de Pailer et Grün surestime fortement les dimensions des particules. Ceci est important dans le calcul de flux. Certaines des équations empiriques modélisent bien les dimensions des cratères micrométriques. Ceci n'est pas le cas pour les essais millimétriques. Par contre, l'hydrocode HULL modélise nettement mieux les dimensions des cratères dans le domaine millimétrique. De plus, son grand intérêt réside dans sa capacité à améliorer la compréhension de la physique de cratérisation.

On peut déduire la densité des particules à partir du rapport profondeur/diamètre. Par contre, on ne peut pas distinguer les micrométéoroïdes des débris au moyen de ce rapport, car leurs densités ont souvent les mêmes valeurs. Nous avons vu dans nos essais que ce rapport est aussi influencé d'une part par la forme et l'incidence de la particule, et d'autre part par les propriétés mécaniques de la cible. Donc il faut écarter les cratères irréguliers, et ceux formés dans des cibles de propriétés différentes, avant de faire des mesures. Les mesures sur des surfaces exposées de LDEF indiquent que les cratères de diamètre inférieur à 100 μm sont créés par des particules couvrant une gamme étendue de densités. En revanche, les cratères de diamètre supérieur à 500 μm semblent provenir de particules de densité moyenne de l'ordre de 3 g/cm^3 .

Dans nos expériences nous avons vu que la même particule produira un impact d'un diamètre plus petit sur une cible mince que sur une cible épaisse. Ces expériences nous ont permis de choisir des équations empiriques pour décrire les trois principales catégories d'épaisseur de cible : semi-infinie, marginale et finie. Ces équations servent à comparer les flux mesurés et calculés. Les expériences nous ont permis de confirmer que le mécanisme de perforation est identique de l'échelle du micromètre à celle du millimètre.

Analyses des résidus dans les cratères

Nous avons étudié l'influence de la vitesse d'impact sur l'identification du projectile par l'analyse EDX. Cette étude nous montre qu'il existe une limite de détection vers 14 km/s pour l'impact du fer sur de l'aluminium. Les calculs que nous avons effectués, utilisant le modèle de Gault et Heitowitz, démontrent que cette limite est due à une fusion et vaporisation importante du projectile. Nous avons montré que la limite est plus basse pour des particules de forme irrégulière et pour des micrométéoroïdes plus légers et volatils que des débris. Ces simulations nous permettent de comprendre pourquoi il y avait si peu de résidus observables dans les cratères des surfaces exposées.

Les analyses chimiques des résidus ont révélé une grande variété de particules. Nous avons pu confirmer que ces particules se partagent en deux groupes : les particules naturelles et les débris. Certaines des particules naturelles sont des agglomérats de très petits grains de compositions différentes, alors que d'autres sont cristallines. Elles ressemblent fortement aux particules de poussière interplanétaire déjà collectées lors d'expériences dans la stratosphère. Le groupe des débris comprend des écailles de peinture, des verres, du cuivre, des aciers et des composants organiques. Nous n'avons pas pu détecter des débris d'aluminium ou d'alumine, car nos surfaces sont aussi constituées d'aluminium.

Méthode de collecte des particules

Nous avons remarqué l'intérêt apporté par les impacts d'incidence oblique et ceux obtenus sur des détecteurs multicouches. Ces deux types d'impacts qui décélèrent le grain contiennent davantage de résidus que les impacts normaux sur des cibles épaisses. Un autre avantage des détecteurs multicouches réside dans la trace que laisse une particule quand elle passe à travers la première feuille mince. Cette trace nous fournit la forme précise de cette particule. Ce renseignement est souvent perdu pour un impact sur cible épaisse, bien que la morphologie d'un cratère puisse montrer que le grain était de forme irrégulière.

Une des révélations des expériences menées sur LDEF et Mir est que toutes les surfaces exposées à l'espace, y compris les clamps, les cadres et les couvertures thermiques, peuvent apporter des informations utiles sur la population de particules en LEO. Il faudra en tenir compte pour les expériences à venir. La sélection de matériaux polis et de haute pureté améliorera les résultats des analyses et la détection de plus petits cratères.

Flux des microparticules

LDEF

Sur les surfaces de LDEF nous n'avons observé aucune trace de particules inférieures à 0,5 μm de diamètre. Ceci correspond à la limite de taille pour laquelle la pression de rayonnement solaire et la force de Lorentz vont chasser ces particules de la zone interne du système solaire. Cela ne veut pas dire qu'elles n'existent pas dans le système, mais seulement que leurs durées de vie sont plus courtes.

Si on fait l'hypothèse classique que les débris sont sur des orbites circulaires autour de la Terre, on s'attend à ce que tous les impacts sur le bord de fuite de LDEF soient dus à des micrométéoroïdes. Les flux mesurés sur le bord de fuite sont nettement plus élevés que le flux calculé en employant le modèle de météoroïdes de Grün. Nous attribuons ceci, du moins en partie, à un flux additionnel de débris. Cette hypothèse a été confirmée par nos analyses chimiques qui montrent des traces de débris sur le bord de fuite. Nous en déduisons que les débris existent aussi en orbites elliptiques autour de la Terre.

Nous avons comparé les mesures de flux sur le bord d'attaque de LDEF avec le flux modélisé au moyen du logiciel ESABase qui incorpore le modèle de Grün et le modèle de débris de Kessler. Cette comparaison indique que le modèle de débris surestime le flux pour les particules inférieures à 3 μm . Kessler a basé son modèle sur des mesures effectuées sur les surfaces de la mission Solar Max dans la gamme du micron. Ces mesures sont maintenant considérées comme erronées, car d'une part elles étaient perturbées par des impacts secondaires, et d'autre part on a employé l'équation de Pailer et Grün pour la conversion des données.

Mir

Les impacts secondaires peuvent facilement fausser des mesures de flux, particulièrement pour les surfaces voisines de géométrie complexe. Nous avons trouvé de façon évidente des secondaires sur un des côtés du module exposé sur Mir. L'orientation et l'angle d'impact indiqués par les cratères montrent que l'impact primaire a eu lieu soit sur le corps principal de la station, soit sur son panneau solaire central.

Une fois identifié, le flux secondaire peut être soustrait des mesures de flux pour déterminer le flux réel. Nous avons constaté que malgré cette opération, le flux sur les échantillons de Mir était toujours plus important que celui prévu par les modèles. Nous expliquons cela par une pollution de l'environnement de la station ou par des lacunes dans les modèles. Il est possible que le modèle pour les débris, ou celui pour les météoroïdes, ne décrive pas de façon suffisamment précise la croissance du flux avec les orbites d'inclinaison élevée.

Dégradations sur des matériaux différents - Effets de synergie

L'analyse des impacts observés sur des matériaux divers de LDEF démontre le danger potentiel dû à la synergie avec les autres facteurs de l'environnement : un impact sur un matériau déjà dégradé par le cyclage thermique ou fragilisé par l'exposition aux rayons UV peut engendrer un scénario qui pourrait compromettre la mission, alors qu'un effet individuel ne constituerait pas un risque.

Dans cette thèse nous avons entrepris l'examen des surfaces exposées lors de missions spatiales. Nous avons complété cet examen par des simulations expérimentales et des calculs de modélisation. Ces travaux ont amélioré notre connaissance sur les caractéristiques des débris et des micrométéoroïdes et sur le comportement des matériaux sous impact. Les résultats que nous avons obtenus confirment le potentiel étendu présenté par les expériences de collecte de particules dans l'espace. La poursuite de ces recherches permettra d'améliorer à la fois notre compréhension des corps solides dans le système solaire et aussi notre conception des véhicules spatiaux pour les missions à venir.

RÉFÉRENCES

- (1) **Bowles D. and Shen J.** (1988) "Thermal cycling effects on the dimensional stability of P75 and P75-T300 hybrid graphite/epoxy laminates", *proc. 3rd international SAMPE symposium* pp.1659-1671.
- (2) **Paillois A.** (1991) "Radiation damage to surface and structures materials", preprint for *NATO-ASI conf.* 'The behaviour of systems in the space environment', Pitlochry, Scotland.
- (3) **Paillois A.** (1986) "Exposition des satellites en orbite basse a l'oxygène atomique", proceedings of *Ecole de Printemps on 'Technologie de l'Environnement Spatial'* published by CNES-Cepadues Editions, April (1987).
- (4) **Levasseur-Regourd A.C. and Renard J.B.** (1991) "The Zodiacal cloud complex", in '*Origins and evolution of interplanetary dust*', eds. A.C.Levasseur-Regourd and H.Hasegawa, publ.Kluwer Academic Publishers, Japan.
- (5) **Dermott S.F. et al.** (1992) "Dynamics of the Zodiacal Cloud", in 'Chaos, Resonance and collective dynamical phenomena in the solar system', *IAU Symposium*.
- (6) **Jackson A.A. and Zook H.A.** (1992) "Orbital Evolution of Dust Particles from Comets and Asteroids", *Icarus*, 97, pp 70-84.
- (7) **Levasseur-Regourd A.C., Renard J.B. and Dumont R.** (1991) "Dust optical properties: a comparison between cometary and interplanetary grains", *Adv.Space Res.* Vol. 11, No. 12, pp 175-182.
- (8) **Hanner M.S. et al.** (1993) "Infrared Spectroscopy and Photometry of Comet Austin 1990V", *Icarus*, 101, pp 64-70.
- (9) **Bradley J.P. Sandford S.A. and Walker R.M.** (1988) "Interplanetary dust particles" in '*Meteorites in the early solar system*', ed. J.F.Kerridge and M.S.Mathews, Univ. Arizona, Tucson.
- (10) **Brownlee D.E.** (1985) "Cosmic dust: collection and research", in *Ann. Rev. Earth Planet Sci.* 13, 147.
- (11) **Maurette M. et al.** (1991) "A collection of diverse micrometeorites recovered from 100 tonnes of Antarctic blue ice", *Nature* 351, 44.
- (12) **Brownlee D.E., Tomandl D.A. and Hodge P.W.** (1976) "Extraterrestrial particles in the stratosphere", Proc. IAU, Colloq 31, in '*Lecture Notes in Physics 48*', ed. H. Elsässer and H. Fechtig, publ. Springer-Verlag, Berlin.
- (13) **McDonnell J.A.M.** (1978) "Microparticle studies by space instrumentation", in '*Cosmic Dust*' ed. J.A.M McDonnell, publ. John Wiley and Sons, GB.
- (14) **Hemenway C.L. et al.** (1967) "Technical description of the Gemini S-10 and S-12 micrometeorite experiments", in *Space Research*, Vol 8, North-Holland, pp 521-535.

-
- (15) Nagel K. et al. (1976) "Micrometeorite craters on Skylab experiment S-149", Proc. IAU, Colloq 31, in *'Lecture Notes in Physics 48'*, ed. H. Elsässer and H. Fechtig, publ. Springer-Verlag, Berlin.
 - (16) Hemenway C.L. and Linscott I. (1964) "Preliminary studies of possible cosmic dust impacts on project Mercury vehicle periscope lenses", *Annals New York Acad. Sci.*, 119, 106-115.
 - (17) Cour-Palais B.G. et al. (1972) "Apollo window meteoroid experiment", *NASA SP-315*, pp 26-1 to 26-10.
 - (18) Mandeville J.C. and Lem H.Y. (1972) "Scanning electron microscope analysis and energy dispersive X-ray analysis of the surface features of Surveyor III television mirror" *Proc. Lunar Sci. Conf.3rd*, Vol. 3, pp.3201-3212.
 - (19) Mandeville J.C. (1976) "Microcraters on lunar rocks" *Proc. Lunar Sci Conf. 7th*, pp 1031-1038.
 - (20) Krinov E.L. (1960) "Principles of Meteoritics", publ. Pergamon Press, GB.
 - (21) NASA Cosmic Dust Preliminary Investigation Team (1982) "Cosmic Dust Catalog (particles from collection flag W7017)" Vol 1, no. 2, publication 59, JSC 17903.
 - (22) Brownlee D.E. (1978) "Microparticle studies by sampling techniques" in *'Cosmic Dust'* ed. J.A.M McDonnell, publ. John Wiley and Sons, GB.
 - (23) Mandeville J.C. (1972) "Etude de cratères formés sur des surfaces de verre par l'impact de micrométéorides artificielles", Thèse présentée à l'Université Paul Sabatier de Toulouse.
 - (24) Ashworth D.G. (1978) "Lunar and planetary impact erosion" in *'Cosmic Dust'* ed. J.A.McDonnell, publ.Wiley, Chichester.
 - (25) Brownlee D.E. et al. (1980) "Analysis of interplanetary dust collections" in *'Solid Particles in the solar system'*, IAU Symposium No.90, eds. I. Halliday and B.A.McIntosh, pp 333-342.
 - (26) Le Sergeant D'Hendecourt L.B. and Lamy P.L. (1980): "On the size distribution and physical properties of interplanetary dust grains", *Icarus* 43, pp 350-372.
 - (27) Borde J. (1991) "Development of meteoroids/debris analysis tool - Final Report", Ref. S413/RT/11.91. Matra Space for European Space Agency.
 - (28) Cour-Palais B.G. (1969) "Meteoroid environment model", *NASA SP-8013*.
 - (29) Anderson B.J. (1990) "Meteoroid and orbital debris", *NASA SP-30425*.
 - (30) Sullivan K. and McDonnell J.A.M. (1991) "LDEF flux anisotropy: dynamic modelling and flux transformations to define the interplanetary micrometeoroid environment" in *'Hypervelocity impacts in space'* ed. J.A.M. McDonnell, Publ. Unit for Space Sci.Univ. Kent at Canterbury, GB.
 - (31) Grün E., Zook H. et al. (1985) "Collisional balance of the meteoritic complex", *Icarus* 62, pp. 244-272.

-
- (32) **Divine N., Grün E. and Staubach P.** (1992) "Modeling the meteoroid distribution in interplanetary space and near-Earth", p 245. *Proc. First European Conference on Space Debris*, ESOC, Darmstadt, April, 1992.
- (33) **Bandermann L.** (1967) "Physical properties and dynamics of interplanetary dust", PhD thesis, dept. Physics and Astronomy, Univ. Maryland.
- (34) **Leinert Ch. and Grün E.** (1988) "Interplanetary dust" in 'Physics of the inner heliosphere', series *Physics and chemistry in space*, eds. R.Schwenn and E.Marsh, publ. Springer Verlag.
- (35) **Schmidt Th. and Elsässer H.** (1967) "Dynamics of submicron particles in interplanetary space", *NASA SP-150*, pp 2887.
- (36) **Sax H.** (1992) "Position paper on orbital debris", preprint.
- (37) **Kessler D.J. and Cour-Palais B.G.** (1978): "Collision frequency of artificial satellites: the creation of a debris belt", *Journal of Geophysics Res.* 83, pp 2637-2646.
- (38) **Eichler P. and Rex D.** (1990) "Debris Chain Reactions", *AIAA 90-1365*.
- (39) **Hallgren D.S. and Hemenway C.L.** (1976) "Analysis of impact craters from the S-149 Skylab experiments" in *Lecture Notes in Physics 48*, ed. H. Elsässer and H. Fechtig, publ. Springer-Verlag, Berlin.
- (40) **Warren J., Zook H. et al.** (1989) "The detection and observation of meteoroid and space debris impact features on the Solar Max satellite", *Proc. 19th Lunar and Plan. Sci. conf.* pp 641-657.
- (41) **McKay D.S.** (1989) "Microparticle impacts in space: results from Solar Max satellite and shuttle witness plate inspections", *NASA/SDIO Space Environment Effects and Materials Workshop*, NASA Conf. Publ. 3035, part I, pp 301-316.
- (42) **Johnson N.L. et al.** (1991) "History of on orbit fragmentations", 4th edition, CS90-TR-JSC-002, Teledyne Brown Engineering, Colorado Springs.
- (43) **Laurance M.R. and Brownlee D.E.** (1986) "The flux of meteoroids and orbital space debris striking satellites in low earth orbit", *Nature*, Vol. 323, pp 136-138.
- (44) **Clanton U.S. and Gooding J.L.** (1982) "Survey of probable micrometer-sized earth-orbital debris fragments in the NASA-JSC Cosmic Dust sample collection", in *Orbital Debris*, NASA Conf. Publ. 2360, pp 190-219.
- (45) **Akiba R., Ishii N. and Inatani Y.** (1990) "Behaviour of Alumina particles exhausted by solid rocket motors", ISAS, Sagamihara, Kanagawa, *AIAA 90-1367*, Baltimore 04/90.
- (46) **Kessler D.J.** (1991) "Orbital debris environment for spacecraft in LEO" in *J. Spacecraft*, Vol. 28, No. 3.
- (47) **Rex D.** (1990) "European investigations on orbital debris", *Adv.Space Research* Vol 10, No. 3-4, pp. 347-348.

-
- (48) **Johnson N.L. and McKnight D.S.** (1987) "Artificial space debris", publ. Orbit Book Co. Florida.
- (49) **Kessler D.J. and Su S.Y.** (1985): "Contribution of explosion and future collision fragments to the orbital debris environment", *Adv.Space Res.* 5 (1985), 25-35.
- (50) **Gehring J.** (1970) "Engineering considerations in hypervelocity impact", p463 of *'High-Velocity Impact Phenomena'* ed. R. Kinslow, publ. Academic Press, NY.
- (51) **Swift H.F.** (1982) "Hypervelocity impact mechanics" in 'Impact Dynamics' eds. J. Zukas et al. publ. John Wiley and sons, GB.
- (52) **Hill D., Stevenson T. and Zarnecki J.** (1988) "Application of laser simulation of hypervelocity impacts to space particulate damage to metals and optical glasses", 4th Europ. Symp. on Spacecraft Materials in Space Environment, Toulouse. Publ. Cepadues-Editions.
- (53) **Gault D. and Heitowit E.** (1963) "The Partition of Energy for Hypervelocity Impact Craters formed in Rock", *Proc. 6th Symp. on Hypervelocity Impact*, Vol. 2, August 1963.
- (54) **Dietzel H., Neukum G. and Rauser P.** (1972) "Micrometeoroid simulation studies on metal targets", *J. Geophys. R.* Vol.77, No.8, pp 1375-1395.
- (55) **Zukas J.** (1982) "Numerical simulation of impact phenomena" in *'Impact Dynamics'* eds. J.Zukas et al. publ. John Wiley and sons, GB.
- (56) **Durrett R.E. and Matsuka D.A.** (1978), Air Force Armament Laboratory, AFWL TR 64-163.
- (57) **McDonnell J.A.M. and Sullivan K.** (1992) "Hypervelocity impacts on space detectors: decoding the projectile parameters" in *'Hypervelocity impacts in space'* ed. J.A.M. McDonnell, Publ. Unit for Space Sci., Univ. Kent at Canterbury, GB.
- (58) **Zook H. et al.** (1985) "The interplanetary micrometeoroid flux and lunar primary and secondary microcraters" in *'Properties and Interactions of Interplanetary Dust'* ed. R.H.Giese and P.Lamy, publ. D.Reidel, U.S.A.
- (59) **Mandeville J.C.** (1990) "Aragatz mission dust collection experiment", *Adv. Space Research* Vol. 10, No. 3-4, pp. 397-401.
- (60) **McDonnell J.A.M.** (1984) "Multiple Foil Microabrasion Package" in *'LDEF Mission 1 Experiments'*, eds. L.G. Clark, W.H. Kinard et al. NASA SP-473, pp 117-120.
- (61) **MDSIG** (1990) "Meteoroid and debris impact features documented on the LDEF - a preliminary report", *NASA JSC 24608*, publication 84.
- (62) **Lane G.S.** (1969) "The application of stereographic techniques to the scanning electron microscope", *J. Sci. Instrum.* 2, 565.
- (63) **Fechtig H. et al.** (1977) "Impact phenomena on an Apollo 12 sample", *Proc. 8th Lunar Sci. Conf.* pp 889-899.

- (64) **Reimer L.** (1985) "Scanning electron microscopy", publ. Springer Verlag, Berlin.
- (65) **Rudolph V.** (1967) "Untersuchungen an Kratern von Mikroprojektilen im Geschwindigkeitsbereich von 0.5 bis 10 km/s", PhD thesis, Max-Planck-Institut für Kernphysik, Univ. Heidelberg, Germany.
- (66) **Hörz F., Cintala M., Bernhard R.P. and See T.H.** (1992) "Dimensionally scaled penetration experiments: aluminium targets and glass projectiles 50 μm to 3.2 mm in diameter", submitted to *Int. Journal of Impact Eng.* (preprint)
- (67) **Hörz F. et al.** (1991) "Preliminary analysis of LDEF expt. A0187-1 'Chemistry of micrometeoroid expt.' in part 1 of *LDEF-69 Months in Space, First Post-Retrieval Symposium*' NASA Conf. Publ. 3134.
- (68) **NASA SP-8042** (1970) "Meteoroid damage assessment".
- (69) **Pailer N. and Grün E.** (1980) "The penetration limit of thin films", *Planet. Space Sci.* Vol. 28, pp. 321-331. Pergamon Press Ltd. GB.
- (70) **Carey W.C., McDonnell J.A.M. and Dixon D.G.** (1985) "An empirical penetration equation for thin metallic films used in capture cell techniques", in *Properties and Interactions of Interplanetary Dust*, eds. Reidel, Giese, Lamy, pp.131-136.
- (71) **Schonberg W.P., Taylor R.A. and Horn J.R.** (1988) "An analysis of penetration and ricochet phenomena in oblique hypervelocity impact", *NASA TM-100319*.
- (72) **ESABase User's Reference Manual** (regularly updated) Ref. ESABASE-SN-07/1. European Space Agency document.
- (73) **Borde J.** (1991) "Development of meteoroid/debris analysis tool - Software User's Manual", Ref. S413/NT/48.91. Matra Espace for European Space Agency.
- (74) **Grieve R.A.F. and Cintala M.J.** (1992) "An analysis of differential impact melt-crater scaling and implications for the terrestrial impact cloud", *Meteoritics* 27, 526-538.
- (75) **Outrebon P.** (1993) personal communication.
- (76) **Matsuka D.A., Durrett D.E. and Osborn** (1982) "Hull User Guide for three-dimensional linking with EPIC3", US Army Ballistic Research Laboratory, Contract Report ARBRL-CR-00484.
- (77) **McDonnell J.A.M.** (1992) "The near earth space environment - an LDEF overview", *Proc. IAF/COSPAR World Congress*, Washington D.C. ed. W.Flury, publ. Pergamon (1993).
- (78) **Igelseder H. and Igenbergs E.** (1990) "Crater morphology at impact velocities between 8 and 17 km/s", *Int. J. Impact Eng.* Vol.10, pp 271-280.

-
- (79) **Vedder J. and Mandeville J.C.** (1974) "Microcraters formed in glass by projectiles of various densities", *J. Geophys. Res.* Vol. 79, no. 23.
- (80) **Sapp C.A., See T.H. and Zolensky M.E.** (1993) "3D crater analysis of LDEF impact features from stereo imagery", p 339 of *2nd LDEF Post-Retrieval Symp.* San Diego in 1992. Part 2 NASA CP-3194.
- (81) **Newman P.J.** (1991) "Comparison of the micrometeoroid environment as measured by thick and thin targets from the East face of LDEF" in *'Hypervelocity impacts in space'* ed. J.A.M. McDonnell, Publ. Unit for Space Sci. Univ. Kent at Canterbury, GB.
- (82) **Humes D.H.** (1991) "Large craters on the meteoroid and space debris impact experiment" in part 1 of *'LDEF-69 Months in Space, First Post-Retrieval Symposium'* NASA Conf. Publ. 3134.
- (83) **Cintala M.J.** (1992) "Impact induced thermal effects in the lunar and mercurian regoliths", *J. Geophys. Res.* 97, 947-974.
- (84) **Hörz F. and Bernhard R.P.** (1992) "Compositional analysis and classification of projectile residues in LDEF impact craters", NASA TM-104750, June 1992.
- (85) **Levasseur-Regourd A.C.** (1991) "Interplanetary dust : cometary or asteroidal origin?", in *'Phys.-Dyn. Minor Bodies'*, eds. Benest and Froeschlé, publ. Goutelas, pp 401-418.
- (86) **Tielens A.G.G.M.** (1991) "Characteristics of interstellar and circumstellar dust", in *'Origins and evolution of interplanetary dust'*, eds. Levasseur-Regourd and Hasegawa, publ. Kluwer Academic Publishers, Japan.
- (87) **Walker R.M.** (1985) "Laboratory studies of interplanetary dust", report prepared for Workshop in *'Interrelationships among circumstellar, interstellar and interplanetary grains'*, February 17th 1985, Maryland.
- (88) **Bernhard R.P.** personal communication
- (89) **McDonnell J.A.M.** (1991) "Impact cratering from LDEF's 5.75 yr exposure: decoding of the interplanetary and earth-orbital populations", *Proc. 22nd Lunar and Plan. Sci Conf.* Houston.
- (90) **See T.H. et al.** (1992) "Continued investigation of LDEF's structural frame and thermal blankets by the MDSIG" in *Proc. 2nd LDEF Post-Retrieval Symposium*, NASA CP-3194, part 2, pp 313-324.
- (91) **Simon C.G.** (1992) "Long-term microparticle flux variability indicated by comparison of Interplanetary Dust Experiment (IDE) timed impacts for LDEF's first year in orbit with impact data for the entire 5.77 year orbital lifetime", Part 2 of *'LDEF-Second Post-Retrieval Symposium'* NASA Conf. Publ. 3194.
- (92) **Stein B.A.** (1992) "LDEF materials overview" Part 3 of *'LDEF-Second Post-Retrieval Symposium'*, NASA Conf. Publ. 3194, pp741.
- (93) **Gerlach L.** (1992) "Post-flight investigation programme for the first solar generator of the Hubble space telescope", p 223 *Proc. First European Conference on Space Debris*, ESOC, Darmstadt, April, 1992.

- (94) **Aceti R. et al.** (1992) "Meteoroid and debris investigation on EURECA", p 215, *Proc. First European Conference on Space Debris*, ESOC, Darmstadt, April, 1992.
- (95) **Borg J. et al.** (1993) "The COMET experiment", in *Meteoritics*, Vol.28, 1993 (to be published).
- (96) **Durin C.** (1991) "French cooperative passive payload (FRECOPA) system results", in part 3 of '*LDEF-69 Months in Space, First Post-Retrieval Symposium*' NASA Conf. Publ. 3134.