
Dépôt Institutionnel de l'Université libre de Bruxelles /
Université libre de Bruxelles Institutional Repository
Thèse de doctorat/ PhD Thesis

Citation APA:

Vandeveld, T. F. (2009). *Etude expérimentale multisensorielle de la dynamique des impacts d'oiseaux sur structures d'avions* (Unpublished doctoral dissertation). Université libre de Bruxelles, Faculté des sciences appliquées – Construction, Bruxelles.

Disponible à / Available at permalink : <https://dipot.ulb.ac.be/dspace/bitstream/2013/210274/4/d76b62ed-0356-4caa-910a-ba3680bbf531.txt>

(English version below)

Cette thèse de doctorat a été numérisée par l'Université libre de Bruxelles. L'auteur qui s'opposerait à sa mise en ligne dans DI-fusion est invité à prendre contact avec l'Université (di-fusion@ulb.be).

Dans le cas où une version électronique native de la thèse existe, l'Université ne peut garantir que la présente version numérisée soit identique à la version électronique native, ni qu'elle soit la version officielle définitive de la thèse.

DI-fusion, le Dépôt Institutionnel de l'Université libre de Bruxelles, recueille la production scientifique de l'Université, mise à disposition en libre accès autant que possible. Les œuvres accessibles dans DI-fusion sont protégées par la législation belge relative aux droits d'auteur et aux droits voisins. Toute personne peut, sans avoir à demander l'autorisation de l'auteur ou de l'ayant-droit, à des fins d'usage privé ou à des fins d'illustration de l'enseignement ou de recherche scientifique, dans la mesure justifiée par le but non lucratif poursuivi, lire, télécharger ou reproduire sur papier ou sur tout autre support, les articles ou des fragments d'autres œuvres, disponibles dans DI-fusion, pour autant que :

- Le nom des auteurs, le titre et la référence bibliographique complète soient cités;
- L'identifiant unique attribué aux métadonnées dans DI-fusion (permalink) soit indiqué;
- Le contenu ne soit pas modifié.

L'œuvre ne peut être stockée dans une autre base de données dans le but d'y donner accès ; l'identifiant unique (permalink) indiqué ci-dessus doit toujours être utilisé pour donner accès à l'œuvre. Toute autre utilisation non mentionnée ci-dessus nécessite l'autorisation de l'auteur de l'œuvre ou de l'ayant droit.

----- **English Version** -----

This Ph.D. thesis has been digitized by Université libre de Bruxelles. The author who would disagree on its online availability in DI-fusion is invited to contact the University (di-fusion@ulb.be).

If a native electronic version of the thesis exists, the University can guarantee neither that the present digitized version is identical to the native electronic version, nor that it is the definitive official version of the thesis.

DI-fusion is the Institutional Repository of Université libre de Bruxelles; it collects the research output of the University, available on open access as much as possible. The works included in DI-fusion are protected by the Belgian legislation relating to authors' rights and neighbouring rights. Any user may, without prior permission from the authors or copyright owners, for private usage or for educational or scientific research purposes, to the extent justified by the non-profit activity, read, download or reproduce on paper or on any other media, the articles or fragments of other works, available in DI-fusion, provided:

- The authors, title and full bibliographic details are credited in any copy;
- The unique identifier (permalink) for the original metadata page in DI-fusion is indicated;
- The content is not changed in any way.

It is not permitted to store the work in another database in order to provide access to it; the unique identifier (permalink) indicated above must always be used to provide access to the work. Any other use not mentioned above requires the authors' or copyright owners' permission.

D 03661

ULB



Etude expérimentale multisensorielle
de la dynamique des impacts d'oiseaux
sur structures d'avions

Thierry Vandeveld, Ir

Thèse de doctorat en vue de l'obtention
du diplôme de Docteur en Sciences de l'Ingénieur

- Septembre 2009 -

Co-promoteurs :

Professeur Philippe BOUILLARD (ULB)
Professeur Marc PIRLOT (ERM)

Universite Libre de Bruxelles



003439298

Remerciements

Prétendre que la rédaction de la présente thèse a été pénible serait contraire à la vérité. J'y ai pris du plaisir, beaucoup de plaisir, même si certains jours ont forcément été plus sombres que d'autres. S'il y a toutefois une page que je me réjouis d'écrire, c'est celle au sommet de laquelle je me trouve en cet instant précis. Exprimer sa gratitude en ayant l'occasion d'adresser à chacun quelques mots justes constitue à mes yeux un moment privilégié.

Car s'il est vrai que seul mon nom figure sur la première page de cet ouvrage, celui-ci n'est en aucun cas la production d'une seule personne. Certes, il a fallu un capitaine d'équipe, un rassembleur, un rédacteur. Mais la contribution de ceux qui m'ont prêté main forte tout au long de ces années est bien plus que marginale. Sans leur apport, je n'ose imaginer combien de décennies il m'aurait fallu pour en arriver à boucler le projet...

A tout seigneur, tout honneur. C'est évidemment à mon promoteur au sein de l'École royale militaire, le Professeur Marc Pirlot, que vont spontanément mes remerciements les plus ardents. Après m'avoir guidé pour le choix du sujet, il a été, du premier au dernier jour, un conseiller avisé et une mine d'expérience dans nombre des domaines abordés. Il a tendu une oreille attentive chaque fois que nécessaire et s'est révélé un confident hors pair. Derrière son allure discrète, j'ai découvert au fil des années un ami toujours prêt à encourager, améliorer, perfectionner. Sa passion pour la rigueur rédactionnelle, sa permanente recherche d'une solution pragmatique mais stable et efficace et son amour pour une communication limpide m'ont sans aucun doute inspiré au delà de la présente thèse... Qu'il trouve ici le témoignage de mon inconditionnelle gratitude.

Différent mais tout aussi impressionnant, c'est le Professeur Philippe Bouillard, mon promoteur de l'Université Libre de Bruxelles, qui mérite à présent un vibrant hommage de ma part. Son extraordinaire bagage académique, sa vision acérée de tous les aspects liés à un doctorat et la pertinence de ses critiques toujours constructives m'ont sincèrement émerveillé. Par son suivi souple mais ô combien attentif, il a fait preuve à mon égard d'une confiance très appréciée. La sagesse de ses conseils a été d'une valeur inestimable et la manière encourageante dont il distillait suggestions et critiques en ont fait à mes yeux un guide hors du commun. Philippe, à toi aussi, du fond du cœur, toute ma reconnaissance.

Véritable pilier du Département Systèmes d'Armes et Balistique, jeune et brillant docteur en sciences appliquées, Johan Gallant a été mon frère d'armes au quotidien. Son expérience dans différents domaines, parmi lesquels plusieurs langages de programmation et la rédaction de publications scientifiques, et son inextinguible soif de partager ses connais-

Remerciements

sances l'ont rapidement transformé en complice de tous les instants. Johan, pour ton dévouement enthousiaste, reçois ici toute ma gratitude.

De nombreuses autres personnes m'ont apporté un soutien très appréciable. Prince du laboratoire, Alain Doucet a partagé avec moi sa riche expérience en traitement numérique des signaux et en métrologie balistique. Véritable magicien des technologies de l'information, Alexandre Papy a été un soutien efficace en matière de matériel informatique et de logiciels. Passionné d'images et de vidéos, Alain Vanhove s'est investi sans compter dans la mise au point de techniques d'observation et de mesure.

Et puis, il y a tous ceux dont j'ai croisé la route et qui m'ont apporté qui un conseil, qui une idée, qui un soutien tangible. Sage parmi les sages, Marc Acheroy a toujours su prodiguer le bon conseil au bon moment. Expert en vision artificielle, Charles Beumier m'a été d'excellent conseil en techniques de traitement d'images. David Lecompte m'a initié à la stéréoscopie par corrélation d'images et m'a appuyé pour l'obtention des mouchetis optimisés. Gunther Dyckmans m'a solidement épaulé en balistique extérieure. Christian Perneel m'a fait découvrir quelques facettes passionnantes des statistiques.

Enfin, il y a ceux qui de près ou de loin m'ont encouragé, tantôt en relisant une partie du travail, tantôt en me confiant les moments plus pénibles de leur propre thèse, tantôt simplement par une parole amicale : Nestor, André, Marco, Frederik, Peter et Jan du Département ABAL, Patrick, Alain, Marc et Michel du Département CISS.

Sans l'efficace collaboration avec notre partenaire industriel, la SONACA S.A., il aurait été impossible de réaliser tant d'essais aussi rapidement. Merci à Etienne Maillard pour son appui permanent, à André Berthin et Claude Nyssen pour la confiance qu'ils nous ont accordée, à Christian Overbergh et Jean-Louis Magerman pour leur suivi attentionné.

Je n'oublierai pas ici ceux qui me sont le plus chers et qui m'ont, par leur indéfectible appui et leur écoute bienveillante, permis de mener à bien cette exigeante aventure. Un merci du fond du coeur à toi Anne-France et à vous, inimitable tribu : Arnault, Sylviane, Alexandra et Raphaëlle !

Résumé

Chaque année, d'innombrables collisions se produisent entre des avions en vol et des oiseaux. L'impact aviaire, menace redoutée par les pilotes, concerne tant l'aviation civile que son pendant militaire. Les statistiques démontrent que, même si fort heureusement le nombre d'accidents graves reste limité, les incidents sont de plus en plus nombreux. Parmi les acteurs qui luttent contre ce danger, les constructeurs d'avions jouent un rôle prépondérant. Contraints par des réglementations internationales, ils s'attachent à produire des éléments de structure qui résistent à l'impact d'oiseaux. Dans la mise au point de leur produits, les avionneurs démontrent cette résistance à l'aide d'essais d'impact : on accélère un simulateur d'oiseau jusqu'à la vitesse voulue – de l'ordre de la vitesse de croisière nominale de l'avion – et on le projette sur un aileron ou un morceau de fuselage.

La présente thèse doctorale, co-dirigée par les professeurs Philippe Bouillard de l'ULB et Marc Pirlot de l'ERM, contribue doublement à l'amélioration de ces techniques d'essais dynamiques.

D'une part, elle réalise la mise au point et la validation d'un lanceur pyrotechnique à double étage pour l'accélération du simulateur d'oiseau. Un canon de calibre 20 mm est combiné avec un accélérateur de calibre 160 mm. La combustion d'un mélange de poudre propulsive contenu dans une douille adaptée génère les gaz à haute température et à haute pression nécessaires à l'accélération d'un simulateur d'oiseau dûment confiné dans un conteneur de protection. Un dispositif de séparation arrête le conteneur afin que seul le simulateur d'oiseau percute l'élément d'avion à l'essai. La solution pyrotechnique à double étage mise au point est validée par de nombreux tirs instrumentés en vitesse, en accélération et en pression ; elle se révèle conforme aux exigences de sécurité et de reproductibilité. Le lanceur pyrotechnique présente par rapport aux solutions pneumatiques, utilisées à notre connaissance dans tous les autres centres d'essais, des avantages indéniables de compacité ainsi que de rapidité et de souplesse de mise en oeuvre.

D'autre part, la migration des alliages métalliques vers les matériaux composites est amorcée depuis plusieurs années déjà dans le monde de la construction aéronautique. Pour optimiser les structures, une connaissance des caractéristiques de ces matériaux est indispensable. Les modes de rupture font partie des caractéristiques encore mal connues. La mesure du déplacement hors-plan lors du tir sur panneaux plans est une des manières de quantifier le comportement du matériau sous l'action d'un impact. Cette mesure s'opère généralement de manière statique, après le tir. Une méthode de mesure dynamique a été mise au point, basée sur l'emploi de techniques de stéréoscopie par corrélation numérique d'images. Cette technique a été validée au moyen d'une méthode métrologique indépendante d'extensométrie laser.

Abstract

Multisensor experimental analysis of bird strike dynamics on airplane structures

Countless collisions occur each year between airplanes and birds. Bird strike is a concern to both civilian and military aircraft. Statistics show that, although the number of serious accidents fortunately remains low, the number of incidents keeps increasing. Amongst the actors tackling this issue, aircraft manufacturers play an important role. In compliance with international regulations, they have to produce structural elements that withstand bird impact. During the development of their products, aircraft manufacturers have to demonstrate this resistance through bird impact trials : a bird surrogate is accelerated to the required velocity - often close to the nominal cruise speed of the aircraft - and launched onto a flap or a piece of fuselage.

This PhD thesis has been co-supervised by Professor Philippe Bouillard (ULB) and Professor Marc Pirlot (ERM-KMS). Its contribution to the improvement of the aforementioned dynamic trials is twofold.

On one hand, a two-stage pyrotechnical launcher for bird surrogates has been developed and assessed. A 20 mm caliber gun is connected to a 160 mm diameter launcher. The combustion of a propellant mixture in a cartridge case generates high pressure, high temperature gases which accelerate a bird surrogate protected by a cylindrical container. A stripper refrains the container from hitting the target pane. The pyrotechnical solution has been assessed through an important number of firings where pressure, velocity and acceleration have been measured. The solution has proven compliance with both the safety requirements and the repeatability specifications. Its advantages compared to the pneumatic solutions used, as far as we know, in all other test centres, include compactness as well as flexibility and high firing rate.

On the other hand, migration towards composite materials has been initiated years ago in the area of aeronautical constructions. To optimize structures, a thorough knowledge of these new materials is required. Failure modes belong to the still badly known features of carbon reinforced plastics. Measuring the out-of-plane deformation when firing on a flat pane is one way of quantifying the material's behaviour under impact. This measurement is most frequently made in a static way, after completion of the firing. A dynamic measuring method has been developed, based upon stereoscopic digital image correlation techniques. This technique has been validated by means of an independent laser extensometer measuring method.

Samenvatting

Multisensoriële proefondervindelijke studie van de dynamica bij vogelimpact op vliegtuigstructuren

Elk jaar vinden talloze botsingen plaats tussen vliegtuigen en vogels. Vogelimpact wordt door piloten van zowel militaire als burgerluchtvaart gevreesd. Statistieken tonen aan dat, hoewel het aantal ernstige ongevallen gelukkig beperkt blijft, het aantal incidenten in de loop van de jaren stijgt. In de strijd tegen dit gevaar spelen vliegtuigfabrikanten een doorslaggevende rol. Rekening houdend met internationale richtlijnen streven zij ernaar structurelementen te produceren die aan vogelimpact weerstaan. Bij het op punt stellen van hun producten tonen vliegtuigbouwers deze weerstand aan door middel van experimentele impactproeven : een vogelsimulant wordt tot de gewenste snelheid versneld – grootteorde van de kruissnelheid van het vliegtuig – en geprojecteerd tegen een vleugel- of rompelement.

Deze doctoraatsthesis, met als promotoren Professor Philippe Bouillard (ULB) en Professor Marc Pirlot (KMS), levert een dubbele bijdrage tot het verbeteren van deze dynamische meettechnieken.

Enerzijds werd een pyrotechnische tweetrapsversneller voor de vogelsimulant ontwikkeld en gevalideerd. Een 20 mm kanon werd hiervoor gecombineerd met een lanceerbuis met een kaliber van 160 mm. De verbranding van een mengsel propulsief kruit in een aangepaste huls genereert gassen met hoge druk en hoge temperatuur die een vogelsimulant en zijn beschermingscontainer versnellen. Een scheidingsdispositief stopt de container om te garanderen dat enkel de simulant tegen het beproefde vliegtuigelement vliegt. De ontwikkelde pyrotechnische oplossing werd door talrijke proeven gevalideerd waarbij druk, snelheid en versnelling gemeten werden. De oplossing heeft bewezen dat zij voldoet aan veiligheids- en reproduceerbaarheidsvereisten. Vergeleken met de pneumatische oplossingen, die volgens ons in alle andere testcentra gebruikt worden, vertoont de pyrotechnische lanceerder ontegenzeggelijke voordelen op gebied van zowel compactheid als snelheid en flexibiliteit bij tewerkstelling.

Anderzijds is de overgang van metaallegeringen naar composietmaterialen in de wereld van vliegtuigbouw al jaren gaande. Om structuren te optimaliseren is een kennis van de kenmerken van deze materialen onontbeerlijk. De falingsmodes maken deel uit van de materiaaleigenschappen die nog niet goed gekend zijn. Het meten van de indeuking of transversale verplaatsing bij het schieten op een vlak paneel is één manier om het materiaalgedrag te kenmerken. Deze meting wordt meestal statisch en na het schieten uitgevoerd. Daarom hebben we een dynamische meetmethode ontwikkeld, waarbij numerieke correlatie op stereoscopische beelden toegepast wordt. Deze meetmethode werd met een onafhankelijke laserextensometriemethode gevalideerd.

Table des matières

Remerciements	iii
Résumé	v
Abstract	vii
Samenvatting	ix
Table des figures	xv
Liste des tableaux	xix
Notations	xxi
Abréviations	xxv
Chapitre 1 : Introduction et objectifs	1
1 Résumé	1
2 Le péril aviaire	1
3 Approche industrielle des risques liés à la collision aviaire	4
3.1 Les autorités aéronautiques	4
3.2 La certification	5
4 Phase de développement	6
5 Passage aux matériaux composites	6
6 Objectifs de la thèse	7
6.1 Lancement d'un projectile	7
6.2 Mesure dynamique de la déformation	8
7 Organisation du travail	8
8 Contributions originales de la thèse	9
Chapitre 2 : Le lanceur pyrotechnique à double étage	11
1 Résumé	11
2 Objectifs et exigences	11
3 Etat de l'art	12
3.1 Le lanceur	12
3.2 Le simulant	13
3.2.1 Le besoin	13
3.2.2 Caractérisation de l'impact aviaire réel	14

	3.2.3	Mise au point d'un simulant	15
4		Mise au point du lanceur pyrotechnique	18
	4.1	Aspects liés à la propulsion	19
	4.1.1	Choix du type de poudre	19
	4.1.2	Choix du paramètre de réglage de la vitesse	20
	4.1.3	Amélioration de la douille et du cône divergent	21
	4.2	Le conteneur	21
	4.2.1	Exigences	21
	4.2.2	Avant-projet	22
	4.2.3	Evolution	22
	4.2.4	Configuration finale	24
	4.3	Le simulant	24
	4.4	Aspects métrologiques	26
	4.4.1	Mesure de la pression	26
	4.4.2	Mesure de la vitesse	28
	4.4.3	Mesure de l'accélération	33
	4.4.4	Cinématographie haute-vitesse	36
5		Résultats	39
	5.1	Le lanceur proprement dit	39
	5.1.1	Longueur totale du lanceur	39
	5.1.2	Cône divergent	39
	5.1.3	Sécurité opérationnelle	39
	5.1.4	Séparation entre simulant et conteneur	40
	5.1.5	Alignement du lanceur sur le point d'impact désiré	41
	5.2	Le projectile gélatineux et son conteneur	41
	5.2.1	Résultats	41
	5.2.2	Validation	43
	5.3	La vitesse du projectile	45
	5.3.1	Prédiction et justesse	45
	5.3.2	Erreur de mesure	48
	5.3.3	Reproductibilité	49
	5.3.4	Validation	49
	5.3.5	Perte de vitesse	52
	5.4	La cinématographie haute-vitesse	54
6		Conclusions partielles	56

Chapitre 3 : Détermination expérimentale du champ des déplacements trans-			59
versaux			
1		Résumé	59
2		Position du problème	59
3		Choix de l'instrumentation	61
	3.1	Conditions d'essai et exigences	61
	3.2	Extensométrie mécanique	62
	3.3	Extensométrie optique	64
	3.3.1	Interférométrie holographique	65
	3.3.2	Interférométrie de speckle	65
	3.3.3	Interférométrie de moiré	65

	3.3.4	Stéréoscopie numérique	66
	3.4	Choix de la méthode	67
4		La stéréoscopie binoculaire par corrélation d'images	68
	4.1	Principe	68
	4.1.1	Calibrage	68
	4.1.2	Appariement	70
	4.1.3	Triangulation	70
	4.2	Etat de l'art de l'appariement par corrélation d'images	70
	4.2.1	Objectif poursuivi	70
	4.2.2	Généralités	71
	4.2.3	Corrélation d'images en 2D	73
	4.2.4	Corrélation d'images en 3D	81
	4.3	Résumé	83
5		Application et résultats	83
	5.1	Le logiciel VIC-3D	83
	5.1.1	Calibrage	83
	5.1.2	Méthode itérative et convergence	84
	5.1.3	Aide à la propagation spatiale et temporelle	85
	5.1.4	Données de sortie du logiciel	85
	5.1.5	Précision	86
	5.2	Mise en oeuvre	86
	5.3	Résultats	88
	5.3.1	Tirs sur panneaux en alliage d'aluminium	88
	5.3.2	Tirs sur panneaux en matériau composite	94
	5.3.3	Sensibilité au contenu fréquentiel du mouchetis	99
	5.3.4	Sensibilité à la taille du voisinage	99
	5.3.5	Sensibilité au pas de la méthode	101
	5.3.6	Sensibilité aux conditions d'éclairage et au type de peinture	103
	5.3.7	Sensibilité à la fréquence de prises de vue	104
	5.3.8	Répétabilité	105
	5.3.9	Vérification de la précision	107
	5.4	Comparaison et validation des mesures	107
	5.4.1	Nécessité	107
	5.4.2	Comparaison avec le déplacement transversal résiduel mesuré par télémétrie laser	107
	5.4.3	Comparaison avec le déplacement transversal dynamique par extensométrie laser	109
	5.4.4	Résultats sur mesures alternées	109
	5.4.5	Résultats de mesures simultanées	113
	5.5	Comparaison avec des simulations numériques	115
	5.5.1	Principe des simulations numériques	115
	5.5.2	Comparaison des résultats expérimentaux avec des résultats simulés	116
6		Conclusions partielles	118

Chapitre 4 : Conclusions et recommandations	119
1 Résumé	119
2 Le lanceur pyrotechnique à double étage	119
2.1 Rappel du contexte	119
2.2 Résultats essentiels	120
3 La mesure dynamique du déplacement transversal	122
3.1 Rappel du contexte	122
3.2 Résultats essentiels	122
4 Conclusions globales	122
5 Perspectives et recommandations	123
5.1 Perspectives	124
5.2 Recommandations pour la recherche future	124
Annexe A : Aspects technologiques de la mise au point du lanceur	127
1 Introduction	127
2 Extension de douille	128
3 Amélioration du cône divergent	129
Annexe B : Aspects métrologiques de la mise au point du lanceur	131
1 Introduction	131
2 Examen du signal après transformée de Fourier	131
3 Sélection des vitesses cohérentes	133
4 Extrapolation polynomiale	134
5 Calcul des maxima locaux	134
6 Extrapolation polynomiale améliorée	135
7 Résultats et conclusion	136
Annexe C : Aperçu des méthodes d'extensométrie optique	139
1 Introduction	139
2 Interférométrie holographique	139
3 Interférométrie de speckle	140
4 Interférométrie de moiré	142
5 Conclusion	143
Annexe D : Perspectives pour la recherche future	145
1 Introduction	145
2 Recommandations pour la recherche future	145
Bibliographie	149

Table des figures

1.1	Zones principales de danger d'impact aviaire en Europe	2
1.2	Statistiques d'impacts aviaires pour 1991-2000	3
1.3	Evolution du nombre d'impacts aviaires aux Etats-Unis	3
1.4	Dégâts typiques après impact aviaire	4
2.1	Principe du lanceur pneumatique	12
2.2	Pressions expérimentales lors de l'impact aviaire	15
2.3	Relevé expérimental typique de la pression lors de l'impact d'un oiseau	16
2.4	Géométries typiques pour simulants gélatineux	17
2.5	Principe du lanceur pyrotechnique	19
2.6	Position initiale du projectile complet dans le lanceur	21
2.7	Structure du conteneur initial	23
2.8	Conteneur en développement	23
2.9	Structure finale du conteneur	24
2.10	Evolution de l'impacteur gélatineux	25
2.11	Impacteur gélatineux aminci à l'arrière	25
2.12	Capteurs de pression dans le tube de 160 mm	27
2.13	Capteurs de pression aux environs du cône divergent	27
2.14	Relevé expérimental de la pression	29
2.15	Schéma de la mesure de la vitesse du projectile en vol	30
2.16	Dispositif de mesure de la vitesse du projectile en vol	31
2.17	Impacteur marqué pour la mesure de vitesse	31
2.18	Impacteur en vol	31
2.19	Dispositif de fils pour la mesure de vitesse	32
2.20	Dispositif de mesure de vitesse filaire à circuit ouvert	32
2.21	Fils pour mesure de vitesse à fermeture de circuit	33
2.22	Mesure de vitesse dans le canon par radar Doppler	34
2.23	Accélérations du projectile	35
2.24	Position du projectile dans le tube en fonction du temps	35
2.25	Vitesse dans le tube en fonction de la position du projectile	36
2.26	Projectiles déchirés en vol	37
2.27	Tir sans séparateur	37
2.28	Projectile complet en vol poussé par les gaz de combustion	38
2.29	Impacteur en vol, gros plan	38
2.30	Impacteur en vol à 82 m/s	38
2.31	Tubes de 1 m et 5 m	39
2.32	Tubes de 6 m et 9 m	40
2.33	Schémas des séparateurs plan et conique	40

2.34	Le séparateur conique	41
2.35	Principe de l'alignement lanceur - panneau	41
2.36	Alignement du lanceur sur le centre du panneau-cible	42
2.37	Séparation parfaite	43
2.38	Résidus du conteneur après le tir	43
2.39	Éléments récupérés après tir du projectile complet sans séparateur	44
2.40	Simulant gélatineux, intègre, en vol à 186 m/s	44
2.41	Déplacement transversal résiduel adimensionnel	45
2.42	Energie cinétique du projectile complet à la bouche	46
2.43	Intervalle de confiance autour de la régression polynomiale	47
2.44	Résidus normalisés en fonction de la vitesse théorique	48
2.45	Histogramme des fréquences des résidus normalisés	49
2.46	Justesse des lanceurs, comparaison entre centres d'essais	51
2.47	Justesse absolue des lanceurs, comparaison entre centres d'essais	51
2.48	Cage de confinement	53
2.49	Simulant en vol filmé à 10000 i/s	54
2.50	Impact à 111 m/s	55
2.51	Impacteur en vol à 186 m/s	55
2.52	Impact à 186 m/s, vue 1	56
2.53	Impact à 186 m/s, vue 2	56
3.1	Profil d'un élément de voilure mobile	62
3.2	Déplacement transversal W	63
3.3	Principe du LVDT	63
3.4	Prise de vue en stéréoscopie binoculaire	67
3.5	Principe du calibrage	69
3.6	Géométrie épipolaire	72
3.7	Dispositif de prise de vues pour corrélation bidimensionnelle	74
3.8	Image numérique brute et interpolée	75
3.9	Evolution d'un voisinage de pixels	76
3.10	Translation, dilatation et rotation d'un voisinage de pixels	78
3.11	Mouchetis peu et très contrastés	81
3.12	Principe de la stéréoscopie 3D	82
3.13	Mire 2D	84
3.14	Calibrage automatique avec la mire 2D	84
3.15	Rayon de convergence	85
3.16	Capteur stéréoscopique	86
3.17	Dispositif pour stéréoscopie	87
3.18	Dispositif global pour essai d'impact aviaire	87
3.19	Mouchetis sur la face arrière d'un panneau	88
3.20	Vue schématique de l'arrière du panneau-cible à l'essai	88
3.21	Résultats de l'analyse stéréoscopique d'un tir sur panneau métallique : $W(t)$	89
3.22	Résultats de l'analyse stéréoscopique d'un tir sur panneau métallique : $U(t)$	90
3.23	Résultats de l'analyse stéréoscopique d'un tir sur panneau métallique : $V(t)$	91
3.24	Résultats de l'analyse stéréoscopique d'un tir sur panneau métallique : ϵ_{xx}	92
3.25	Résultats de l'analyse stéréoscopique d'un tir sur panneau métallique : ϵ_{yy}	93
3.26	Allure typique du déplacement transversal en fonction du temps	94
3.27	Dispositif pour le tir sous incidence non normale	95

3.28 Résultats de l'analyse stéréoscopique lors du tir sur panneau composite : Vue 3D instantanée de W	96
3.29 Résultats de l'analyse stéréoscopique lors du tir sur panneau composite : Vue 2D instantanée de W	96
3.30 Résultats de l'analyse stéréoscopique lors du tir sur panneau composite : Vue 1D de $W_{ad}(t)$	97
3.31 Valeurs maximales et minimales de $W_{ad}(t)$	97
3.32 Résultats de l'analyse stéréoscopique lors du tir sur panneau composite : Vues 3D instantanées de W	98
3.33 Absence de corrélation en certains endroits	99
3.34 Faces arrière de panneaux avec mouchetis	100
3.35 Deux types de mouchetis : Gros plan	100
3.36 Histogrammes des niveaux de gris des deux types de mouchetis	100
3.37 Comparaison de $W_{ad}(t)$ pour trois valeurs de p	101
3.38 Sensibilité de $W(t)$ à la taille p du voisinage	102
3.39 Sensibilité de $W(t)$ au pas s de la méthode	103
3.40 Echantillon dont la peinture est arrachée	104
3.41 Résultats de six tirs sur panneaux composites	105
3.42 Exploitation d'un tir en six endroits	106
3.43 Résultats de l'exploitation d'un tir en six endroits	106
3.44 Extraction de la valeur résiduelle de $W_{ad}(t)$	108
3.45 Extensomètre laser : schéma de principe	110
3.46 Extensomètre en place pour la mesure	110
3.47 Extensomètre dans le dispositif global	111
3.48 Comparaison des résultats par extensométrie et par stéréoscopie	112
3.49 Ecart maximal entre les résultats par extensométrie et par stéréoscopie	112
3.50 Emploi simultané de l'extensomètre et de la stéréoscopie	113
3.51 Résultats extensométriques et stéréoscopiques simultanés	113
3.52 Ecart entre mesures extensométriques et stéréoscopiques	114
3.53 Transformée de Fourier des résultats extensométriques et stéréoscopiques simultanés	114
3.54 Simulation de l'impact par la méthode SPH	116
3.55 Comparaison de nos résultats expérimentaux avec des résultats FEA	117
4.1 Simulant gélatineux en vol et à l'impact à 186 m/s	121
4.2 Résultats extensométriques et stéréoscopiques simultanés	123
4.3 Lancement de grêlons de 25 mm sur panneaux métalliques	125
A-1 Projectiles expérimentaux réutilisables	127
A-2 Douilles de 20 mm	128
A-3 Cône divergent initial	129
A-4 Maillage pour l'optimisation du cône divergent	130
A-5 Cône divergent amélioré	130
B-1 Courbe unimodale résultant de la STFT	132
B-2 Diagramme en cascade	133
B-3 Courbe multimodale résultant de la STFT	134
B-4 Maxima absolus à l'issue de la STFT	135
B-5 Désignation des valeurs cohérentes de la vitesse	135
B-6 Tracé du polynôme de régression par les points acceptés	136

Table des figures

B-7	Couloir en vitesse et maxima locaux	136
B-8	Curseur pour maxima locaux cohérents et polynôme "amélioré"	137
B-9	Accélérations du projectile	137
B-10	Position dans le tube en fonction du temps	138
B-11	Vitesse dans le tube en fonction de la position du projectile	138
C-1	Application d'interférométrie holographique	140
C-2	Un speckle typique	141
C-3	Application de l'interférométrie de speckle	141
C-4	Franges de moiré	142
C-5	Application du principe des franges de moiré	143
D-1	Lancement de grêlons de 25 mm sur panneaux métalliques	146
D-2	Lancement de grêlons de 50 mm sur panneaux métalliques	147
D-3	Impact de projectiles à létalité réduite	148

Liste des tableaux

2.1	Pressions expérimentales lors de l'impact aviaire	14
2.2	Energie cinétique à la bouche	19
2.3	Relevés de pression maximale	28
2.4	Dispersion en V_0 du lanceur pyrotechnique	50
2.5	Comparaison de la justesse et de la précision du lanceur	51
3.6	Déplacement transversal résiduel mesuré manuellement et par stéréoscopie .	109

Notations

a	[m]	Diamètre d'un guide d'ondes cylindrique
b	[pixels]	Disparité
c	[ms ⁻¹]	Vitesse de propagation des ondes électromagnétiques dans le vide
C	[-]	Coefficient normalisé de corrélation
C_D	[-]	Coefficient aérodynamique de traînée
C_{D_0}	[-]	Composante constante du coefficient aérodynamique de traînée
C_p	[J mol ⁻¹ K ⁻¹]	Chaleur spécifique à pression constante
C_v	[J mol ⁻¹ K ⁻¹]	Chaleur spécifique à volume constant
d	[mm]	Diamètre maximal du projectile (calibre)
D	[cm]	Position du projectile complet dans le tube de calibre 160 mm, mesurée à partir de la tranche avant du cône divergent
\bar{D}	[N]	Force aérodynamique de traînée
dt	[s]	Intervalle de temps entre courbes dans le diagramme en cascade
D_b	[mm]	Diamètre du simulant d'oiseau
E_{Cin}	[kJ]	Energie cinétique du projectile
E_0	[kJ]	Energie cinétique du projectile à la bouche du lanceur
F_c	[GHz]	Fréquence de coupure d'un signal
F_{CTE11}	[GHz]	Fréquence de coupure du mode dominant du signal
F_d	[GHz]	Fréquence Doppler
F_g	[GHz]	Fréquence des ondes radar lors de leur propagation dans un guide d'ondes
F_s	[kHz]	Fréquence d'échantillonnage
F_t	[GHz]	Fréquence des ondes radar à l'air libre
g	[ms ⁻²]	Accélération de la pesanteur
h_{11}	[-]	Premier maximum de la fonction de Bessel d'ordre 1
K	[m ⁻¹]	Constante définie par $K = \frac{\pi d^2 \rho_A C_{D_0}}{8 m}$
L	[m]	Longueur totale du tube de calibre 160 mm
L_b	[mm]	Longueur de l'oiseau ou de son simulant
L_{bm}	[mm]	Longueur de la base de mesure de vitesse

$LICI_{95}$	[ms ⁻¹]	Lower limit of 95% Individual Confidence Interval
L_s	[s]	Période d'échantillonnage
L_W	[-]	Largeur de la fenêtre temporelle exprimée en nombre d'échantillons
m	[kg]	Masse du projectile
m_l	[kg]	Masse de poudre propulsive lente
m_v	[kg]	Masse de poudre propulsive vive
M	[-]	Nombre de courbes spectrales
N	[-]	Nombre d'échantillons
N_t	[-]	Nombre de tirs intervenant dans les données d'une série
p	[pixels]	Taille d'un voisinage
p_0	[MPa]	Pression maximale que peut supporter un tube
P	[MPa]	Pression
P_{Max}	[MPa]	Pression maximale mesurée à un endroit dans le tube
P_{ad}	[-]	Pression adimensionnelle obtenue en divisant P par $0,5 \rho U_0^2$
r_0	[m]	Rayon intérieur d'un cylindre
r_1	[m]	Rayon extérieur d'un cylindre
s	[pixels]	Pas de la méthode de corrélation
$s_{\Delta V}$	[ms ⁻¹]	Ecart-type sur ΔV
$s_{ \Delta V }$	[ms ⁻¹]	Ecart-type sur $ \Delta V $
S	[m ²]	Maître-couple du projectile
t	[s]	Temps lors du déplacement du projectile dans le tube
T	[s]	Durée de l'impact
T_{bm}	[s]	Temps de parcours du projectile dans la base de mesure
T_{ad}	[-]	Temps adimensionnel obtenu en divisant T par L_b/U_0
u	[pixels]	Composante selon OX du déplacement d'un point P
$U(t)$	[mm]	Déplacement horizontal d'un panneau
$UICI_{95}$	[ms ⁻¹]	Upper limit of 95% Individual Confidence Interval
U_0	[ms ⁻¹]	Vitesse d'impact de l'oiseau ou de son simulant
$V(t)$	[mm]	Déplacement vertical d'un panneau
v	[pixels]	Composante selon OY du déplacement d'un point P
V	[ms ⁻¹]	Vitesse d'un projectile
V_0	[ms ⁻¹]	Vitesse initiale d'un projectile
V_c	[ms ⁻¹]	Vitesse de croisière d'un aéronef
V_{exp}	[ms ⁻¹]	Vitesse expérimentale relevée lors d'un tir

V_i	[ms ⁻¹]	Vitesse d'un projectile à i mètres après le bouche du lanceur
V_{imp}	[ms ⁻¹]	Vitesse d'impact requise pour un projectile
V_{mes}	[ms ⁻¹]	Vitesse à la bouche mesurée lors d'un tir
V_{req}	[ms ⁻¹]	Vitesse à la bouche requise lors d'un tir
V_{th}	[ms ⁻¹]	Vitesse à la bouche prédite par un modèle théorique
V_{50}	[ms ⁻¹]	Vitesse correspondant à une probabilité de perforation de 50%
$W(t)$	[mm]	Déplacement transversal d'un panneau
$W_{ad}(t)$	[mm]	Déplacement transversal adimensionnel d'un panneau
W_{Ref}	[mm]	Valeur de référence de W
x	[m]	Mesure du déplacement du projectile dans le tube
ΔT	[s]	Intervalle de temps entre deux fenêtres temporelles
ΔV	[ms ⁻¹]	Différence entre la vitesse mesurée et la vitesse requise du projectile
$\overline{\Delta V}$	[ms ⁻¹]	Valeur moyenne de ΔV
$ \Delta V $	[ms ⁻¹]	Valeur absolue de ΔV
$\overline{ \Delta V }$	[ms ⁻¹]	Valeur moyenne de $ \Delta V $
ϵ_{xx}	[-]	Déformation selon l'axe OX
ϵ_{yy}	[-]	Déformation selon l'axe OY
ϵ_{xy}	[-]	Cisaillement
γ	[-]	Rapport entre C_p et C_v
λ	[-]	Allongement d'un simulant d'oiseau
λ_g	[m]	Longueur des ondes radar lors de leur propagation dans un guide d'ondes
λ_t	[m]	Longueur des ondes radar à l'air libre
ρ	[kgm ⁻³]	Masse spécifique du simulant d'oiseau
ρ_A	[kgm ⁻³]	Masse spécifique de l'air
σ_E	[MPa]	Limite d'élasticité
σ_r	[MPa]	Tension radiale
σ_t	[MPa]	Tension tangentielle
σ_x	[MPa]	Tension longitudinale

Remarque :

Lorsque le logiciel utilisé pour les présentations graphiques ne permet pas l'affichage des notations indicielles, les symboles de type V_{abc} seront remplacés par V_abc dans les légendes et les titres.

Abréviations

ABAL	Département de Systèmes d'armes et de Balistique de l'ERM
AEDC	Arnold Engineering and Development Center
AFFDL	Air Force Flight Dynamics Laboratory
AFFSCE	Air Forces Flight Safety Committee Europe
AIAA	American Institute of Aeronautics and Astronautics
AMMRC	Army Materials and Mechanics Research Center
ARA	Aeroballistic Range Association
ASCE	American Society of Civil Engineers
ASME	American Society of Mechanical Engineers
ASTM	American Standard Test Method
BMVC	British Machine Vision Conference
CAA	Civil Aviation Authorities
CAIP	International Conference on Computer Analysis of Images and Patterns
CCD	Charge Coupled Device
CD	Cylindre droit
CEAT	Centre d'Essais Aéronautique de Toulouse
CEH	Cylindre à extrémités hémisphériques
CFRP	Carbon Fiber Reinforced Plastic
CVPR	IEEE Conference Proceedings of Computer Vision and Pattern Recognition
CW	Continuous wave
DFT	Discrete Fourier Transform
DVRT	Differential Variable Reluctance Transformer
EASA	European Aviation Safety Agency
ECCV	European Conference on Computer Vision
ELL	Ellipsoïde
ERM	Ecole royale militaire
FAA	Federal Aviation Administration
FAR	Federal Aviation Regulation
FEA	Finite Element Analysis
FEM	Finite Element Method
FFT	Fast Fourier Transform
GFRP	Glass Fiber Reinforced Plastic

IABG	Industrieanlagen-Betriebsgesellschaft
IBSC	International Bird Strike Committee
ICCV	IEEE Conference Proceedings of International Conference on Computer Vision
ICIAP	International Conference on Image Analysis and Processing
ICPR	IEEE Conference Proceedings of International Conference on Pattern Recognition
ICRA	International Conference on Robotic and Automation
IJCV	International Journal of Computer Vision
INRIA	Institut National de Recherche en Informatique et Automatique
IVC	International Journal of Image and Vision Computing
JAA	Joint Aviation Authorities
JAR	Joint Aviation Regulation
JNC	Journée Nationale sur les Composites
LabVIEW	Laboratory Virtual Instrument Engineering Workbench
LVDT	Linear Variable Differential Transformer
MVA	International Journal of Machine Vision and Applications
NRC-IAR	National Research Council of Canada - Institute for Aerospace Research
OTAN	Organisation du Traité de l'Atlantique Nord
PAMI	IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence
PIA	Conference on Photogrammetric Image Analysis
PR	Journal of the Pattern Recognition Society
PU	Polyuréthane
SCIA	Scandinavian Conference on Image Analysis
STANAG	Accord de standardisation OTAN
SPH	Smooth Particle Hydrodynamics
SPSS	Statistical Package for Social Sciences
SSD	Sum of Squared Differences
STFT	Short Time Fourier Transform
ULB	Université Libre de Bruxelles
VI	International Conference on Vision Interface
WTA	Winner Takes All

Chapitre 1 :

Introduction et objectifs

N'allez pas là où le chemin peut mener.
Allez là où il n'y a pas de chemin et laissez une trace ...

Ralph Waldo Emerson

1 Résumé

Ce premier chapitre expose tout d'abord le contexte du présent travail. Du cadre général de la sécurité aéronautique au domaine particulier des essais expérimentaux relatifs à l'impact aviaire, il établit le cheminement suivi pour aboutir à la définition des objectifs concrets de cette thèse. Après en avoir souligné les originalités majeures, ce chapitre s'achèvera en décrivant l'articulation détaillée de l'écrit.

2 Le péril aviaire

Depuis les balbutiements de l'aviation, force est de constater que le ciel n'appartient pas qu'à l'homme. Les autres créatures qui y évoluent le lui rappellent régulièrement. C'est en 1912 qu'une collision entre un avion et un oiseau fait la première victime recensée : le pilote américain Calbraith Rogers, le premier pilote à avoir traversé les Etats-Unis d'Amérique, tombe dans l'océan après qu'un goéland percuté en vol a bloqué les commandes de son appareil [15]. Depuis lors, au moins 223 civils sont morts dans le monde au cours d'accidents dus à des impacts d'oiseau, dont 195 au cours des vingt dernières années [16].

Plus de 63 aéronefs civils ont été perdus, tandis que l'aviation militaire dénombre au moins 353 accidents graves et déplore au moins 165 décès. Ces chiffres constituent un minimum, les experts en la matière étant persuadés que tous les incidents et accidents ne sont pas rapportés et que le nombre réel de pertes est bien plus élevé¹. Ceci s'explique no-

1. Selon certains [6], la proportion d'impacts aviaires officiellement signalés et enregistrés pourrait ne pas excéder 20 % du nombre réel de collisions.

tamment par l'absence d'obligation internationale de rapporter des impacts aviaires et par la crainte de certains pays de publier ces statistiques pour éviter une perception négative du public en matière de sécurité aérienne. Depuis de nombreuses années, diverses organisations internationales² étudient différents aspects de l'impact aviaire. D'une part, des données concernant la présence et la migration d'oiseaux ont été analysées et cartographiées [7], permettant l'élaboration de cartes telles que celle de la figure 1.1.



FIGURE 1.1. Zones principales de danger d'impact aviaire en Europe. Source : [7].

D'autre part, des statistiques en provenance de différentes Forces Aériennes ont été compilées et exploitées [34]; la figure 1.2, extraite de ces résultats, présente notamment les nombres d'impacts d'oiseaux répertoriés de 1991 à 2000. Seuls les impacts sur avions chasseurs et chasseurs-bombardiers sont repris dans cette figure.

La figure 1.3 souligne le nombre croissant d'impacts enregistrés aux Etats-Unis au cours de ces dix-huit dernières années [4]. Entre le premier janvier 1990 et le trente juin 2008, ces statistiques dénombrent plus de 106.000 impacts aviaires signalés, impliquant plus de 450 espèces d'oiseaux. 90 % de ces impacts concernent des avions civils, le solde relevant de l'aviation militaire. Une analyse détaillée par état et par espèce fait l'objet d'un autre rapport exhaustif [18].

Aujourd'hui, deux types d'acteurs conjuguent leurs efforts pour réduire le risque de collision aviaire d'une part, minimiser les conséquences d'un éventuel impact d'autre part. Parmi les premiers, citons les exploitants d'infrastructures aéroportuaires, les responsables de la circulation aérienne et les pilotes eux-mêmes. Les conséquences d'un impact sont quant

2. Quelques organisations importantes dans le domaine sont l'IBSC (International Bird Strike Committee), le Bird Strike Committee USA, le Comité Canadien sur le Péril Aviaire et l'AFFSCE (Air Forces Flight Safety Committee Europe).

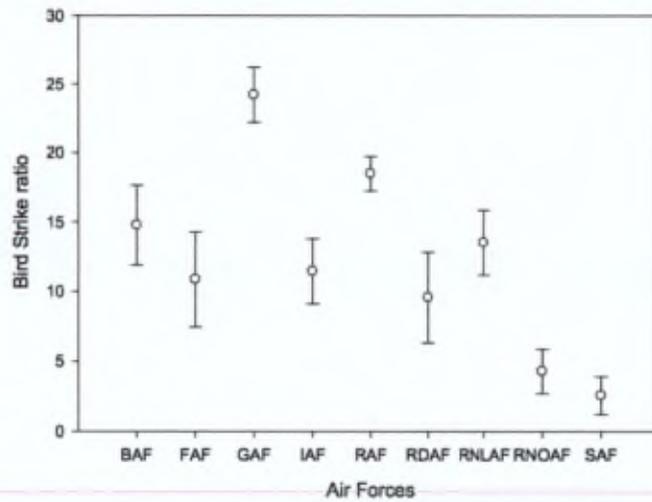


FIGURE 1.2. Moyenne et intervalle de confiance à 95 % du nombre d'impacts aviaires pour 10000 heures de vol pour les Forces Aériennes belge, française, allemande, israélienne, britannique, danoise, néerlandaise, norvégienne et espagnole entre 1991 et 2000. Source : [34].

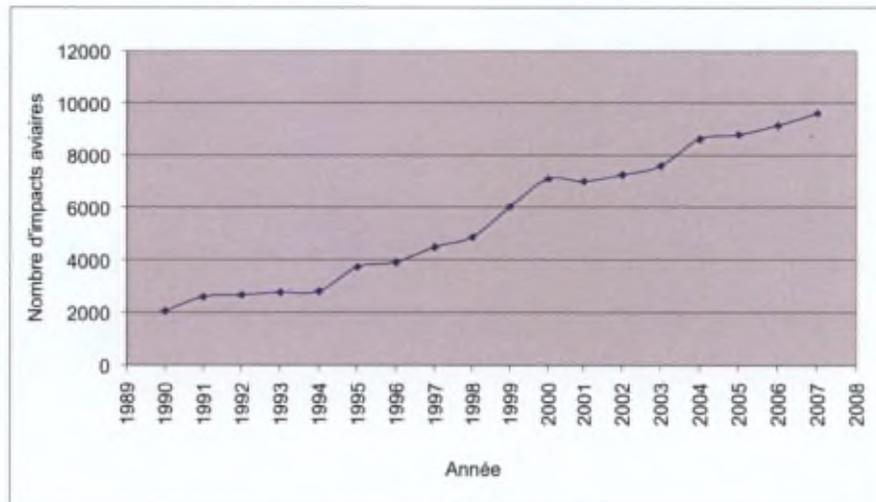


FIGURE 1.3. Evolution du nombre annuel d'impacts aviaires pour l'aviation civile aux Etats-Unis entre 1990 et 2007. Source : [4].

à elles limitées par les avionneurs et leurs nombreux sous-traitants lors de la conception de l'aéronef.

Les parties vitales d'un avion exposées à l'impact sont les moteurs et leur nacelle, les voilures, les empennages horizontal et vertical, le fuselage au niveau du nez ainsi que le pare-brise. Tant les motoristes que les fabricants de voilures et de verrières sont dès lors réellement concernés par la menace aviaire.

Si les fabricants de moteurs d'avion s'intéressent aux dégâts causés par l'ingestion d'un oiseau dans un turboréacteur, le souci des responsables d'éléments de voilure (fixes et mobiles) est de quantifier les dégâts causés à la structure et de limiter ceux-ci. L'impact aviaire constitue à ce titre une action non négligeable à prendre en compte pour le dimensionnement des bords d'attaque notamment.

La figure 1.4(a) montre un bord d'attaque déchiré lors de l'impact avec l'oiseau dont les résidus sont encore bien visibles. La figure 1.4(b) présente une aile de B-737 après collision avec un grand héron bleu. Les dégâts occasionnés aux aéronefs, on le voit, peuvent se révéler impressionnants, onéreux pour les compagnies aériennes et dangereux pour les passagers et les équipages. Faut-il rappeler le drame du C-130H belge qui s'écrasa à Eindhoven le 15 juillet 1996 suite à l'ingestion massive d'étourneaux dans ses moteurs, faisant 34 morts [10] ?



(a) Oiseau encastré dans un bord d'attaque. Source : [17].



(b) Aile endommagée après collision avec un grand héron bleu. Source : [18].

FIGURE 1.4. Dégâts typiques après impact aviaire.

3 Approche industrielle des risques liés à la collision aviaire

3.1 Les autorités aéronautiques

Depuis leur création, les autorités aéronautiques nationales civiles (*Civil Aviation Authorities, CAA*) édictent des règles pour assurer la sécurité dans les airs. Aux Etats-Unis par exemple, la *Federal Aviation Administration (FAA)* porte la responsabilité de garantir

la sécurité aérienne à tous les usagers. En Europe, la *European Aviation Safety Agency* (EASA) a succédé récemment aux *Joint Aviation Authorities* (JAA) avec un mandat de l'Union Européenne. Chacune de ces organisations a publié un nombre considérable de règles à respecter par les avionneurs lors de la mise en circulation d'avions commerciaux. Dans un souci de standardisation mondiale, de nombreux critères ont été mis en commun au cours des dernières décennies. Concernant l'impact aviaire, les normes à respecter ont été standardisées entre l'Europe et les Etats-Unis d'Amérique. A titre d'exemple, les deux versions de l'exigence concernant l'impact aviaire sur l'ensemble de la structure sont reprises ci-dessous. La vitesse nominale de croisière de l'avion est notée V_c .

Version américaine [11] : "*FAR Part 25, section 25.571. Damage-tolerance evaluation. The airplane must be capable of successfully completing a flight during which likely structural damage occurs as a result of impact with a 4-pound³ bird when the velocity of the airplane relative to the bird along the airplane's flightpath is equal to V_c at sea level or $0.85 V_c$ at 8000 feet⁴, whichever is more critical*".

Version européenne [9] : "*JAR Part 25, section 25.631. Bird strike damage. The aeroplane must be designed to assure capability of continued safe flight and landing of the aeroplane after impact with a 4 lb bird when the velocity of the aeroplane (relative to the bird along the aeroplane's flight path) is equal to V_c at sea level or $0.85 V_c$ at 8000 feet, whichever is the more critical. Compliance may be shown by analysis only when based on tests carried out on sufficiently representative structures of similar design*".

Le seconde phrase de ce dernier paragraphe établit implicitement les bases de la pratique en matière de certification. La certification est la démonstration par l'avionneur que ses fournitures sont conformes à la réglementation. Certains essais devront impérativement être réalisés en grandeur réelle, d'autres aspects pouvant être démontrés par analyse comparative. L'ensemble des essais auxquels un avionneur soumet ses structures pendant leur mise au point se compose dès lors d'essais officiels, dits de certification, et d'essais internes, dits de développement.

3.2 La certification

Pour faire certifier un composant d'avion, la résistance des différentes parties critiques de celui-ci doit être démontrée. Dans le cas des voilures par exemple, ce sont typiquement les bords d'attaque des volets hypersustentateurs (*flaps*) qui seront sollicités. Afin d'évaluer dans quelle mesure l'avion touché en vol par un oiseau sera en mesure de rejoindre en toute sécurité l'aéroport le plus proche, les différentes conséquences possibles de l'impact sont identifiées et analysées. Dans le cas où l'énergie cinétique de l'oiseau n'est pas totalement absorbée par le bord d'attaque, c'est-à-dire s'il y a perforation de celui-ci, c'est l'énergie résiduelle qui est déterminée. Cette énergie sert alors de paramètre d'entrée

3. 1 pound = 1 lb = 0,4536 g ; la masse de 4 lb équivaut à 1,814 kg, valeur que l'on retrouvera tout au long de la thèse.

4. 1 foot = 0,3048 m.

pour l'étude de la résistance de l'élément de structure suivant que rencontreront les débris d'oiseau.

Les essais de certification, supervisés par les autorités aéronautiques, se déroulent dans des conditions aussi proches que possible de la réalité. Les normes en vigueur [13] prévoient l'emploi d'un poulet fraîchement abattu (*freshly killed chicken*) comme simulant d'oiseau. Les essais n'ont pas lieu en vol mais bien au sol ; l'élément d'avion à éprouver est arrimé sur un support et le poulet est projeté vers lui à la vitesse ad hoc. Pour des raisons évidentes d'éthique et d'hygiène, ces tirs sont réduits au strict minimum, et pour les tirs de développement, une autre solution a dû être trouvée.

4 Phase de développement

Pendant la phase de développement de voilures, des simulations numériques sont bien entendu utilisées chaque fois que possible ; toutefois, un certain nombre d'essais demeure indispensable pour valider les calculs. Afin de ne pas recourir systématiquement à l'emploi de poulets, un simulant a été développé. Il s'agit d'un corps gélatineux, aujourd'hui universellement accepté comme simulant type pour les essais d'impact aviaire.

La majorité des centres d'essais de par le monde accélèrent cet impacteur gélatineux au moyen de lanceurs pneumatiques, faisant appel à une réserve d'air comprimé libérée instantanément. La détente de l'air dans un canon propulse alors le simulant, qui est généralement protégé pendant son séjour dans le lanceur par un conteneur cylindrique évidé.

Une autre technologie est cependant envisageable : il s'agit d'un lanceur pyrotechnique, dans lequel la combustion de poudre propulsive serait utilisée comme générateur de gaz. C'est la mise au point d'un tel lanceur qui constitue le premier défi de ce travail.

5 Passage aux matériaux composites

Comme dans d'autres secteurs industriels, le remplacement progressif et localisé de tôles métalliques par des panneaux en matériau composite est une tendance indéniable dans le domaine de la construction aéronautique. La masse spécifique moindre de tels matériaux composites et leur capacité à être moulés dans des formes complexes sont les raisons principales de cette évolution. La caractérisation de leurs modes de défaillance étant toutefois plus délicate - car moins bien connue encore - que celle de l'aluminium par exemple, de nombreux essais de tir sur de tels panneaux s'imposent. Ils permettent d'identifier certains paramètres du matériau et, partant, d'augmenter la qualité des simulations numériques par éléments finis. Certaines pièces aéronautiques devant présenter une résistance supérieure à ce que peuvent garantir les composites actuels, des solutions hybrides - mi-métal, mi-composite - apparaissent aujourd'hui. Ces panneaux, particulièrement fragiles aux in-

terfaces rivetées entre les deux matériaux, doivent eux aussi être soumis à de multiples essais de développement.

La SONACA S.A., entreprise de construction aérospatiale située à Gosselies, est la maison mère d'un groupe de sociétés situées au Brésil, au Canada et aux Etats-Unis. Ses principales activités sont le développement, la fabrication, l'assemblage et le test de structures aérospatiales. SONACA S.A. est reconnue mondialement pour son savoir-faire et sa participation active dans le développement des technologies nouvelles. A ce titre, un partenariat avec la Région wallonne a vu le jour dans le cadre du plan Marshall. Ce plan vise à dynamiser l'économie wallonne par la poursuite de cinq axes, dont le premier est le développement de pôles de compétitivité⁵. Au travers de Skywin, le pôle de compétitivité pour les secteurs de l'aéronautique et du spatial, SONACA S.A. a obtenu le soutien au projet APC (Avion Plus Composite). Ce projet, à l'échelle de la Wallonie, vise au développement de matériaux composites à fibres courtes ou à fibres longues tissées et matrices polymères thermoplastiques ou thermodurcissables pour des applications aéronautiques (structure ou moteur).

6 Objectifs de la thèse

Dans ce cadre général, la présente thèse se fixe deux objectifs distincts et complémentaires.

6.1 Lancement d'un projectile

Dans une première phase, il s'agira de développer et de valider un lanceur pyrotechnique pour simulants de volatiles. Sur base de l'état de l'art scientifique qui sera dressé au chapitre deux, l'opportunité d'un tel lanceur sera démontrée. Fonctionnant au moyen de poudre propulsive, ce canon devra tout d'abord répondre à certaines exigences dans le domaine de la sécurité opérationnelle. Il devra être capable de lancer le projectile de manière reproductible à des vitesses compatibles avec les exigences des normes internationales. Ces vitesses devront pouvoir être réglées au moyen d'une méthode simple et fiable. La mesure de la vitesse devra répondre aux exigences traditionnelles de précision et de fiabilité. Des impératifs économiques restreindront les technologies envisagées à des solutions pragmatiques et robustes.

5. Un pôle de compétitivité peut être défini comme *la combinaison d'entreprises, d'organismes de formation et d'unités de recherche publiques et privées engagés dans une démarche partenariale destinée à dégager des synergies autour de projets communs au caractère innovant. Ce partenariat s'organisera autour d'un marché et d'un domaine technologique et scientifique qui lui est attaché et devra rechercher la masse critique pour atteindre une compétitivité mais aussi une visibilité internationale.*

6.2 Mesure dynamique de la déformation

Une fois ce lanceur mis au point, il s'agira de développer une méthode de mesure dynamique de la déformation observée dans un panneau plan. En effet, lors d'essais d'impacts sur des panneaux métalliques ou en matériaux composites, une des grandeurs observées est le déplacement transversal (hors-plan) du panneau. Cette mesure se fait aujourd'hui de manière statique après le tir ; on enregistre de la sorte la valeur résiduelle d'une déformation élasto-plastique (dans le cas de panneaux métalliques) ou élastique (dans le cas de la majorité des matériaux composites). Un état de l'art détaillé, élaboré au chapitre trois, permettra de constater que l'observation de cet allongement résiduel n'apporte pas assez d'informations en matière de paramètres caractéristiques du matériau. Disposer d'une courbe donnant l'allongement hors plan en fonction du temps permettrait de pallier cette lacune.

7 Organisation du travail

Les deux objectifs décrits ci-avant imposent naturellement l'articulation du présent document en autant de chapitres majeurs.

Le chapitre 2 décrit donc, à l'issue d'un tour d'horizon des techniques existantes, la mise au point du lanceur pyrotechnique avec ses aspects expérimentaux et métrologiques.

Le chapitre 3 est consacré à la mesure dynamique de la déformation des panneaux. Un état de l'art scientifique y est brossé, permettant de choisir la méthode la plus adaptée aux exigences formulées. Le logiciel mettant en application la technique sélectionnée est décrit et les résultats obtenus sont présentés, analysés et validés.

Le chapitre 4 enfin présente les conclusions générales du travail. Il ouvre des pistes de réflexion pour la poursuite de la recherche et suggère différentes perspectives d'avenir.

Afin de garantir la fluidité de la lecture du document principal, les éléments d'information non indispensables en ont été extraits et placés en annexe. Le lecteur trouvera en annexe A des compléments concernant les aspects technologiques de la mise au point du lanceur pyrotechnique à double étage. L'annexe B reprend les détails de la mesure de l'accélération dans le lanceur ; les finesses de l'emploi d'algorithmes de traitement numérique du signal y sont dévoilées. L'annexe C présente quelques méthodes d'extensométrie optique abordées au chapitre 3. En annexe D enfin ont été détaillées certaines pistes, annoncées au chapitre 4, pour l'exploitation future des techniques mises au point.

8 Contributions originales de la thèse

La présente thèse se distingue des publications existantes à plus d'un titre.

L'interdisciplinarité en est certainement le plus marquant. En effet, c'est la première fois qu'un même travail couvre des aspects aussi diversifiés que la balistique intérieure, la métrologie balistique, le traitement des signaux numériques, l'extensométrie laser et la stéréoscopie par corrélation d'images.

La mise au point d'un lanceur pyrotechnique à double étage pour le tir de simulants d'oiseau constitue une deuxième originalité. Alors que tous les autres centres d'essais utilisent des lanceurs pneumatiques, le défi du développement d'un engin fonctionnant à base de poudre propulsive a été relevé. L'enjeu est de pouvoir maîtriser finement la vitesse du simulant à la bouche et de développer la capacité d'effectuer des tirs successifs à une cadence élevée, irréalisable avec des lanceurs pneumatiques. Ce défi a été mené à bien, comme le confirment les tirs de validation et la comparaison avec les résultats d'autres centres d'essais. Les aspects pratiques relatifs à l'optimisation du conteneur et du simulant d'oiseau ont été autant d'étapes cruciales et novatrices dans ce développement.

La mise en oeuvre de techniques de pointe et d'algorithmes optimisés de corrélation d'images pour obtenir par stéréoscopie le champ des allongements d'un élément d'avion constitue à notre sens la troisième preuve d'originalité de la présente thèse. L'exploitation concrète que l'industriel pourra faire de ces résultats lui permettra d'améliorer la validité de ses modèles de simulation numérique et laisse augurer de nouveaux pas en avant dans la migration vers les matériaux composites.

* * * * *

Chapitre 2 :

Le lanceur pyrotechnique à double étage

Il n'y a point de chemin trop long à qui marche lentement et sans se presser ;
il n'y a point d'avantages trop éloignés à qui s'y prépare par la patience

Jean de la Bruyère

1 Résumé

Ce chapitre expose la mise au point d'un lanceur pyrotechnique. Celui-ci doit répondre à certaines exigences afin de pouvoir projeter le simulant de volatile dans les conditions souhaitées. Ces contraintes seront détaillées au sein d'une première section avant que ne soit dressé l'état de l'art en matière de "canons à poulets"⁶ et de simulants. Sur la base des solutions existantes, un choix original a été opéré afin de rencontrer les objectifs de manière efficace : il fait l'objet de la section suivante. Celle-ci abordera tout d'abord les aspects liés à la propulsion pyrotechnique du projectile. Les questions relatives au conteneur et au projectile seront développées ensuite, avant qu'une importante partie ne soit dédiée aux aspects de métrologie balistique ; ici seront abordées les mesures de pression, de vitesse et d'accélération. Les réalisations en matière d'imagerie haute-vitesse seront également exposées au sein de cette partie du travail. Le chapitre se refermera sur une synthèse des résultats obtenus, leur critique et quelques conclusions partielles.

2 Objectifs et exigences

En termes simples et compte tenu des vitesses de croisière actuelles des avions commerciaux, l'objectif assigné pourrait de prime abord s'énoncer par la proposition suivante :

6. Le terme *chicken gun* est fréquemment utilisé pour désigner des lanceurs qui le plus souvent projettent des simulants et non des volatiles.

"Accélérer au moyen d'un lanceur et amener sur une trajectoire horizontale un projectile simulant un oiseau de 1,814 kg à une vitesse imposée et comprise entre 80 et 180 m/s". Une analyse plus fine impose toutefois l'ajout de plusieurs contraintes supplémentaires telles que la sécurité physique des opérateurs, la tolérance acceptable entre vitesse imposée et vitesse obtenue, la reproductibilité de la mesure de vitesse et l'état d'intégrité du simulant après le lancement. Ces contraintes secondaires impliquent à leur tour des exigences en matière d'arsenal métrologique : des mesures de pression et de vitesse seront aussi incontournables que l'observation des projectiles en vol pour se prononcer sur leur tenue mécanique au lancement.

3 Etat de l'art

3.1 Le lanceur

Le mode de lancement sans conteste le plus répandu pour les essais d'impact aviaire est pneumatique. Le principe de ce lanceur, illustré à la figure 2.1, prévoit qu'une réserve de gaz, préalablement comprimée dans un réservoir au moyen d'un compresseur, soit libérée quasi instantanément dans un canon où se trouve le projectile. Ce projectile est guidé, pendant son trajet dans le canon, par un conteneur cylindrique creux ; ce dernier est séparé du projectile avant l'impact.

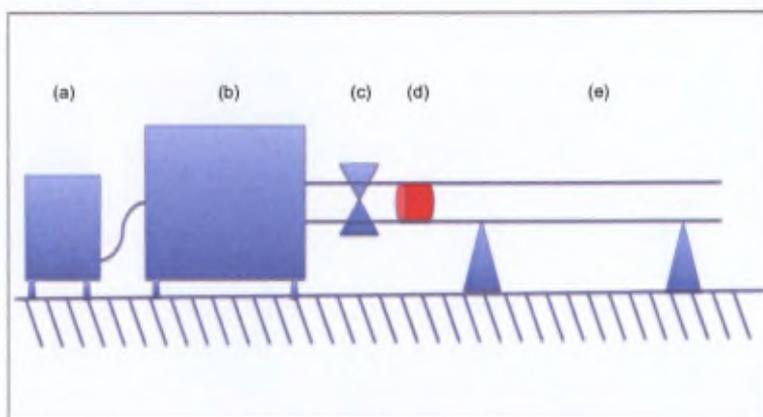


FIGURE 2.1. Principe du lanceur pneumatique : (a) Compresseur ; (b) Réservoir ; (c) Vanne rapide ; (d) Projectile ; (e) Canon.

Les avantages de cette technologie sont le faible coût d'acquisition et d'entretien - particulièrement si une production centralisée d'air comprimé est disponible sur site - , les basses pressions utilisées et la capacité d'être mise en oeuvre en environnement hostile. Parmi les inconvénients, on se doit de citer l'encombrement de l'installation - les canons atteignent facilement des longueurs de 15 à 20 m - ainsi que l'importance du temps requis pour comprimer l'air nécessaire à un tir. Dans certains centres d'essais français ou

allemands, ce laps de temps est tel qu'il limite le nombre de tirs possibles sur une journée à trois ou quatre.

Pourtant, les débuts de la recherche en matière d'impact aviaire ont été opérés avec un lanceur à poudre. En 1974 déjà, une chambre de combustion est connectée à un tube de diamètre 89 mm au moyen d'un convergent afin d'obtenir une poussée aussi constante que possible [22]. Le tube, d'une longueur de 4,30 m, est fendu longitudinalement vers la bouche afin de réduire progressivement la poussée. Cette expérience n'a jamais été renouvelée après ces essais isolés.

Depuis lors, tous les rapports qu'il nous a été donné de consulter mentionnent l'emploi de canons pneumatiques. Que ce soit dans les mêmes années mais ailleurs aux Etats-Unis [119], quelques années plus tard avec les mêmes scientifiques qu'en 1974 [69] ou plus récemment [41], la solution est et reste pneumatique. Certains [20] optent aujourd'hui pour des dispositifs plus originaux que d'autres, mais personne n'emploie de solution basée sur un autre apport en énergie que l'air comprimé.

A notre connaissance, tous les centres d'essais contemporains utilisent ce type de lanceur. Pour n'en citer que quelques-uns, le CEAT en France, IABG en Allemagne, le NRC-IAR au Canada, l'AEDC aux Etats-Unis sont équipés de lanceurs pneumatiques. Parmi les industriels équipés de dispositifs de lancement, Boeing à Seattle [45] et Saint Gobain Sully en France [50] notamment mettent en oeuvre, eux aussi, des solutions pneumatiques.

Il est intéressant d'observer que même dans sa version la plus récente, la norme américaine ASTM F330 [13] relative à la procédure d'essais pour verrières aéronautiques décrit une installation... pneumatique. Une des raisons en est peut-être que l'emploi de substances chimiques énergétiques telles que de la poudre propulsive est soumis à une législation spécifique qui le restreint à des sociétés et organismes dûment autorisés.

3.2 Le simulant

3.2.1 Le besoin

Pour des raisons de répétabilité - au sein d'un même laboratoire - et de reproductibilité - entre différents laboratoires - , il est rapidement apparu incontournable de remplacer le volatile par un simulant artificiel. En effet, l'hétérogénéité inhérente aux animaux rendait quasi impossible une spécification du "projectile" suffisamment rigoureuse pour atteindre ces deux objectifs. De plus, l'orientation du volatile pendant sa trajectoire jusqu'à l'impact est difficilement contrôlable. Une dernière motivation, moins scientifique mais bien compréhensible, relève de l'hygiène et de la santé publique. Des déchets organiques au sein d'un centre d'essais doivent en effet être éliminés systématiquement et totalement avant leur

putréfaction. Enfin, une des trois règles de base appliquées par les commissions d'éthique⁷ chargées d'autoriser les essais avec animaux est de tenter de remplacer l'essai nécessitant la mise à mort d'un l'animal par un autre type d'essai.

3.2.2 Caractérisation de l'impact aviaire réel

Avant de passer aux simulants, il a fallu caractériser l'impact par un volatile réel. C'est l'objet d'une série d'essais remontant au milieu des années 1970. Sous la direction de Barber et Rand, un laboratoire de la U.S. Air Force en Ohio met au point un moyen de lancement et étudie l'attitude de l'oiseau en vol et de la cible à l'impact. Le *Air Force Flight Dynamics Laboratory* publie une première analyse [118] puis un volumineux rapport [22] dans lequel sont relatés tant le dispositif d'essai que les premiers résultats d'impact aviaire en laboratoire. De petits oiseaux, de masse comprise entre 70 et 125 g, sont lancés à des vitesses allant de 60 à 350 m/s sur des plaques d'acier verticales équipées de capteurs de pression. Les résultats de ces essais constituent une première banque de données des pressions relevées sur la cible en fonction de la vitesse de l'oiseau, de sa masse et de la distance entre le point de mesure et le centre de l'impact. Le tableau 2.1 présente quelques extraits de ces résultats.

TABLE 2.1. Pressions expérimentales lors de l'impact aviaire - Quelques extraits des résultats de Barber et al. Source : [22]

N° du tir	Masse (kg)	Vitesse (m/s)	Pression (MPa)	Distance au centre de l'impact ⁸ (cm)
5139	0,089	148	36,0	0
5139	0,089	148	26,3	1,27
5139	0,089	148	17,3	2,54
5140	0,126	152	26,6	0
5140	0,126	152	19,9	1,27
5140	0,126	152	9,0	2,54
5141	0,132	171	30,0	0
5141	0,132	171	24,9	1,27
5141	0,132	171	7,9	2,54

Ces données permettent d'esquisser un lien entre les paramètres susmentionnés, comme illustré à la figure 2.2.

7. La règle des trois R (Réduire, Raffiner, Remplacer), élaborée en 1959, constitue le fondement de la démarche éthique appliquée à l'expérimentation animale en Europe et en Amérique du Nord [19].

8. Ces distances proviennent de multiples du pouce impérial (1 in = 2,54 cm).

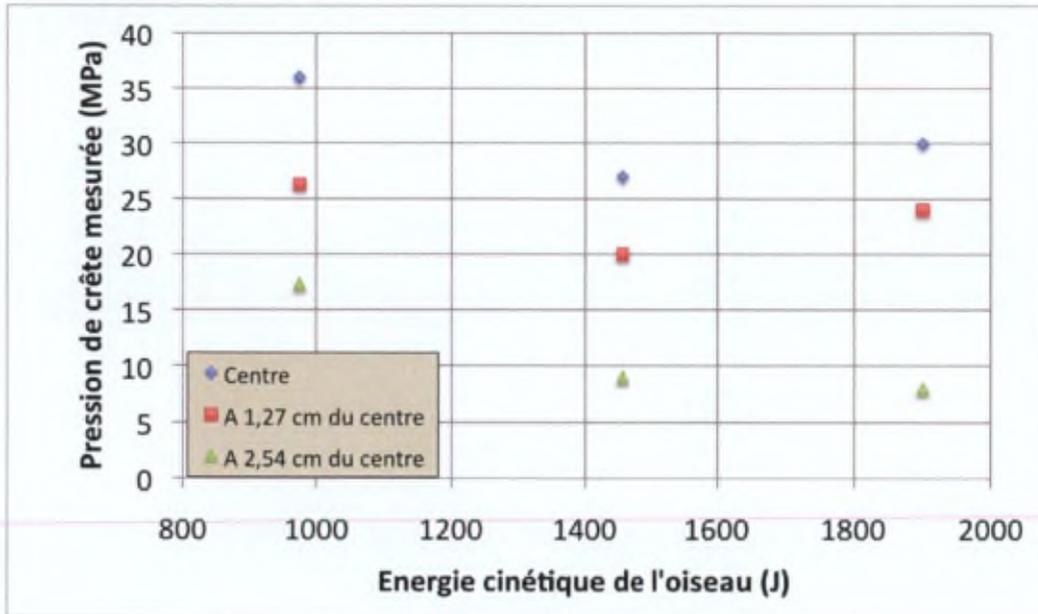


FIGURE 2.2. Pression mesurée en fonction de l'emplacement du capteur et de l'énergie cinétique de l'oiseau. Source des données chiffrées : [22].

3.2.3 Mise au point d'un simulant

Outre un faible coût de fabrication et une disponibilité immédiate, le cahier des charges du simulant à développer requiert d'une part que la sollicitation mécanique qu'il induit soit identique à celle d'un véritable oiseau, d'autre part que les essais soient reproductibles. De nombreux essais de lancement de poulet sont réalisés [119], et le relevé des sollicitations mécaniques est typiquement celui de la figure 2.3. On y lit la pression mesurée en fonction d'un paramètre adimensionnel T_{ad} . Celui-ci est une combinaison de T , U_0 et L_b , où T est la durée de l'impact, U_0 est la vitesse du projectile à l'impact et L_b est la longueur de l'oiseau. L'abscisse T_{ad} est un "temps adimensionnel" défini par

$$T_{ad} = \frac{TU_0}{L_b} \quad (2.1)$$

Par construction, ce paramètre vaut l'unité lorsque l'impact est terminé⁹.

Deux caractéristiques peuvent être observées sur cette courbe. D'une part, un pic de pression, court et important, au début de l'impact. Après cela, une pression soutenue pendant un temps bien plus important. La pression maximale est appelée pression de choc

9. Certains auteurs [56] exploitant les travaux de [22] définissent de manière analogue une "pression adimensionnelle" P_{ad} comme le rapport entre la pression mesurée P et la pression dynamique $0,5 \rho U_0^2$, où ρ est la masse spécifique de l'oiseau.

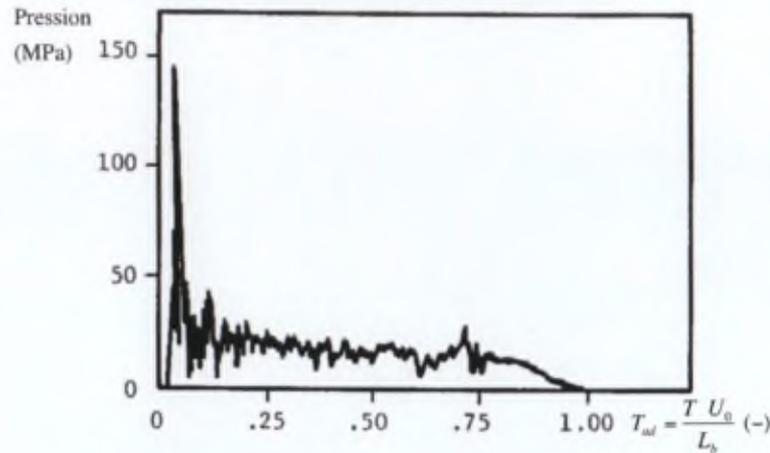


FIGURE 2.3. Allure typique du relevé expérimental de la pression lors de l'impact normal d'un oiseau à $U_0 = 197 \text{ m/s}$. Source : [119].

ou pression de Hugoniot¹⁰, la pression soutenue est appelée pression de régime. Au vu de ce trait typique de la distribution de la pression, trois contraintes concrètes vont découler du souci de similitude entre oiseau réel et simulant. Il s'agira de reproduire non seulement l'impulsion totale de l'impact aviaire, mais également l'évolution de la pression sur la surface touchée. En d'autres termes, l'impact simulé devra présenter par rapport à impact réel une amplitude identique au niveau de la pression de choc, un instant identique de chute de pression (passage de la pression de choc à la pression de régime) et une intégrale identique de la pression en fonction du temps.

Les pressions observées étant de loin supérieures aux tensions auxquelles peuvent résister les os et la chair d'un volatile, l'impact est de type hydrodynamique. Une toute première tentative de simulant a dès lors logiquement consisté en un cylindre d'eau. Pour des raisons pratiques - un projectile liquide étant très difficile à projeter - l'eau fut congelée. Au vu des dégâts occasionnés aux capteurs de pression par ces premiers tirs, force fut de constater que les chocs avaient été trop violents ; une étude de la densité des oiseaux fut abordée. De la comparaison de la densité moyenne d'un poulet, de l'ordre de 0,90 à 0,95, avec celle de ses composants organiques solides - de l'ordre de 1,06 - fut déduite l'existence de cavités dans le volatile¹¹. Il en découla le concept de simulant avec inclusions d'air.

10. Une modélisation analytique de l'impact par corps mou (*soft body impact*) illustrant l'importance de cette pression de choc peut être trouvée en [27].

11. La densité du poulet fut corroborée quelques années plus tard lorsque Hamershock établit les densités de douze espèces d'oiseaux [49]. Son étude permit de confirmer le caractère conservateur des essais au poulet, la densité de toutes les autres espèces étant nettement plus faible (0,6 à 0,8).

Deux matériaux furent ensuite examinés de manière approfondie. D'une part, un caoutchouc synthétique, vulcanisé à température ambiante, caractérisé par une porosité de 50 % et une densité de 1,33. Ce caoutchouc devait correctement reproduire le chargement mécanique issu de l'impact de l'oiseau. D'autre part, les caractéristiques physiques de l'oiseau devaient être particulièrement bien reproduites par une gélatine comportant 15 % de microballons de phénol et de densité comprise entre 0,90 à 0,95.

Pour des masses de volatile ou de simulant comprises entre 60 g et 4 kg, des comparaisons furent ensuite effectuées entre les pressions mesurées à l'impact de ces deux simulants et les sollicitations réelles dues à l'impact d'oiseaux. A la fin de leurs travaux [119], Wilbeck et Rand concluent que les deux candidats satisfont de manière équivalente à l'ensemble de critères sauf un : c'est dans la reproduction de la pression de choc que la gélatine l'emporte nettement sur le caoutchouc. C'est pourquoi la gélatine dopée aux microballons de phénol est devenue depuis lors le simulant d'oiseau par excellence en matière d'impact aviaire.

Une seconde caractéristique à fixer pour déterminer le simulant est sa forme géométrique. Celle-ci contribue significativement à la similitude entre la sollicitation qu'il crée et celle induite par la collision avec le volatile réel. Trois géométries facilement réalisables ont été développées et comparées. Le cylindre à extrémités hémisphériques (CEH) tel qu'illustré à la figure 2.4(b) a fait l'objet de nombreuses expérimentations et simulations numériques [1, 43, 50, 56, 68]. D'autres [2, 25, 48] lui ont préféré l'ellipsoïde (ELL) de la figure 2.4(c). Certains enfin, plus rares, ont essayé le cylindre droit (CD) de la figure 2.4(a). Une récente étude comparative [70] établit, sur base de simulations numériques de type éléments finis, que la force d'impact maximale obtenue avec CD dépasse de 43 % celle de CEH, elle-même supérieure de 30 % à celle de ELL. Quant à l'allongement λ , rapport entre les grandeurs L_b (longueur totale) et D_b (diamètre) illustrées sur la figure 2.4, la même étude démontre qu'il n'influence quasi pas la pression adimensionnelle P_{ad} . En pratique, la valeur de λ est souvent choisie proche de 2 [67].

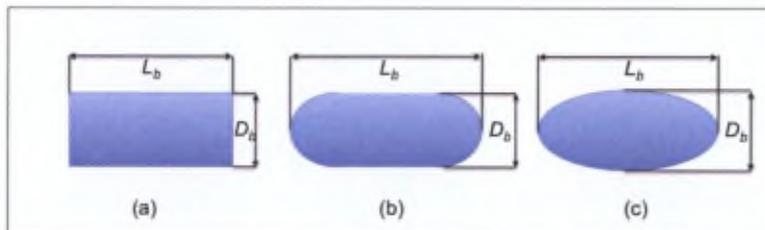


FIGURE 2.4. Géométries typiques pour simulants gélatineux : (a) Cylindre droit ; (b) Cylindre à extrémités hémisphériques ; (c) Ellipsoïde.

Les considérations qui précèdent établissent pourquoi le simulant quasi universellement admis pour les essais d'impact aviaire est aujourd'hui le CEH en gélatine. Ses dimensions sont généralement proches de $L_b = 220$ mm et $D_b = 120$ mm. Sa masse valant 1,814 kg, sa densité avoisine la valeur de 0,935.

4 Mise au point du lanceur pyrotechnique

Un lanceur pyrotechnique est basé sur l'emploi de l'énergie chimique contenue dans une poudre propulsive.

Dans une arme à feu de petit calibre, cette poudre propulsive est contenue dans une cartouche. Celle-ci se compose d'une douille - étui métallique contenant la poudre - et d'un projectile - la balle - serti sur la douille. Le projectile est arraché de cette dernière lorsque la poudre, mise à feu au moyen de l'amorce, se met à brûler et génère des gaz de combustion à haute température et haute pression. Sous l'effet de cette pression, le projectile est alors accéléré dans le canon et quitte l'arme à feu.

Dans un lanceur pyrotechnique, le "projectile" à accélérer est le volatile - typiquement un poulet - ou son simulant gélatineux. Ce projectile ne peut pas être soumis directement à la poussée des gaz¹². Pendant son trajet dans le tube, il est dès lors, comme dans un lanceur pneumatique, protégé et guidé par un conteneur cylindrique évidé.

L'ensemble conteneur et contenu, appelé projectile complet, est accéléré par les gaz de combustion. Comme dans le cas d'une arme à feu classique, la poudre propulsive est contenue dans une douille. Toutefois, aucune balle n'est sertie sur la douille. C'est le principe des cartouches à blanc, également démunies de tout projectile pouvant quitter le canon. La montée en pression est assurée par une obturation provisoire de la douille, obtenue par exemple au moyen d'un pincement de ses parois.

Le diamètre du simulant gélatineux étant de l'ordre de 120 mm, c'est un canon d'un diamètre supérieur qu'il faudra employer pour l'accélérer. Tenant compte de l'épaisseur minimale pour le conteneur, le choix s'oriente vers un diamètre intérieur de 160 mm.

Le choix de l'arme à utiliser pour engendrer la poussée se fait grâce à une analyse de l'ordre de grandeur des énergies cinétiques disponibles à la bouche. Le tableau 2.2 présente, pour quelques calibres et systèmes d'armes courants, la vitesse du projectile à la bouche, notée V_0 , et son énergie cinétique à la bouche, notée E_0 . Pour la simulation de l'impact aviaire, l'impacteur aura une masse de 1814 g; celle de son conteneur peut être estimée à 1200 g. Tenant compte d'une V_0 maximale de 180 m/s, c'est d'environ 49 kJ qu'il faut pouvoir disposer à la bouche.

Pour atteindre ces performances, le choix s'est porté sur un canon Hispano-Suiza HS-804 tirant des munitions 20 x 110 mm. Ce canon anti-aérien a été retiré d'emploi à l'armée belge il y a quelques années déjà; un exemplaire apte au tir fait toutefois partie des équipements du laboratoire du Département de Systèmes d'armes et de balistique (ABAL) de l'Ecole royale militaire (ERM).

12. Exposer directement le projectile aux gaz de combustion compromettrait en effet l'étanchéité indispensable entre la paroi intérieure du tube et le projectile; d'autre part, la tenue mécanique du projectile gélatineux risque également d'être mise à mal sans protection contre les gaz dont la température peut atteindre plusieurs centaines de degrés Celsius.

TABLE 2.2. Energie cinétique à la bouche E_0 pour quelques systèmes d'armes.

Calibre (mm)	Hauteur de douille (mm)	Type d'arme (-)	Masse projectile (g)	V_0 (m/s)	E_0 (kJ)
12,7	99	Mi 12,7 mm HB	43	890	17
20	102	Vulcan M61A2	102	1040	55
20	110	HS 804	136	840	48
30	113	ADEN	220	740	60

Le lanceur pyrotechnique se compose finalement de ce canon de 20 mm et d'un tube de diamètre intérieur 160 mm ; ce dernier est connecté au canon de 20 mm au moyen d'un cône divergent. Cet enchaînement de deux tubes est à l'origine de l'appellation "double étage". A la bouche du tube est fixé un séparateur métallique afin d'intercepter le conteneur : seul le projectile (poulet ou simulant gélatineux) doit en effet atteindre le panneau-cible. La figure 2.5 illustre le principe de l'ensemble du dispositif.

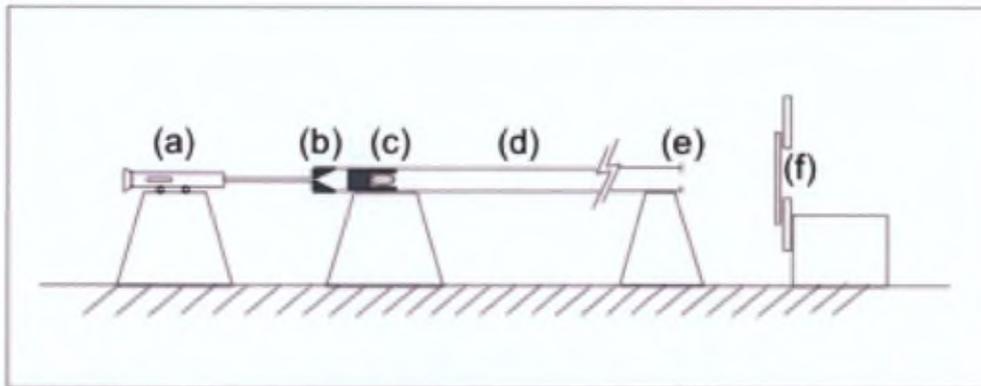


FIGURE 2.5. Principe du lanceur pyrotechnique : (a) Canon de 20 mm ; (b) Cône divergent ; (c) Projectile dans son conteneur ; (d) Canon de 160 mm ; (e) Séparateur ; (f) Panneau-cible.

4.1 Aspects liés à la propulsion

4.1.1 Choix du type de poudre

Ce sont le type et la quantité de poudre qui conditionnent les paramètres de la combustion et, partant, la vitesse initiale atteinte par le projectile à la sortie du tube de calibre 160 mm. Des essais préliminaires [35] ont été effectués pour sélectionner la poudre à utiliser. Lors de ces essais, il est rapidement apparu qu'au vu des circonstances particulières de la combustion - notamment le volume de chambre initial très important -, la mise au

point avec un seul type de poudre était impossible. En effet, choisir une poudre trop lente¹³ ne permettait pas d'obtenir la montée en pression suffisante à une combustion efficace de la poudre. D'autre part, l'emploi exclusif d'une poudre trop vive risquait de provoquer des pressions excessives. Il a par conséquent été indispensable de sélectionner deux poudres à employer conjointement. La première, de vivacité importante, permet d'assurer une montée en pression rapide. La seconde, plus lente, assure que la combustion dure suffisamment longtemps.

Le choix des poudres s'est inspiré de l'expérience disponible au laboratoire ABAL et ce sont deux poudres connues et faciles à approvisionner qui ont été sélectionnées. Il s'agit d'une poudre vive à paillettes de type *Blank* pour munitions de calibre 12,7 mm et d'une poudre lente sphérique de type *Ball* pour munitions à balle.

Ces essais préliminaires ont connu un volet expérimental, mais aussi une tentative de simulation numérique de la combustion. Basée sur un modèle analytique de balistique intérieure, cette tentative a malheureusement été vouée à l'échec car le logiciel disponible ne permet que de considérer un mélange de deux poudres. Or, la poudre *Ball* est une poudre sphérique lissée, c'est-à-dire composée d'une sphère d'un premier type de poudre enrobée d'une substance flegmatisante d'une seconde composition chimique. Le mélange de la poudre vive et de la poudre lente doit dès lors être considéré comme constitué de trois poudres distinctes, ce qui dépasse les possibilités du logiciel.

Lors des premiers essais avec ces poudres, une extrême prudence a été de mise puisque tant le cône divergent que les premiers projectiles étaient "artisanaux". Les mesures de pression qui ont été réalisées pendant ces phases du développement afin de garantir la sécurité du personnel seront détaillées plus loin.

4.1.2 Choix du paramètre de réglage de la vitesse

Après avoir choisi les types de poudres, il a fallu déterminer la manière dont allait être réglée la vitesse V_0 . Dans une arme de petit calibre, la vitesse initiale est essentiellement déterminée par le type et la masse de poudre dans la douille : c'est - dans des conditions de tir standard et aux variations aléatoires près - une constante. Ceci n'est pas le cas du lanceur pyrotechnique qui doit offrir, comme mentionné au paragraphe 3.1 du présent chapitre, la possibilité de faire varier la vitesse initiale entre deux bornes imposées.

Pour réaliser ce réglage, deux solutions viennent à l'esprit lorsqu'on admet de ne plus changer la nature des poudres retenues. La première consiste à faire varier la masse de chacune des poudres et d'établir un lien entre ces deux masses et V_0 . Dans ce cas, le projectile complet est toujours positionné, avant le tir, au même endroit dans le canon de 160 mm. L'alternative consiste à fixer définitivement la combinaison des masses des

13. Une poudre lente est une poudre dont la vivacité est faible ; la vivacité est l'aptitude d'une poudre ou d'un chargement propulsif à brûler plus ou moins vite en fonction de la composition chimique et de la taille des grains ou des brins de poudre. Elle s'exprime en $Pa \ s^{-1}$.

poudres propulsives et de faire varier la position initiale du projectile dans le canon ; ceci entraîne une variation du volume de chambre initial et dès lors de V_0 .

Devant les difficultés de mise en oeuvre de la première solution, la deuxième fut rapidement adoptée. En effet, le dosage des masses de poudre est bien plus délicat et contraignant que le positionnement du projectile complet dans le canon, puisqu'il faut effectuer le chargement des douilles dans un local particulièrement aménagé, stable en température et en humidité relative, équipé en matière de sécurité contre les décharges d'électricité statique notamment. De plus, l'expérience montre que la sensibilité de V_0 à la masse de poudre est bien plus importante que celle à la position initiale, d'autant que c'est sur une combinaison de deux poudres qu'il faut jouer. Enfin, diminuer la masse de poudre risque d'entraîner une combustion incomplète suite à une pression trop faible et dès lors l'éjection de poudre imbrûlée, une reproductibilité médiocre de l'allumage et de la combustion et une dispersion inacceptable sur la vitesse initiale.

C'est donc le réglage de la position initiale D , illustrée à la figure 2.6, qui a été choisi comme paramètre de réglage de V_0 .

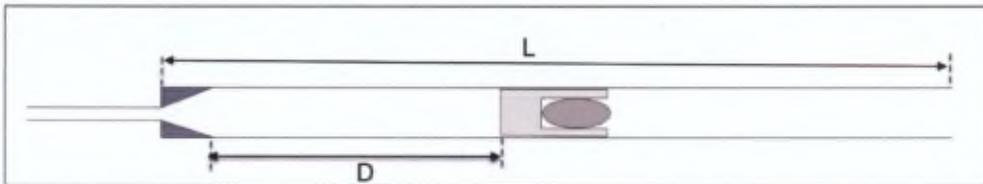


FIGURE 2.6. Position initiale D du projectile dans le lanceur pyrotechnique de longueur L .

4.1.3 Amélioration de la douille et du cône divergent

Certaines améliorations ont été apportées à la douille et au cône divergent faisant le lien entre le canon de 20 mm et celui de 160 mm.

La douille a été allongée systématiquement car son volume était insuffisant pour contenir toute la poudre propulsive nécessaire. Quant au divergent, il a été optimisé par l'emploi d'un logiciel de mécanique des fluides. Ces deux aspects sont traités en annexe A.

4.2 Le conteneur

4.2.1 Exigences

La fonction première du conteneur est de protéger le projectile pendant son trajet à l'intérieur du tube lanceur. Les agressions sont à la fois d'ordre mécanique - les efforts dus à l'accélération sont considérables et le projectile n'est pas très rigide - et d'ordre thermique : les gaz peuvent atteindre plusieurs centaines de degrés et pourraient dès lors endommager

le projectile de manière inacceptable. Afin de garantir que le projectile poursuive seul son vol vers la cible, il est indispensable que le conteneur soit arrêté avant celle-ci et que la séparation n'endommage pas le simulant. De plus, la séparation ne doit en aucun cas perturber l'attitude du projectile : celui-ci doit présenter une trajectoire plane et un angle d'obliquité aussi faible que possible¹⁴. Une exigence complémentaire est que la masse du conteneur soit minimale : l'énergie consommée à l'accélérer est en effet perdue pour le simulant. Du point de vue de la balistique intérieure, il est indispensable que le conteneur assure l'étanchéité du projectile complet : les gaz de combustion doivent rester confinés derrière le conteneur pour exercer une pression aussi grande que possible sur lui. Toute fuite de gaz se traduit en effet non seulement par une perte de rendement du lanceur et donc une diminution de la V_0 , mais également par une chute considérable de la reproductibilité de la balistique intérieure. Enfin, il serait bienvenu que le conteneur ne soit pas trop onéreux à la fabrication : il ne s'agit finalement que d'un consommable.

4.2.2 Avant-projet

L'avant-projet du conteneur lui confère un diamètre extérieur de 158 mm, un diamètre intérieur de 121 mm et une longueur de 260 mm. Ceci permet d'y loger complètement le simulant gélatineux. La structure choisie, schématisée à la figure 2.7, est de type sandwich, dans la mesure où deux éléments forts - en l'occurrence les parois extérieure et intérieure - sont séparés par un matériau de remplissage incompressible. Les parois sont réalisées en matériau composite renforcé de fibre de verre (CFRP¹⁵) drapé en forme de cylindre à l'extérieur du conteneur et en forme de coque à l'intérieur. Les plis extérieurs de CFRP sont rabattus sur le fond du conteneur afin d'en assurer la rigidité. Pour protéger le fond du conteneur des agressions des gaz de combustion, un disque en acier y est collé ; enfin, un autre disque, en caoutchouc cette fois, est inséré entre le disque en acier et les rabats en fibre de verre afin d'amortir les chocs et d'assurer l'étanchéité en se dilatant radialement. La figure 2.8(a) illustre un tel conteneur de première génération. La figure 2.8(b) présente un disque métallique après le tir, considérablement enfoncé par l'impact des gaz de combustion.

4.2.3 Evolution

Au cours des premiers essais, il est apparu que la vitesse maximale atteinte restait significativement en-dessous des 180 m/s imposés. En parallèle avec les améliorations en termes de poudre propulsive, différentes mesures ont été prises pour augmenter l'efficacité du conteneur.

Tout d'abord, le disque en acier a été remplacé par un disque en aluminium ; ensuite, la jupe en caoutchouc a été amincie. Un procédé de fabrication amélioré pour le

14. L'obliquité d'un projectile est l'angle entre son vecteur vitesse et son axe de symétrie de révolution.

15. CFRP : *Carbon Fiber Reinforced Plastics*.

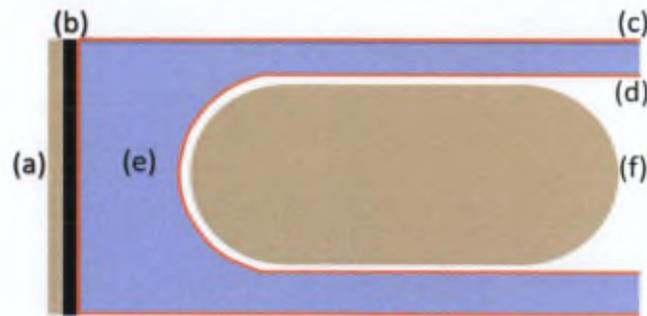


FIGURE 2.7. Structure du conteneur initial. (a) Disque en acier; (b) Jupe en caoutchouc; (c) Enveloppe extérieure en CFRP; (d) Coque intérieure en CFRP; (e) Polyuréthane; (f) Impacteur en gélatine poreuse.



(a) Conteneur initial.



(b) Disque endommagé par l'impact des gaz de combustion.

FIGURE 2.8. Conteneur en développement (Photos : Th. Vandeveld).

conteneur, restreignant les tolérances de fabrication, a rendu possible l'adoption d'un diamètre extérieur nominal de 159,5 mm, réduisant ainsi fortement les fuites de gaz.

Cet allègement des conteneurs a permis d'atteindre le niveau de vitesse requis : la barre des 180 m/s est franchie. Malheureusement, le même allègement entraîne la destruction du conteneur lors de la séparation; de plus, l'impacteur gélatineux se déchire systématiquement en vol. L'examen visuel du simulant en vol montre qu'il est endommagé dès la sortie du tube. La question se pose de savoir si ces dégâts sont induits au moment de la séparation entre le conteneur et l'impacteur ou s'ils sont déjà causés lors de l'accélération initiale du projectile complet.

Par une analyse expérimentale [101] mettant en oeuvre des tirs avec projectiles en glace et les mesures d'accélération décrites plus loin, il a été possible de mettre en évidence que les ruptures récurrentes de l'impacteur gélatineux étaient dues essentiellement à la violence de l'accélération initiale. D'autres améliorations ont alors été mises en oeuvre sur le conteneur. Les plis de fibre de verre ont été renforcés autour du fond du conteneur, et le drapage de la coque intérieure a également été optimisé.

4.2.4 Configuration finale

Finalement, le polyuréthane initialement choisi pour combler l'espace entre la paroi extérieure et la coque intérieure a été remplacé par deux autres matières. Dans le fond du conteneur, c'est un matériau composite de type I qui fut sélectionné en vertu de sa densité relativement faible - de l'ordre de 0,2 - pour une résistance malgré tout considérable [77]. Dans la partie avant du conteneur, c'est un matériau composite de type II qui fut choisi pour sa masse spécifique encore plus faible (de l'ordre de 120 kg/m^3). La figure 2.9 présente schématiquement la configuration finale du conteneur, dont la longueur a été réduite à 200 mm. Les détails des matériaux employés et de certaines dimensions sont intentionnellement omis ici afin de préserver le secret industriel lié à ces paramètres.

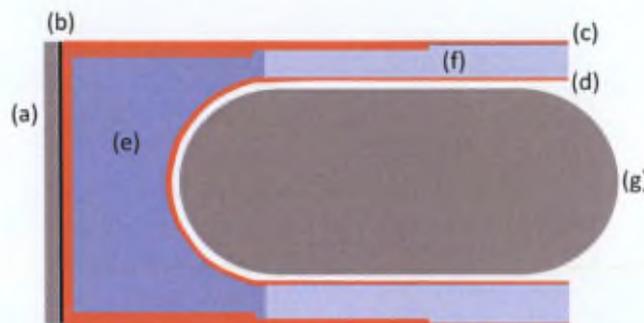


FIGURE 2.9. Structure finale du conteneur. (a) Disque en aluminium; (b) Jupe en caoutchouc; (c) Enveloppe extérieure en CFRP, d'épaisseur variable; (d) Coque intérieure en CFRP, renforcée dans le fond; (e) Matériau composite léger type I; (f) Matériau composite léger type II; (g) Impacteur en gélatine.

4.3 Le simulant

Parallèlement à la mise au point du conteneur a eu lieu celle du simulant. En effet, le premier ne sert que de protection au second, et chaque itération sur la définition du conteneur doit être confirmée par des essais avec le simulant.

Au départ d'une réalisation en gélatine simple, moulée à l'air libre, de nombreuses versions intermédiaires ont vu le jour, tantôt plus denses, tantôt moins. La figure 2.10 en présente quelques-unes. On y voit un modèle bandagé dans le sens longitudinal pour éviter les déchirures pendant le vol; une autre version est injectée de bleu de méthylène pour marquer le conteneur lors de la séparation et ainsi déterminer si une "agression" de ce dernier avait eu lieu sur la gélatine. Le troisième spécimen est dopé avec un colorant de contraste noir; ceci fut nécessaire lors de la mise au point des conditions d'éclairage de la cinématographie haute-vitesse. La dernière des quatre images enfin présente le modèle dopé aux microballons de phénol destinés à créer les cavités représentatives des structures animales simulées.

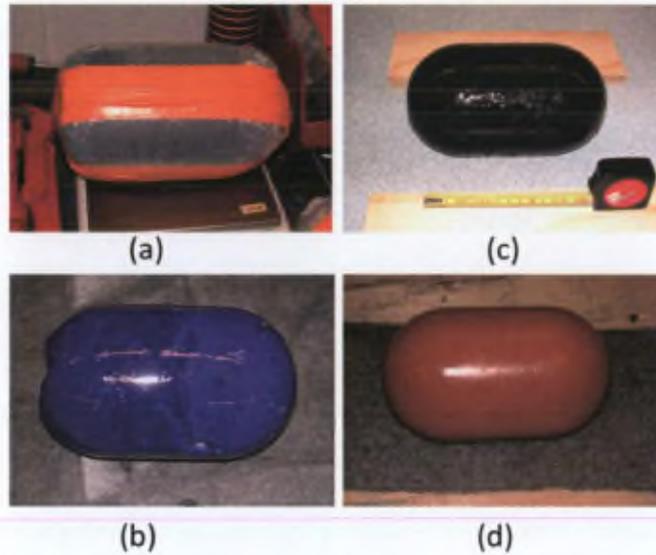


FIGURE 2.10. Evolution de l'impacteur gélatineux. (a) Modèle bandagé longitudinalement ; (b) Modèle injecté de bleu de méthylène ; (c) Modèle injecté de colorant de contraste ; (d) Modèle avec microballons de phénol (Photos : Th. Vandeveld).

Une des dernières améliorations du simulant fut de l'amincir sur sa partie arrière, tel que l'illustre la figure 2.11. En effet, lors de la séparation, un effet de succion a été observé entre la coque intérieure du conteneur et le simulant. La très légère réduction du diamètre de la partie cylindrique du simulant et du rayon de son hémisphère arrière du simulant a diminué cette succion et garantit aujourd'hui une séparation reproductible et satisfaisante dans la mesure ou l'impacteur gélatineux n'est plus perturbé par l'opération d'arrêt du conteneur.



FIGURE 2.11. Version finale de l'impacteur gélatineux, aminci à l'arrière (à droite sur la photo) (Photo : Th. Vandeveld).

D'un point de vue pratique, il n'est pas aisé de réaliser des impacteurs gélatineux ayant toujours précisément la masse requise de 1,814 kg. On prend dès lors comme valeur nominale pour la fabrication une masse très légèrement supérieure. Les simulants trop lourds sont alors raccourcis de quelques millimètres pour atteindre la masse requise et présentent donc un méplat pouvant atteindre le maître couple du projectile. Bien que

l'aérodynamique semble dicter le contraire¹⁶, l'impacteur est alors glissé dans le conteneur avec le méplat vers l'avant du canon : on assure ainsi une surface de contact maximale au niveau des hémisphères entre conteneur et gélatine.

4.4 Aspects métrologiques

Les considérations qui précèdent ont mis en exergue le besoin de disposer de mesures de différentes grandeurs pendant la mise au point du lanceur pyrotechnique. La première de ces grandeurs est la pression, liée à la sécurité de fonctionnement du dispositif. La seconde est la vitesse à la bouche, caractéristique fondamentale du lanceur. Des images prises en cinématographie haute-vitesse se révéleront également incontournables pour vérifier visuellement l'état d'intégrité des projectiles, leur attitude en vol et le comportement lors de l'impact notamment. Enfin, des mesures de l'accélération du projectile complet dans le tube ont été indispensables pour mettre au point et optimiser le conteneur et le projectile gélatineux.

4.4.1 Mesure de la pression

Comme exposé au paragraphe 4.1.1, la mise au point expérimentale du lanceur pyrotechnique comporte certains risques. Le développement d'un tel canon à double étage, des projectiles artisanaux et des charges propulsives associées requiert dès lors de respecter certaines conditions.

L'une de ces conditions est que la pression qui règne à l'intérieur de la bouche à feu n'excède en aucun endroit et à aucun moment la pression maximale admissible.

Aux Etats-Unis et en Europe, lors de la mise au point d'une nouvelle arme classique de moyen ou de gros calibre, le fabricant établit, conformément aux accords de standardisation de l'OTAN (STANAG) [14], la pression nominale de la bouche à feu¹⁷. Pour le canon Hispano-Suiza de 20 mm, cette pression nominale est reprise dans le manuel technique et vaut 380 MPa.

Pour le canon de 160 mm par contre, aucune valeur n'est disponible. La puissance du tube¹⁸ peut alors être calculée grâce aux formules de résistance des matériaux [47]. Pour un cylindre homogène supposé infiniment long de rayon intérieur r_0 et de rayon extérieur r_1 , les formules de Lamé permettent d'établir l'état de tension σ_x , σ_r et σ_t ; le critère de St-

16. Un projectile dont la partie avant est un cylindre présente en effet un très mauvais coefficient aérodynamique de traînée.

17. Le STANAG 4110 [14] définit cette pression de la manière suivante : "Design Pressure is the chamber pressure which should not be exceeded statistically by more than one round in one million rounds under extreme service conditions".

18. En technique de l'armement, on appelle *puissance d'un tube* la pression maximale à laquelle ce tube peut-être soumis sans subir de déformation plastique.

Venant permet ensuite de déterminer la pression maximale p_0 avant déformation plastique en fonction de la limite d'élasticité σ_E .

$$p_0 \leq \frac{\sigma_E}{2} \left(1 - \frac{r_0^2}{r_1^2}\right) \quad (2.2)$$

Appliquant cette formule pour $r_0 = 0,160$ m, $r_1 = 0,200$ m et $\sigma_E = 340$ MPa, il vient $p_0 = 60$ MPa.

Une fois ces deux valeurs théoriques disponibles, il reste à les comparer à des mesures expérimentales effectuées pendant les tirs pour estimer la marge de sécurité disponible. Tant le tube de 20 mm que celui de 160 mm ont à cet effet été pourvus de plusieurs orifices calibrés destinés à loger des capteurs de pression de type piézoélectrique. La figure 2.12 présente les endroits du tube de 160 mm où ces capteurs furent mis en oeuvre. La figure 2.13 illustre les environs immédiats du cône divergent. On y trouve les deux logements (1) et (2) forés près de la bouche du canon 20 mm, les deux logements (3) et (4) forés dans le cône divergent et les deux orifices (5) et (6) prévus au début du canon 160 mm.

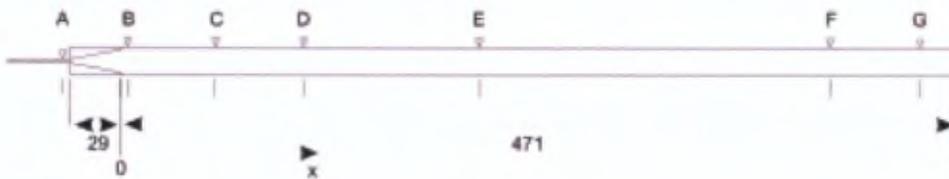


FIGURE 2.12. Logements pour capteurs de pression dans le tube de 160 mm.

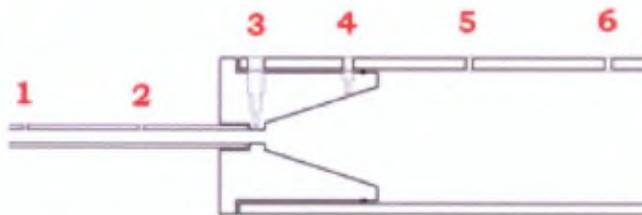


FIGURE 2.13. Capteurs de pression avant, dans et après le cône divergent.

Entre le 30/11/06 et le 27/01/09, six journées de tir, totalisant 39 essais, ont été consacrées aux relevés de pression [100, 105, 103, 107, 102, 114]. Les résultats de ces 39 tirs sont synthétisés au tableau 2.3, où on note m_p la masse de poudre vive et m_l la masse de poudre lente utilisées. Les endroits A, B, C et D correspondent à ceux de la figure 2.12 ; les abscisses de ces quatre points par rapport à la tranche avant du cône divergent sont respectivement de -29 cm, 3 cm, 53 cm et 103 cm. N_l indique le nombre de tirs exploités pour chaque série.

TABLE 2.3. Relevés de pression maximale

Date	N_t (-)	$m_v + m_l$ (g)	P_{Max} en A (MPa)	P_{Max} en B (MPa)	P_{Max} en C (MPa)	P_{Max} en D (MPa)
30/11/06	3	7 + 22	21	3,2	2,2	-
	1	8 + 22	28	3,9	2,2	-
	1	11 + 24	41	5,5	2,9	-
	1	12 + 28	50	10	3,1	-
13/02/07	5	13 + 30	50	-	3,2	-
13/04/07	6	13 + 30	-	3,0	-	0,5
29/05/07	7	13 + 30	-	3,0	-	2,5
12/06/07	4	13 + 30	51	3,3	-	1,4
	2	10 + 33	41	-	-	1,8
	2	7 + 36	33	-	-	1,8
27/01/09	1	13 + 30	46	-	-	1,8
	3	10 + 33	47	-	1,7	-
	3	7 + 36	47	-	-	-

On observe que :

- Pour le canon de 20mm, la pression mesurée ne dépasse en aucun cas 51 MPa et reste donc largement inférieure à la puissance de 380 MPa.
- Pour le canon de 160 mm, la pression mesurée aux différents endroits ne dépasse en aucun cas 10 MPa et reste donc largement inférieure à la puissance de 60 MPa.

Deux paramètres non repris sur ce tableau de synthèse sont la position initiale D et la masse du projectile complet ; ces grandeurs influencent également les courbes de pression, mais dans une mesure qui ne saurait remettre en cause les conclusions ci-dessus.

La figure 2.14 présente une courbe typique de mesure de pression [114].

4.4.2 Mesure de la vitesse

a. Introduction

Pour mesurer la vitesse d'un projectile en vol, deux grandes familles de mesures s'offrent aujourd'hui au balisticien [8].

La première consiste à chronométrer le temps que met le projectile à parcourir une distance connue puis à diviser la distance par ce temps. On obtient de la sorte la vitesse moyenne du projectile sur l'intervalle. Si on choisit un intervalle suffisamment petit, on peut admettre que la vitesse calculée correspond à la vitesse du projectile au milieu de cet intervalle.

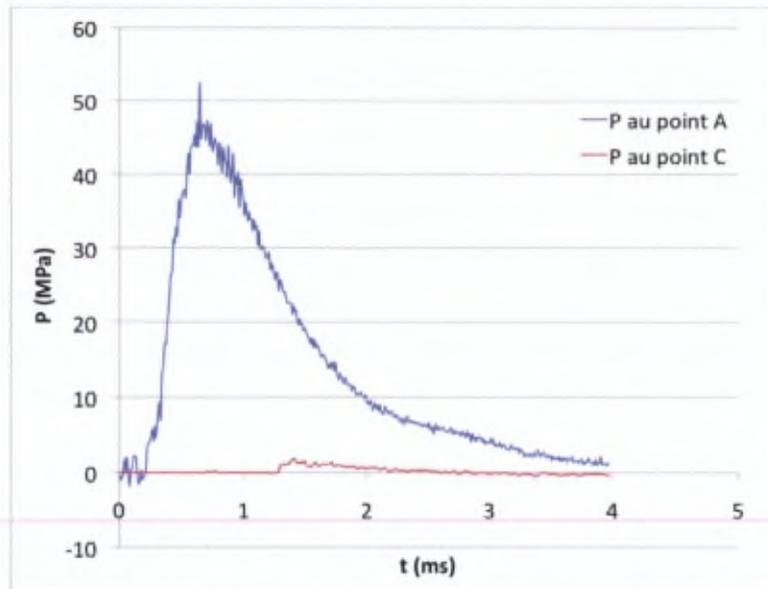


FIGURE 2.14. Relevé expérimental de la pression dans le lanceur - allure typique.

Pour enclencher puis arrêter le chronomètre, différentes technologies sont employées. Dans le cas des obus de gros calibre¹⁹, on peut magnétiser le projectile et le tirer à travers deux solénoïdes dans lesquels le courant induit actionne le chronomètre. Pour des projectiles de petit calibre - typiquement d'un diamètre inférieur à 15 mm -, on trouve aujourd'hui sur le marché des feuilles plastifiées pourvues de circuits imprimés. Lorsque le projectile perce la feuille, le courant circulant dans ces circuits est interrompu et ce signal est transmis au chronomètre.

Pour de nombreuses autres applications, ce sont des barrières optiques qui sont utilisées : le passage du projectile interrompt un flux lumineux qui est émis par la barrière, réfléchi par un réflecteur plan et enfin reçu par une photodiode. Cette interruption du flux lumineux incident donne les signaux de démarrage et d'arrêt de la mesure du temps.

La seconde famille de mesures est celle basée sur l'exploitation de la fréquence Doppler d'un radar. Cette technique sera exposée en détail dans la section 4.4.3 puisque nous l'avons mise en oeuvre pour mesurer l'accélération du projectile dans le tube. Nous ne l'avons pas utilisée pour la mesure de vitesse en vol puisque les échos des débris de polyuréthane provenant du conteneur brouillaient le signal au point de le rendre inexploitable.

b. Mesure de la vitesse du projectile en vol

Dès le début de la mise au point du lanceur pyrotechnique, l'intégrité et le comportement de l'impacteur gélatineux ont été filmés au moyen de caméras numériques haute-vitesse disponibles au laboratoire ABAL. Ces enregistrements, pris à 3000 images par seconde (i/s) au moins, ont permis naturellement d'utiliser la technique du chronométrage.

19. En technique de l'armement, le gros calibre commence aux alentours de 50 mm.

A cet effet, un repère horizontal a été matérialisé le long de la trajectoire du projectile, et deux graduations verticales séparées d'une distance connue y ont été appliquées. Les figures 2.15 et 2.16 présentent le dispositif de mesure. Pour un projectile marqué comme sur la figure 2.17, la figure 2.18 illustre le type d'images prise par la caméra. La vitesse pour ce vol est de 108 m/s.

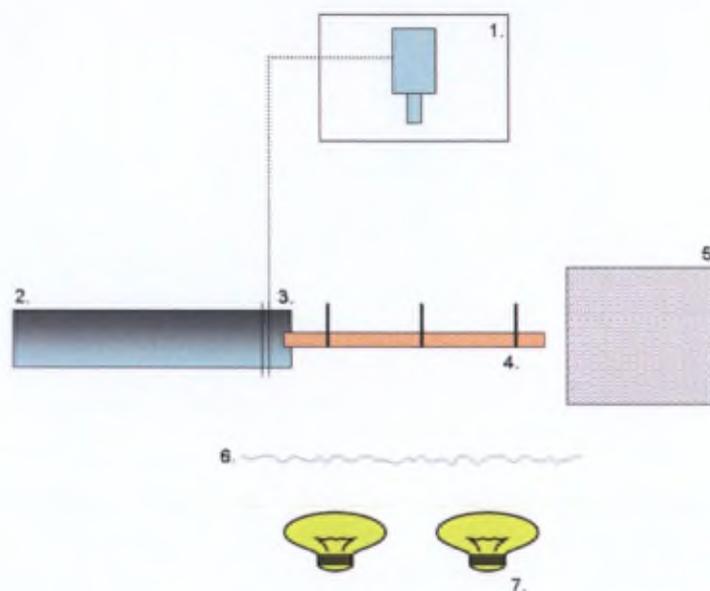


FIGURE 2.15. Schéma de la mesure de la vitesse du projectile en vol : (1) Caméra ; (2) Canon 160 mm ; (3) Déclencheur pour caméra ; (4) Repère horizontal avec graduations ; (5) Panneau-cible ; (6) Ecran pour diffuser l'éclairage ; (7) Projecteurs.

Ce dispositif mesure la vitesse au centre des graduations, soit quelque 80 cm devant la bouche du canon. Si l'exploitation des images a pu être maîtrisé au fil du temps - l'augmentation des moyens d'éclairage a notamment permis d'accroître la fréquence d'enregistrement -, l'incertitude sur la vitesse mesurée est restée trop importante pour en faire le moyen de mesure principal. En effet, la résolution en images est de $0,5^{20}$. Pour un projectile volant à 100 m/s, l'intervalle horizontal de 500 mm sera parcouru en 5 ms. Si l'on filme à 5000 i/s, l'incertitude d'une demi-image correspond à 0,25 ms. L'incertitude relative vaut donc $0,25/5 = 5\%$. Voilà pourquoi cette mesure de vitesse fut utilisée comme contrôle et non comme moyen de mesure principal.

Pour être complets, signalons que plusieurs bases optiques sont disponibles au laboratoire ABAL. Elles sont hélas conçues pour mesurer la vitesse de projectiles de petit calibre. Malgré plusieurs essais et réglages, il n'a pas été possible de les faire fonctionner correctement lors du passage de l'impacteur gélatineux.

20. Ceci traduit le fait qu'il est impossible de déterminer les instants de passage devant les graduations indiquant le début et la fin de l'intervalle avec une précision supérieure à la demi-image.



FIGURE 2.16. Dispositif de mesure de la vitesse du projectile en vol (Photo : Th. Vandeveld).



FIGURE 2.17. Impacteur marqué pour la mesure de vitesse (Photo : Th. Vandeveld).



FIGURE 2.18. Impacteur en vol (Photo : Th. Vandeveld).

c. Mesure de la vitesse du projectile à la bouche du canon

Les difficultés d'obtenir des mesures suffisamment précises par imagerie haute-vitesse ou au moyen de bases optiques nous ont conduit à mettre au point une technique différente. C'est à la fin du tube de 160 mm, très près de la bouche, qu'un système de fils conducteurs a été installé pour commander le chronomètre. Ces fils sont tendus à travers le tube à quelques centimètres de la bouche, et distants entre eux d'environ 110 mm. Un faible courant parcourt chacun de ces fils. Lorsqu'il est sectionné, le premier fil que rencontre le projectile dans le tube démarre le chronomètre ; le second fil arrête le chronomètre. Pour obtenir une double mesure, le dispositif a été installé en deux exemplaires, l'un à gauche, l'autre à droite. Les photos de la figure 2.19 présentent deux solutions expérimentées : à gauche, des fils tendus le long des parois intérieures du tube, à droite, des fils croisés.

Devant le caractère prometteur mais non satisfaisant des résultats, de très nombreuses modifications furent apportées à cette solution pour tenter d'obtenir des mesures fiables. L'épaisseur, la rigidité, la nature des fils et leur tension initiale sont autant de paramètres qui furent analysés et modifiés. Des enregistrements haute-vitesse de la rupture des fils ont montré que le souffle précédant le projectile pouvait dans certains cas déformer le fil

avant sa rupture. Des tiges de carbone furent essayées en remplacement des fils électriques. En vain...

La réelle percée consista à remplacer le système à circuit initialement fermé par un système à circuit initialement ouvert, représenté à la figure 2.20 et illustré à la figure 2.21. Un fil en cuivre rigide est introduit dans le tube par un alésage isolé au moyen d'une vis creuse en nylon. Lors de son passage, le projectile vient rabattre le fil dénudé contre la paroi intérieure du canon et ferme ainsi le circuit. Comme dans le cas précédent, chaque fil envoie donc un seul signal au chronomètre ; deux fils successifs forment une base, et deux bases sont installées pour disposer de deux mesures indépendantes. Les fils gainés emmêlés visibles au sommet la paroi intérieure du tube à la figure 2.21 sont les fils dont l'arasement brutal par le projectile provoquera le déclenchement des dispositifs de mesure : acquisition des quatre signaux pour les chronomètres et les mesures de pression d'une part, les caméras haute-vitesse d'autre part.

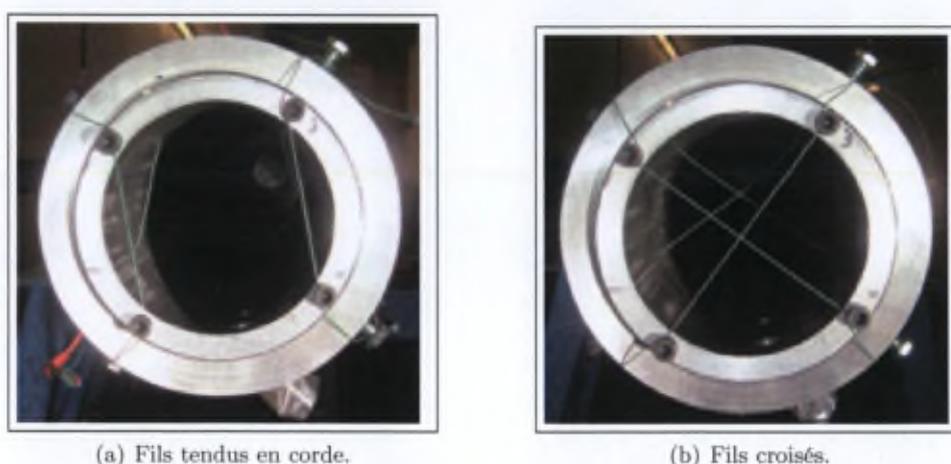


FIGURE 2.19. Fils pour la mesure de vitesse : (a) Disposition en corde ; (b) Disposition croisée (Photos : Th. Vandeveld).

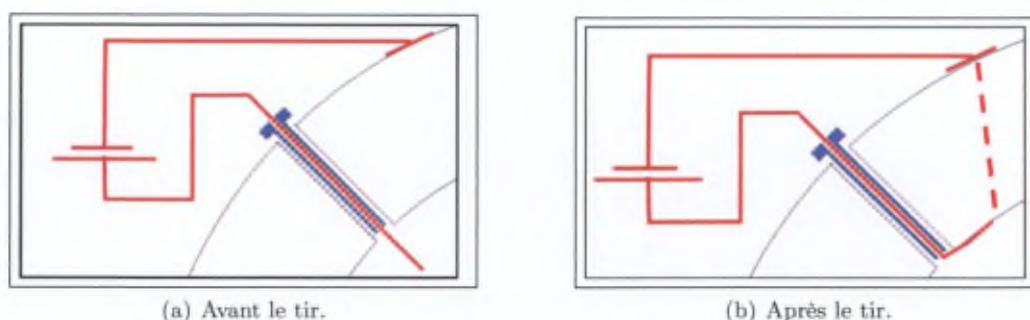
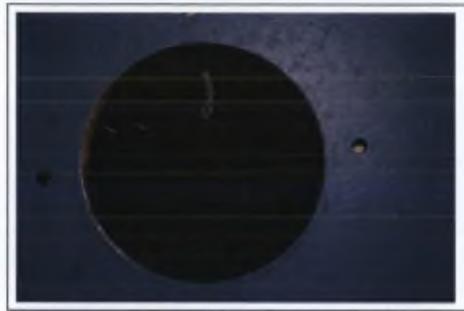


FIGURE 2.20. Dispositif de mesure de vitesse filaire à circuit initialement ouvert.



(a) Fils dénudés de droite avant le tir.



(b) Fils dénudés de droite et de gauche avant le tir

FIGURE 2.21. Fils pour mesure de vitesse à circuit initialement ouvert : (a) Vue d'ensemble avec séparateur; (b) Vue détaillée des quatre fils rigides (Photos : Th. Vandeveld).

4.4.3 Mesure de l'accélération

a. Introduction

L'analyse du mode de défaillance du conteneur a mis en évidence combien l'accélération initiale qu'il subit doit être importante. Afin de pouvoir orienter efficacement la recherche de solutions à cet obstacle, la détermination de cette accélération s'impose. Elle est calculée grâce au traitement du signal Doppler, utilisé pour mesurer la vitesse du projectile dans le canon.

Connu depuis bientôt deux cents ans, l'effet Doppler désigne la variation de fréquence perçue par un récepteur lorsque la source émettrice d'une onde est en mouvement par rapport à lui.

Depuis que les radars Doppler ont été mis au point, ils permettent de mesurer la vitesse de l'objet qu'ils "illuminent". Très utilisés en aviation civile et militaire ainsi que par les marines du monde entier comme aide à la navigation, ces radars ont rapidement trouvé une application maîtresse en métrologie balistique : la mesure de la vitesse en vol d'un projectile. Les antennes émettrice et réceptrice du radar, qu'elles soient ou non combinées en un seul appareil, sont immobiles et orientées de manière à ce que le projectile passe dans leur lobe au moment où l'on désire connaître sa vitesse. Pour l'application des formules de l'effet Doppler, on prend en compte la fréquence de l'onde originale émise et la fréquence de l'onde réfléchi par le projectile en mouvement. La variation de la fréquence reçue par rapport à la fréquence émise fournit dès lors l'information sur la vitesse radiale²¹ du projectile. Quelques considérations trigonométriques ainsi qu'une intégration de la vitesse pour en déduire la position permettent de s'affranchir de la parallaxe.

Une application de la mesure de vitesse du projectile en balistique est la mesure de cette vitesse dans le tube [51]. Pour ce faire, l'antenne devrait être placée devant la

21. La vitesse radiale du projectile est la composante de sa vitesse selon l'axe antenne radar - projectile.

bouche du tube et "éclairer" vers l'intérieur de celui-ci. Le mouvement du projectile dans le tube correspond alors à un rapprochement radial vers l'antenne. En pratique, l'antenne est déportée grâce à l'emploi d'un réflecteur placé à 45° devant le tube. Ce réflecteur est perforé par le projectile.

b. Application au lanceur pyrotechnique

Comme illustré à la figure 2.22, c'est donc grâce à un réflecteur placé à 45° par rapport à la ligne de tir que les ondes pénètrent dans le tube du lanceur. L'antenne est placée latéralement, à la hauteur du tube. La fréquence du radar monostatique à ondes continues vaut $F_t = 10,525$ GHz. Prenant en compte la vitesse c de propagation des ondes électromagnétiques²², cette fréquence correspond à une longueur d'onde $\lambda_t = c/F_t = 28,48$ mm.

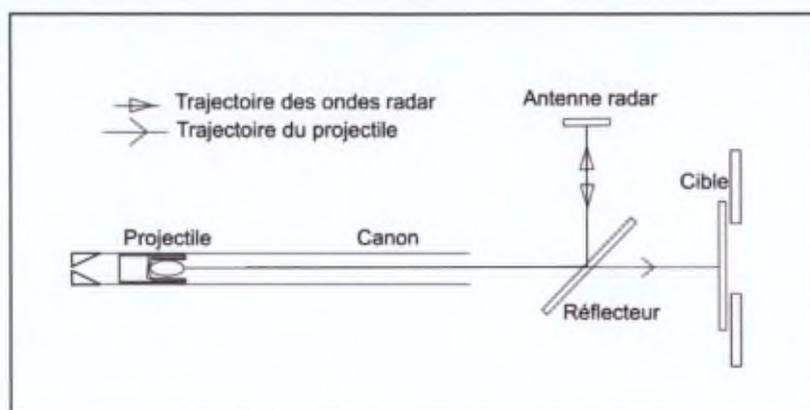


FIGURE 2.22. Mesure de vitesse dans le canon par radar Doppler.

La particularité de l'emploi d'ondes radar dans un tube est que ce dernier se comporte comme un guide d'ondes. Les ondes s'y propagent selon différents modes, dont chacun est caractérisé par une fréquence de coupure F_c en deçà de laquelle le mode ne peut pas se propager [98, 71].

Le guide d'ondes agit comme un filtre passe-haut. Si ces différents modes de propagation coexistent, des interférences se produisent et l'énergie disponible est répartie entre ces modes. Ces conditions rendent les signaux inexploitable ; il faut donc tenter de ne faire se propager les ondes que selon un seul mode, appelé mode dominant. Dans un guide d'onde cylindrique, la propagation des ondes est régie par des fonctions de Bessel.

Tenant compte du diamètre du lanceur, la fréquence de coupure du mode dominant vaut :

$$F_{CTE11} = \frac{h_{11}c}{\pi a} = \frac{1,841\ 299792458}{\pi \cdot 0,160} = 1,098\ \text{GHz} \quad (2.3)$$

22. Dans le vide, c vaut 299 792 458 m/s.

où h_{11} est le premier maximum de la fonction de Bessel d'ordre 1. Ceci permet de calculer la longueur d'onde λ_g avec laquelle les ondes se propagent dans le tube. En effet :

$$\lambda_g = \frac{\lambda_t}{\sqrt{1 - \frac{F_{CTE11}^2}{F_t^2}}} \quad (2.4)$$

On établit ainsi que :

$$\lambda_g = 1,0055 \lambda_t \quad (2.5)$$

c. Résultats et conclusions

L'analyse du signal après transformation de Fourier ainsi que le détail du traitement numérique qui lui a été appliqué pour déterminer accélération, vitesse et position du projectile dans le canon font l'objet de l'annexe B. Ces calculs permettent d'établir un ordre de grandeur de l'accélération que subit le projectile au départ. Elle vaut 13500 ms^{-2} dans le cas du tir étudié, dont les paramètres étaient une masse totale (conteneur et impacteur) de 2813 g, une distance initiale D de 100 cm et une charge de poudre de masse 43 g. Les figures 2.23, 2.24 et 2.25 illustrent respectivement l'accélération en fonction du temps, la position en fonction du temps et la vitesse en fonction de la position dans le tube. Sur ces figures, les mentions *with low velocities* et *without low velocities* se rapportent à deux approches exposées au sein de la même annexe B.

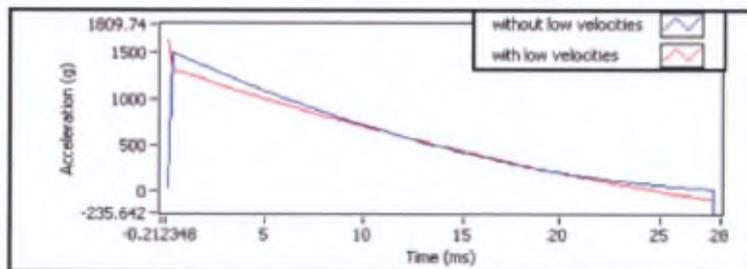


FIGURE 2.23. Accélérations du projectile.

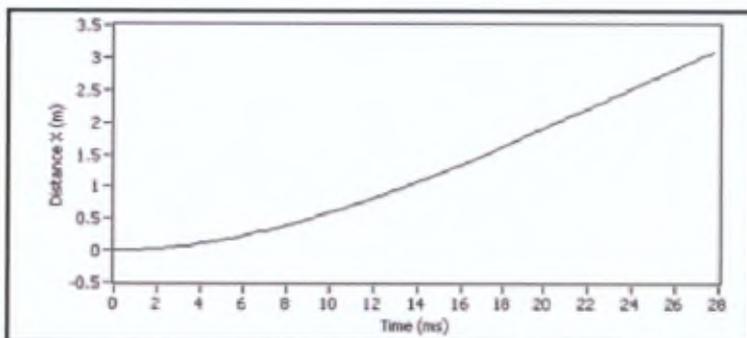


FIGURE 2.24. Position du projectile dans le tube en fonction du temps.

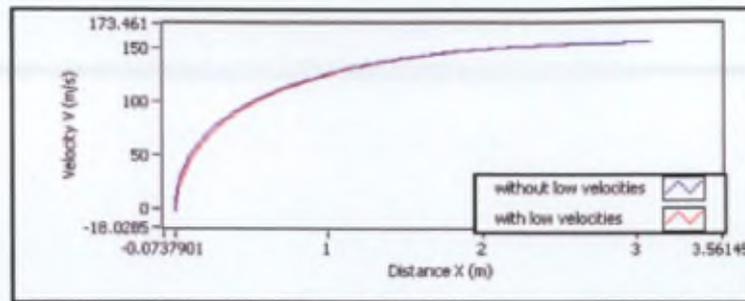


FIGURE 2.25. Vitesse dans le tube en fonction de la position du projectile.

Cette valeur très importante de l'accélération explique les dégâts subis par la gélatine et le conteneur lors du départ du coup. La connaissance de cet ordre de grandeur a permis de focaliser les améliorations sur l'augmentation de la résistance du projectile complet à cette accélération.

4.4.4 Cinématographie haute-vitesse

L'observation du projectile en vol constitue une nécessité pour évaluer l'efficacité du lanceur. Deux caméras monochromes haute-vitesse, capables d'enregistrer jusqu'à 2000 i/s en mode pleine résolution écran (1024 x 1024 pixels) et jusqu'à 120000 i/s en résolution minimale (128 x 16 pixels), ont été employées intensivement pour analyser tant le vol proprement dit que la séparation entre conteneur et impacteur gélatineux, la mise au point des fils pour la mesure de vitesse ou encore l'impact du projectile dans le panneau-cible.

Quelques exemples marquants des stades de développement du simulant sont repris à la figure 2.26.

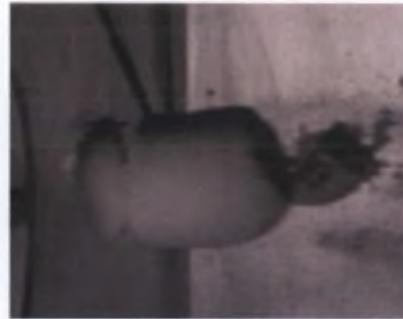
La figure 2.27 juxtapose une image prise pendant le tir sans séparateur [105] d'un projectile complet et la photo des débris récupérés. Ces essais cadraient dans l'analyse des modes de défaillance du conteneur. A l'avant du projectile, sur la gauche de la photo 2.27(a), se détache le ruban en papier aluminium qui avait été fixé sur l'avant du conteneur pour amplifier sa signature radar.

Toujours pendant ces essais sans séparateur [105], une prise de vue spectaculaire, visible à la figure 2.28, permet d'observer les gaz chauds qui talonnent le conteneur à la sortie du canon.

Une fois que la mise au point du lanceur approchait de sa fin et que les efforts furent concentrés sur la mesure dynamique de la déformation du panneau, une caméra haute-vitesse couleur a pu être mise en oeuvre. Les figures 2.29 [110] et 2.30 [111] présentent quelques clichés significatifs.



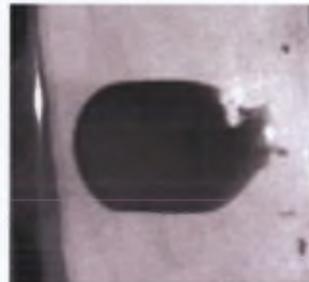
(a) Nuage de gélatine



(b) Projectile déchiré à l'avant et à l'arrière



(c) Projectile déchiré complètement



(d) Projectile déchiré à l'arrière

FIGURE 2.26. *Projectiles déchirés en vol (Photos : Th. Vandeveld).*



(a) Projectile complet : prise de vue haute-vitesse en vol.



(b) Conteneur et impacteur récupérés après tir.

FIGURE 2.27. *Tir sans séparateur (Photos : Th. Vandeveld).*

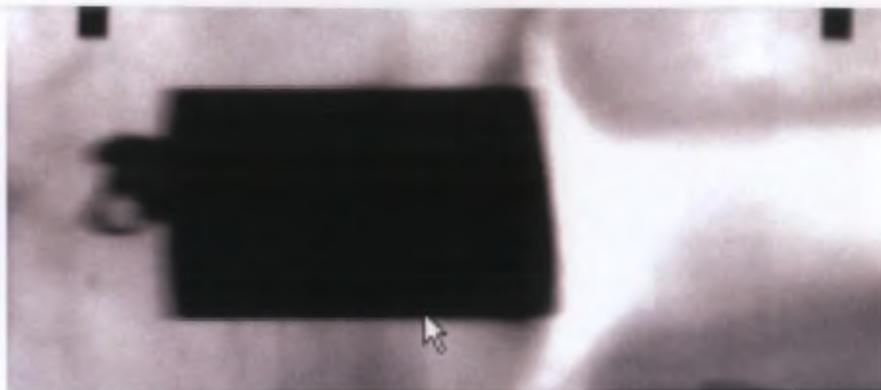


FIGURE 2.28. *Projectile complet en vol poussé par les gaz de combustion (tir vers la gauche) (Photo : Th. Vandeveld).*

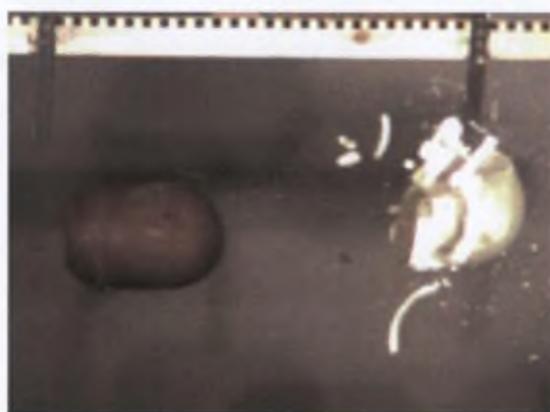


FIGURE 2.29. *Impacteur en vol, gros plan de la zone de mesure de vitesse (Photo : Th. Vandeveld).*



FIGURE 2.30. *Impacteur en vol à 82 m/s (Photo : Th. Vandeveld).*

5 Résultats

Au terme de ces nombreux mois de développement, alternant périodes de stagnation et réels bonds en avant, le bilan de la mise au point et de la validation du lanceur pyrotechnique peut être dressé dans différents domaines. Nous examinerons successivement les aspects liés au lanceur proprement dit, au projectile et à son conteneur, à la vitesse obtenue et à la cinématographie haute-vitesse.

5.1 Le lanceur proprement dit

5.1.1 Longueur totale du lanceur

D'une longueur de 1 m pour l'analyse de faisabilité, le tube lanceur est passé à 3 m pour les essais exploratoires. Pour atteindre les vitesses requises, la longueur fut ensuite portée à 5 m, puis 6 m. Enfin, la maîtrise de l'accélération a imposé de dimensionner le tube à 8, puis finalement à 9 m. Les figures 2.31 et 2.32 illustrent quelques-unes de ces étapes.



(a) Tube initial de 1 m.



(b) Tube de 5 m.

FIGURE 2.31. Tubes de 1 m et 5 m (Photos : Th. Vandeveld).

5.1.2 Cône divergent

Le cône divergent, transition entre le canon de 20 mm et le tube de 160 mm, a été optimisé pour minimiser les pertes d'énergie lors du passage du flux gazeux d'un diamètre à l'autre.

5.1.3 Sécurité opérationnelle

La sécurité opérationnelle du lancement pyrotechnique a été garantie grâce à la vérification des niveaux de pression en amont et en aval du cône divergent. Ces pressions,



(a) Tube 6 m.



(b) Tube actuel de 9 m.

FIGURE 2.32. Tubes de 6 m et 9 m (Photos : Th. Vandeveld).

mesurées par capteurs piézoélectriques, restent considérablement inférieures aux puissances établies des tubes. Ceci est vrai pour toutes les vitesses puisque le choix a été opéré de travailler à charge propulsive constante. En marge de la présente thèse, une procédure interne au laboratoire ABAL a été rédigée pour séquencer les opérations de chargement et de tir afin de garantir la sécurité des opérateurs.

5.1.4 Séparation entre simulant et conteneur

Pendants le développement, des difficultés ont été rencontrées pour assurer la "survie" du simulant gélatineux. La manière dont il se séparait du conteneur fut remise en cause, et l'hypothèse fut formulée qu'une perturbation lui était impartie lors de l'arrêt brutal du conteneur. Après avoir entamé la mise au point du lanceur avec un séparateur plan, une version conique, visible sur les figures 2.33 et 2.34, fut mise oeuvre. Après quelques séances de tir, ce séparateur conique fut abandonné car trop agressif vis-à-vis de l'impacteur qu'il rabotait au passage. D'autres raisons, liées à l'accélération initiale notamment, furent trouvées au fait que le simulant se déchirait et le séparateur plan fut définitivement adopté.

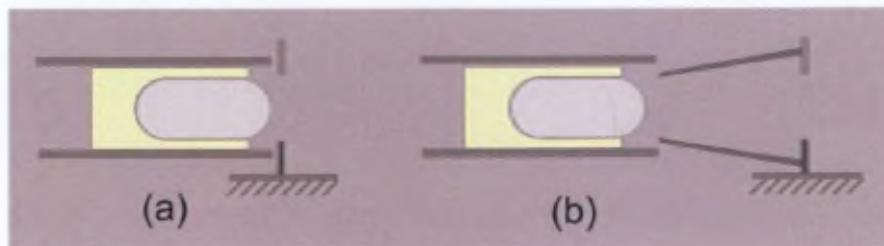


FIGURE 2.33. Schémas des séparateurs plan (a) et conique (b).



FIGURE 2.34. Le séparateur conique (Photo : Th. Vandeveld).

5.1.5 Alignement du lanceur sur le point d'impact désiré

L'alignement de l'axe de l'âme²³ du lanceur avec le point d'impact est réalisé au moyen d'un rayon laser selon le principe de la figure 2.35. La figure 2.36 illustre la mise en oeuvre pratique grâce au télémètre laser.

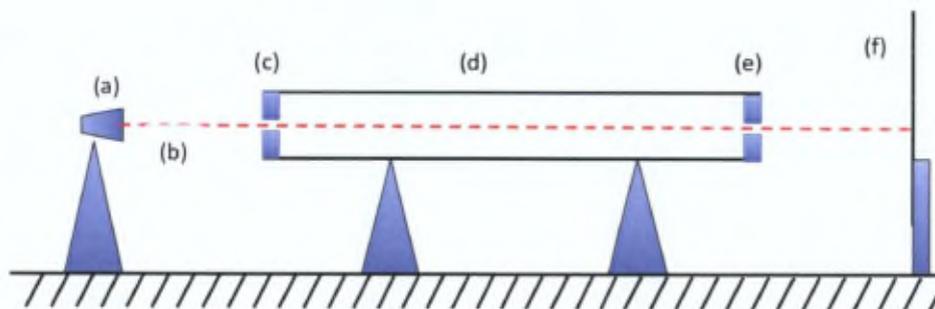


FIGURE 2.35. Principe de l'alignement lanceur - panneau : (a) Télémètre Laser ; (b) Rayon laser ; (c) Bouchon arrière ; (d) Canon de 160 mm ; (e) Bouchon avant ; (f) Ppanneau-cible.

5.2 Le projectile gélatineux et son conteneur

5.2.1 Résultats

La mise au point et la validation du simulant gélatineux et du conteneur ont nécessité de nombreux essais. Respecter les contraintes dimensionnelles (forme géométrique, diamètre et allongement) recommandées par l'état de l'art et la masse imposée par les normes en vigueur tout en arrivant à accélérer le simulant jusqu'à des vitesses de 180 m/s sans qu'il ne se déchire a requis plusieurs itérations sur les matériaux employés et la structure du conteneur.

23. L'âme d'une bouche à feu est le volume cylindrique creux à l'intérieur des parois du canon.

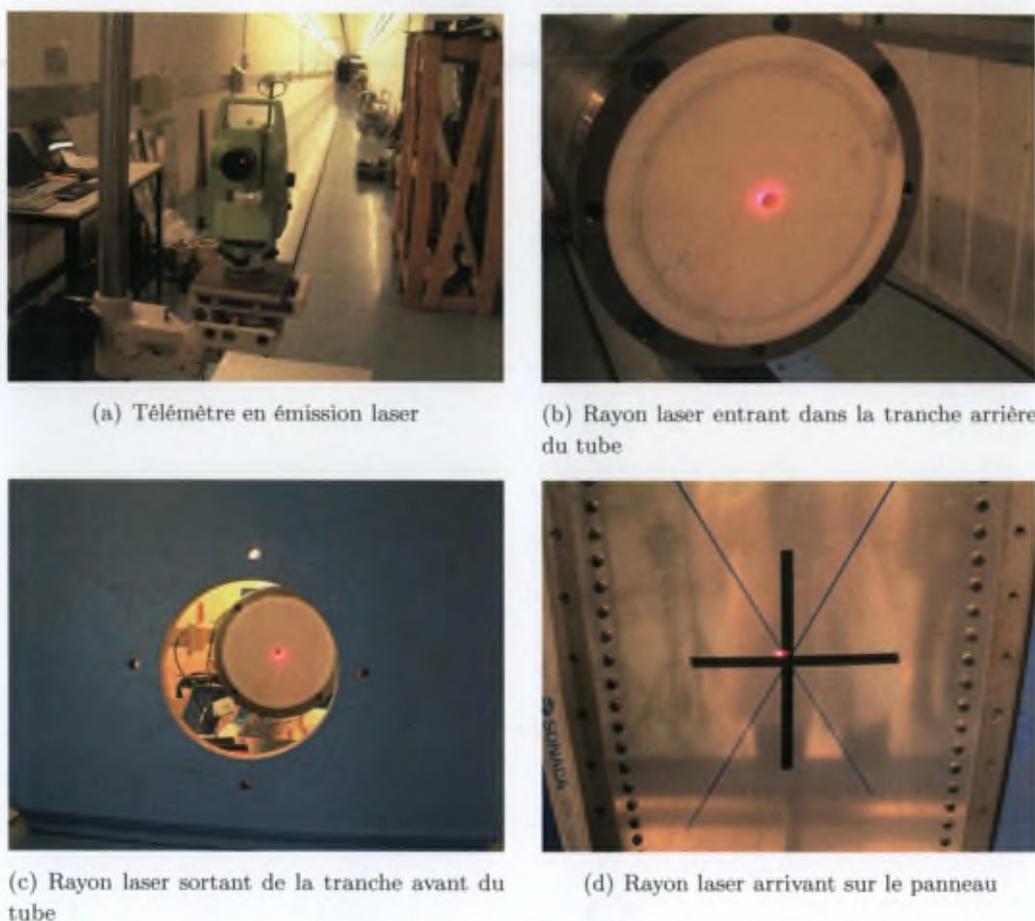
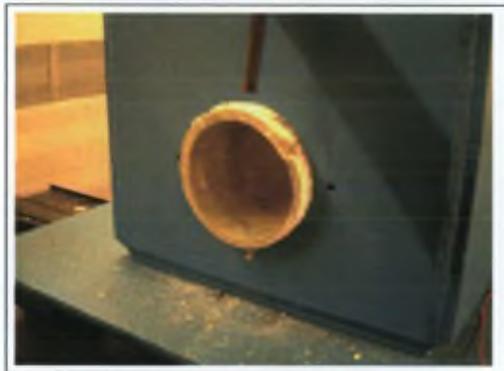


FIGURE 2.36. Alignement du lanceur sur le centre du panneau-cible (Photos : Th. Vandeveld).

La configuration finale du simulant comporte un réglage de la densité par ajout de microballons de phénol ; il est en tout point conforme aux exigences géométriques et de masse. La structure finale du conteneur, présentée la figure 2.9 résulte d'un compromis entre résistance et légèreté. La masse moyenne des conteneurs est aujourd'hui [109] de 1138 g ; l'écart-type sur douze spécimens vaut 11 g. A toutes les vitesses requises, l'intégrité du simulant en vol est assurée, comme en témoignent les images prises pendant les essais.

Dans de nombreux cas, la séparation entre conteneur et simulant est parfaite, comme illustré à la figure 2.37 [106]. Dans d'autres cas, les débris retrouvés ressemblent à ceux de la figure 2.38, où l'état impeccable de la coque intérieure en CFRP démontre qu'aucune agression n'a été subie par le simulant au moment de la séparation. A titre de comparaison, la figure 2.39, bien plus ancienne [105], présente les éléments récupérés à l'issue d'un tir où les dégâts au conteneur expliquent les dommages inacceptables au simulant gélatineux.



(a) Vue par l'avant du lanceur.



(b) Vue par l'arrière du lanceur.

FIGURE 2.37. Séparation parfaite (Photos : Th. Vandeveld).

(a) Vue d'ensemble.



(b) Gros plan de la coque intérieure.

FIGURE 2.38. Résidus du conteneur après le tir (Photos : Th. Vandeveld).

5.2.2 Validation

Une première manière, élémentaire, de valider le développement du simulateur et du conteneur est de s'assurer de son état en vol, après lancement et séparation. Si beaucoup de difficultés ont dû être surmontées, il apparaît aujourd'hui que l'objectif est atteint : même aux vitesses les plus élevées, l'intégrité du simulateur est garantie comme l'illustre la figure 2.40.

Une seconde manière de valider le simulateur est de comparer les effets qu'il provoque sur un panneau déterminé avec ceux obtenus par d'autres impacteurs à énergie d'impact identique. Ces résultats sont disponibles auprès de la SONACA S.A. puisque les essais effectués dans des centres d'essais étrangers sont réalisés avec des simulateurs gélatineux de fabrication locale.



(a) Conteneur vu du haut.



(b) Base du conteneur.

FIGURE 2.39. *Éléments récupérés après tir du projectile complet sans séparateur (Photos : Th. Vandeveld).*



FIGURE 2.40. *Simulant gélatineux, intègre, en vol à 186 m/s (Photo : Th. Vandeveld).*

L'effet à comparer est l'embossement final hors-plan au point d'impact, également appelé déplacement transversal résiduel. Ce paramètre, noté W_{Res} , sera défini en détail au chapitre 3, paragraphe 5.4.2. Pour des raisons de confidentialité industrielle, nous n'avons été autorisé à présenter ces données que sous forme adimensionnelle. Les valeurs de W_{Res} , relevées en mm, ont été divisées par une valeur de référence, connue de l'auteur seul²⁴, et sont affichées en pour cent. La figure 2.41 présente nos résultats pour 44 tirs.

Les résultats de tirs comparables obtenus dans d'autres centres d'essais européens forment un nuage de points tout à fait semblable et superposable au nôtre; nous n'avons malheureusement pas obtenu l'autorisation de la SONACA S.A., propriétaire de ces données, de les publier.

La comparaison avec les données relatives à l'impact de poulets dans d'autres centres d'essais permet de confirmer que l'emploi de la gélatine est conservateur²⁵ : lors de tirs sur les mêmes panneaux, les déformations mesurées, à énergie cinétique identique, sont toujours plus importantes pour les simulants gélatineux (tirés à l'ERM ou dans des centres étrangers) que pour les poulets. Sachant que les essais de certification se font -

24. Des précisions complémentaires en rapport avec cette valeur de référence sont également fournies au chapitre 3, paragraphe 5.3.1.

25. Ici encore, la SONACA S.A n'a pas autorisé la publication de ces données.

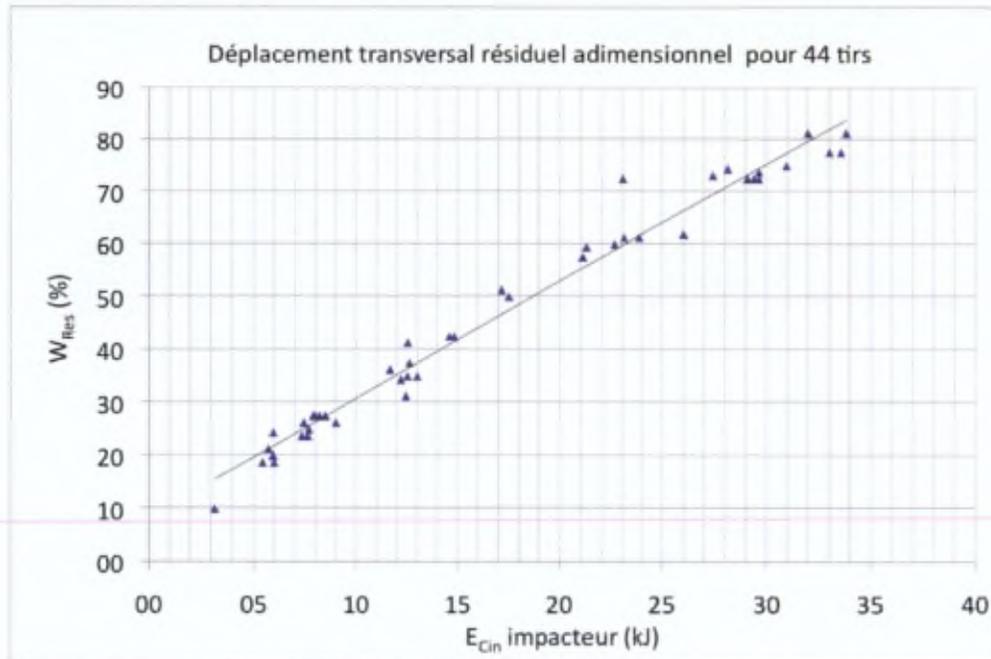


FIGURE 2.41. Déplacement transversal résiduel adimensionnel en fonction de l'énergie cinétique du simulant.

actuellement en tous cas - toujours avec des poulets, cette certitude permet d'affirmer que ce qui résiste à la gélatine résistera aux poulets.

5.3 La vitesse du projectile

5.3.1 Prédiction et justesse

a. Outil de prédiction

Le choix a été fait de régler la vitesse au moyen du positionnement initial du projectile complet dans le lanceur, plutôt que par adaptation de la masse de poudre. Comme paramètre de position, une distance D a été définie à partir de la tranche avant du cône divergent, comme illustré à la figure 2.6.

Devant l'impossibilité actuelle de réaliser une modélisation théorique - exposée au paragraphe 4.1.1 -, une approche empirique a été choisie. Dès que la configuration finale du lanceur a été figée - longueur 9 m, séparateur plan - une base de données expérimentale composée de couples (D, V_0) a été élaborée et enrichie à chaque séance de tir. Une régression - d'abord linéaire, ensuite polynomiale - par ces points a permis petit à petit de développer l'outil de prédiction aujourd'hui disponible. La figure 2.42 illustre cet outil sur base des 78 tirs réalisés entre le 17-10-07 et le 18-12-08. On y trouve les valeurs expérimentales de l'énergie cinétique du simulant à la bouche en fonction de la position initiale du projectile. Le choix d'utiliser l'énergie cinétique plutôt que la vitesse est justifié par les masses très

changeantes des conteneurs en cours de développement ; ceci permet de regrouper en un seul graphique tous les tirs, quelle qu'ait été la masse du projectile complet.

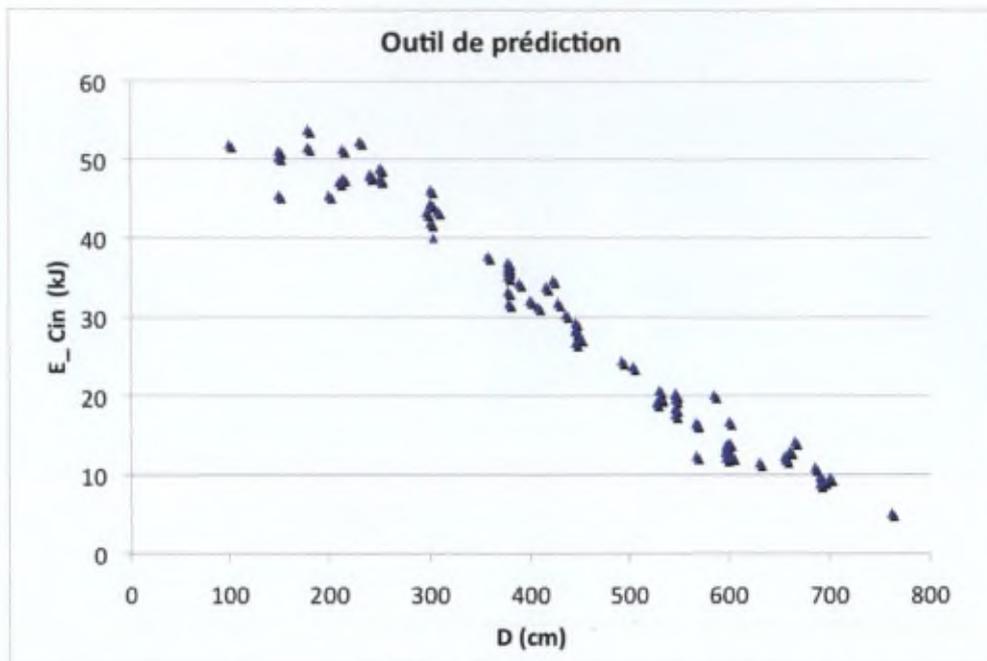


FIGURE 2.42. Energie cinétique du projectile complet à la bouche en fonction de la position initiale D .

b. Validation de l'outil de prédiction

Au moment d'analyser l'outil ainsi élaboré, la configuration du conteneur - et dès lors sa masse - a pu être figée. Il est donc possible de travailler en vitesse plutôt qu'en énergie cinétique. La masse moyenne du projectile complet, valant 2950 g, est employée pour convertir tous les relevés expérimentaux et les ramener au cas où tous les tirs ont été effectués avec un projectile complet affichant cette masse.

L'établissement de l'approximation polynomiale $V_{th} = f(D)$ est opérée grâce au logiciel SPSS²⁶. Partant d'un modèle linéaire, la pertinence des termes du premier degré, puis du second, du troisième et du quatrième degré est évaluée. Pour maximiser le coefficient de corrélation, c'est un polynôme du quatrième degré qui a été retenu tandis que le terme du troisième degré a été éliminé.

Autour du modèle ainsi défini, approximation polynomiale de degré quatre des résultats expérimentaux, un intervalle de confiance à 95 % peut être calculé. Il définit un couloir autour de la valeur du modèle dans lequel 95 % des valeurs expérimentales devraient se trouver.

26. SPSS (Statistical Package for Social Sciences) est une suite logicielle de calculs statistiques ; la version 16.0 a été utilisée pour ces calculs.

La figure 2.43 présente l'ensemble de ces données. On y trouve les 78 couples expérimentaux (D , V_{exp}), l'approximation polynomiale - le modèle qui fournit V_{th} - et les limites supérieures et inférieures²⁷ de l'intervalle de confiance à 95 %.

On y observe que pour une valeur donnée de D , la largeur du couloir dans lequel la probabilité d'observer une vitesse est de 95 % vaut environ 20 m/s. Ceci veut dire concrètement qu'une observation située à 9 m/s de la valeur visée n'est pas erratique. Ceci veut également dire que si l'on veut être certain, comme c'est le cas lors des essais de certification, de dépasser une valeur donnée de la vitesse, il faut "viser" une vitesse supérieure de 10 m/s²⁸.

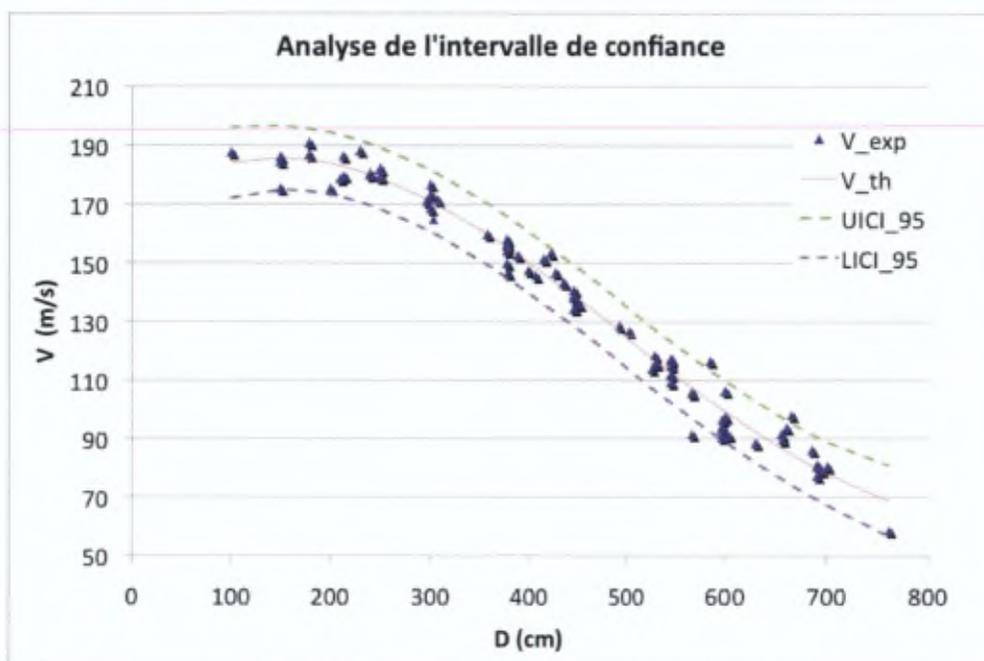


FIGURE 2.43. Intervalle de confiance autour de la régression polynomiale.

On constate que trois ou quatre résultats expérimentaux sur 78 ne se trouvent pas à l'intérieur de l'intervalle de confiance. Ceci semble correspondre aux 5 % tolérés par cet intervalle. Pour s'en assurer de manière plus formelle, on représente à la figure 2.44 les résidus normalisés en fonction de la vitesse du modèle.

On observe d'une part que le nuage de points est bien aléatoire, ce qui nous rassure quant à l'hypothèse de distribution gaussienne formulée implicitement à l'égard des résidus dans la construction du modèle linéaire²⁹. D'autre part, il apparaît clairement que seuls

27. Cas valeurs sont respectivement appelées Upper limit of the Individual Confidence Interval ($UICI_{95}$) et Lower limit of the Individual Confidence Interval ($LICI_{95}$).

28. Dans ce cas, il y aura une probabilité de 97,5 % de dépasser la valeur requise.

29. Ce modèle est dit linéaire car il l'est en les coefficients des puissances de la variable indépendante D . Il n'est pas linéaire au sens d'une régression linéaire classique puisqu'il comporte des termes de puissance supérieure.

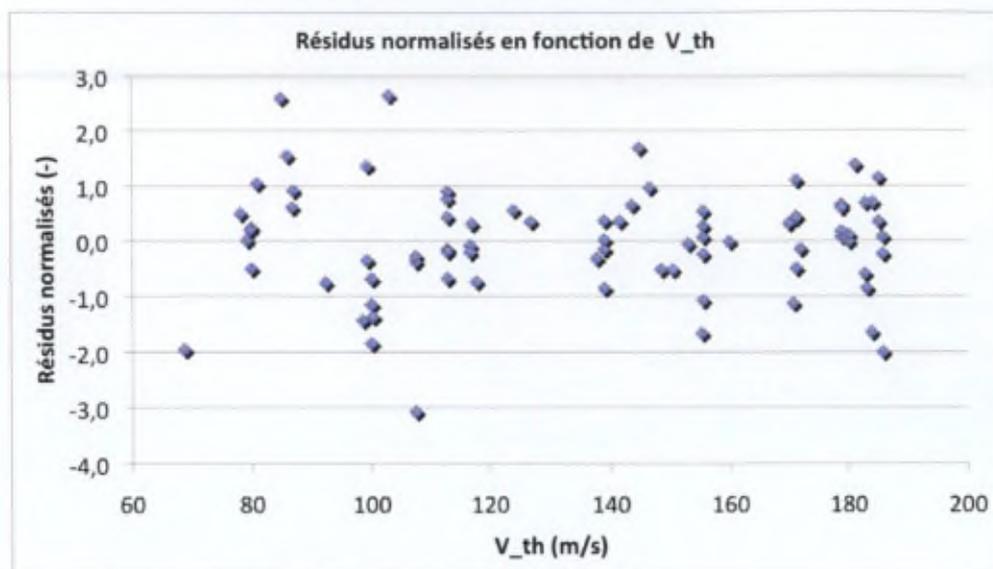


FIGURE 2.44. Résidus normalisés en fonction de la vitesse théorique.

trois points expérimentaux se trouvent en dehors de l'intervalle $[-2, 2]$ sur l'axe des ordonnées. Ceci permet de valider les hypothèses admises pour l'approximation polynomiale des résultats expérimentaux.

Une dernière vérification concerne l'homoscédasticité de la distribution. Il est en effet opportun de s'assurer que la variance des résidus n'est pas fonction de la variable indépendante. A cet effet, l'histogramme des fréquences des résidus normalisés est tracé à la figure 2.45. On observe une allure de l'histogramme très proche de la courbe normale, ce qui exclut l'hypothèse d'hétéroscédasticité.

5.3.2 Erreur de mesure

Pour estimer l'erreur de mesure, on part de la manière dont la vitesse est calculée. Appelant T_{bm} le temps mis par le projectile pour parcourir la base de mesure de longueur L_{bm} , on a

$$V_0 = \frac{L_{bm}}{T_{bm}} \quad (2.6)$$

On peut alors appliquer les relations issues du calcul des erreurs :

$$\frac{\Delta V_0}{V_0} = \frac{\Delta L_{bm}}{L_{bm}} + \frac{\Delta T_{bm}}{T_{bm}} \quad (2.7)$$

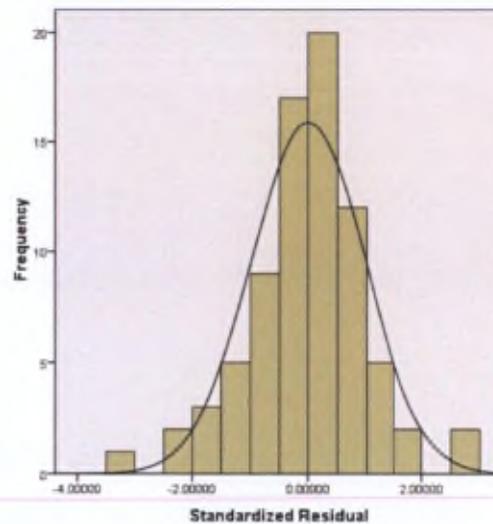


FIGURE 2.45. Histogramme des fréquences des résidus normalisés.

Admettant que l'erreur de mesure sur le temps est négligeable par rapport au terme consacré à la longueur³⁰, il vient

$$\frac{\Delta V_0}{V_0} = \frac{\Delta L_{bm}}{L_{bm}} \quad (2.8)$$

Pour une base de longueur $L_{bm} = 110 \text{ mm}$ et une erreur maximale $\Delta L_{bm} = 1 \text{ mm}$, il vient

$$\frac{\Delta V_0}{V_0} = 0,01 \quad (2.9)$$

5.3.3 Reproductibilité

La dispersion inhérente aux phénomènes de balistique intérieure provoque inexorablement des variations aléatoires en vitesse initiale entre plusieurs tirs effectués aux mêmes éléments. La mesure de cette dispersion peut être donnée par l'écart-type d'un échantillon de tels tirs réalisée en maintenant constantes la masse et la position initiale du projectile complet ainsi que la masse de propulsif. Les résultats de tels essais de reproductibilité [113, 112] sont repris au tableau 2.4. Au vu du coût de ces tirs, il n'a pas été possible d'effectuer plus de deux campagnes de reproductibilité.

5.3.4 Validation

Afin d'évaluer les performances du lanceur développé, la comparaison avec les résultats d'autres installations a été tentée. La SONACA S.A. a aimablement mis à notre

30. A la fréquence d'échantillonnage de 1 MHz, l'erreur maximale commise ΔT_{bm} vaut $2 \mu\text{s}$ et l'ordre de grandeur de T_{bm} est de 0,5 ms. Le rapport est donc de l'ordre de 10^{-3} .

TABLE 2.4. Dispersion en V_0 du lanceur pyrotechnique.

Date	N° du tir	Masse projectile (g)	D (cm)	V_0 (m/s)	E_{Cin} (kJ)
31-01-08	1	2815	377	162	36,9
31-01-08	2	2814	377	154	33,2
31-01-08	3	2816	377	160	35,8
31-01-08	4	2811	377	158	35,1
31-01-08	5	2815	377	161	36,3
Moyenne				159	35,5
Ecart-type				3,2	1,4
29-02-08	1	2850	546	117	19,5
29-02-08	2	2859	546	111	17,6
29-02-08	3	2846	546	114	18,5
29-02-08	4	2863	546	114	18,6
29-02-08	5	2860	546	119	20,2
29-02-08	6	2849	546	120	20,3
Moyenne				116	19,1
Ecart-type				3,0	1,1

disposition une base de données succincte de résultats d'essais obtenus dans différents centres d'essais en Europe au cours des dernières années. Il s'agit de lanceurs pneumatiques dans tous les cas. Pour des raisons de confidentialité industrielle, aucune mention n'est faite de l'endroit précis, ni du projet d'avion pour lequel les essais ont été effectués. On y sépare toutefois les essais de développement de ceux de certification. Pour les 48 essais de la première catégorie, la consigne en vitesse est simplement d'atteindre une vitesse la plus proche possible de la vitesse requise. Pour les 39 essais de certification par contre, la consigne est légèrement différente dans la mesure où l'on exige de ne pas réaliser de vitesse inférieure à la vitesse requise. Il s'agit en effet d'obtenir un niveau minimal d'énergie cinétique imposé par une norme.

Les figures 2.46 et 2.47 présentent graphiquement ces résultats, appelés "R&D" et "Certification". Une troisième série de données est celle constituée par nos propres essais, dont les 40 tirs les plus récents en date du 20 janvier 2009 ont été retenus et étiquetés "ABAL". Le premier graphique illustre ce que nous appelons la justesse du tir en vitesse, c'est-à-dire l'écart ΔV entre la vitesse mesurée V_{mes} et vitesse requise V_{req} ; la figure 2.47 présente la valeur absolue de cette justesse.

Le tableau 2.5 présente les résultats de l'analyse de ces données. On y note $\overline{\Delta V}$ la moyenne des écarts entre V_{mes} et V_{req} ; $s_{\Delta V}$ est l'écart-type de cette différence. Pour l'étude des valeurs absolues des écarts, ces deux variables deviennent $|\Delta V|$ et $s_{|\Delta V|}$ respectivement.

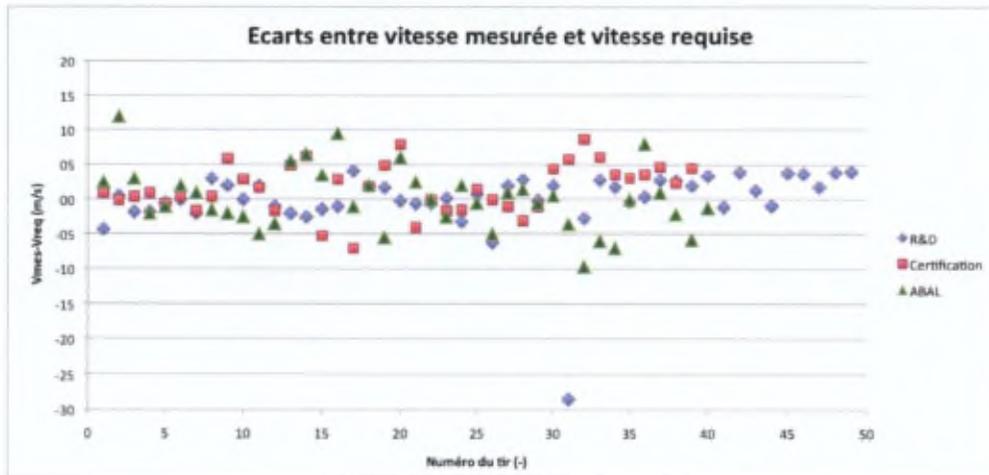


FIGURE 2.46. Justesse des lanceurs, comparaison entre centres d'essais.

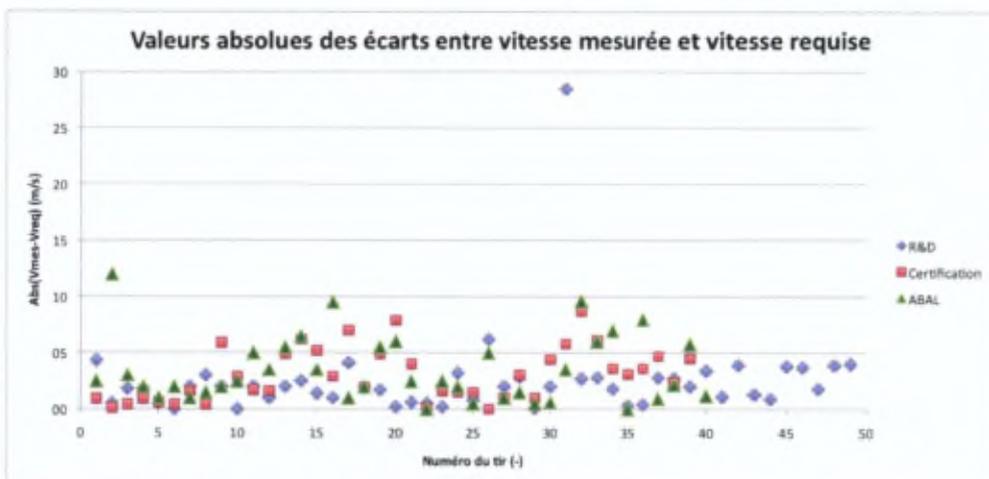


FIGURE 2.47. Justesse absolue des lanceurs, comparaison entre centres d'essais.

TABLE 2.5. Justesse et précision du lanceur : Comparaison avec les résultats d'autres centres d'essais.

	R&D	Certification	ABAL
Nombre de tirs	49	39	40
$\overline{\Delta V}$ (m/s)	0,0	1,6	0,1
$s_{\Delta V}$ (m/s)	4,8	3,5	4,5
$ \overline{\Delta V} $ (m/s)	2,5	3,0	3,4
$s_{ \Delta V }$ (m/s)	4,1	2,4	2,9
Nombre de cas où $ \Delta V > 5 \text{ m/s}$ (%)	4	21	27

- On observe que, pour les tirs avec le lanceur pyrotechnique à double étage,
- la moyenne des écarts en vitesse est très proche de zéro ($\overline{\Delta V} = 0,1$ m/s), ce qui indique l'absence de biais systématique. On peut noter que le même paramètre vaut 1,6 m/s pour les tirs de certification, ce qui confirme que l'on "vise" une valeur plus élevée lors de ces tirs ;
 - la dispersion $s_{\Delta V}$ (4,5 m/s) est légèrement inférieure à celle des essais R&D (4,8 m/s) ;
 - la valeur moyenne des écarts absolus (3,4 m/s) est légèrement plus importante que celle des deux autres séries d'essais (respectivement 2,5 et 3,0 m/s) ;
 - la dispersion sur la valeur absolue des écarts (2,9 m/s) se situe entre celles des deux autres séries (2,4 m/s et 4,1 m/s) ;
 - la proportion de tirs où la vitesse mesurée dépasse de plus de 5 m/s la valeur requise est plus importante (27 %) que pour les deux autres séries (4 % et 21 %). Toutefois, cette proportion diminue avec le nombre d'essais effectués. En effet, si l'on tient également compte des sept tirs réalisés le 27 janvier 2009 [114] et qu'on examine les 28 derniers tirs, cette valeur chute à 21 %, c'est-à-dire la même valeur que celles obtenue en certification.

5.3.5 Perte de vitesse

Les normes en vigueur en matière de sécurité aéronautique³¹ imposent, pour les essais de certification relatifs à l'impact aviaire, une vitesse d'impact V_{imp} donnée. Or, à ce stade de la présente thèse, la vitesse du projectile a exclusivement été mesurée à la bouche du tube ou, à quelques rares occasions, en vol, au moyen de caméras haute-vitesse.

La mesure directe de la vitesse du projectile lors de l'impact est difficile. En effet, les abords immédiats du point d'impact sont occupés par une cage de confinement transparent - visible à la figure 2.48 - destinée à limiter les projections de débris de gélatine dans le laboratoire tout en autorisant des prises de vue cinématographiques. Cette armature rend quasi impossible l'installation d'appareils de mesure de vitesse à cet endroit. D'autre part, les tentatives d'emploi d'un radar Doppler pour suivre le projectile en vol se sont révélées infructueuses.

Il a dès lors été décidé de contourner la difficulté en calculant un majorant de la perte de vitesse du simulant gélatineux sur sa trajectoire. Or, la principale force agissant sur le projectile en vol est la traînée \overline{D} dirigée en sens opposé à la vitesse et dont l'expression utilisée en aérodynamique et en balistique extérieure vaut :

$$\overline{D} = -0,5 \rho_A S C_D V^2 \overline{1_x} \quad (2.10)$$

31. Ces normes sont citées au paragraphe 3.1



(a) Vue latérale.



(b) Vue d'ensemble.

FIGURE 2.48. Cage de confinement (Photo : Th. Vandeveld).

où ρ_A est la masse volumique de l'air, S le maître-couple du projectile, V sa vitesse et $\bar{1}_x$ le vecteur unitaire suivant l'axe du vecteur vitesse. C_D est le coefficient de traînée, adimensionnel.

La longueur de la trajectoire est de l'ordre de 4 m. Dès lors, elle peut être considérée comme horizontale et le coefficient de traînée C_D peut être assimilé à une constante notée C_{D_0} ³². On pose

$$K = \frac{\pi d^2 \rho_A C_{D_0}}{8m} \quad (2.11)$$

où d est le calibre du projectile et m sa masse. Notant V_x la vitesse à la distance x de la bouche et V_0 la vitesse à la bouche, on démontre en projetant sur l'axe OX - colinéaire avec l'âme du tube et positif vers la cible - que

$$V_x = V_0 e^{-Kx} \quad (2.12)$$

Substituant les valeurs numériques relatives au simulatant gélatineux, il vient

$$K = 0,00385 C_{D_0} \quad (2.13)$$

et dès lors

$$V_x = V_0 e^{-0,0154 C_{D_0} x} \quad (2.14)$$

L'estimation de la valeur de C_{D_0} se fait par analogie avec un projectile géométriquement semblable à l'impacteur gélatineux et dont les caractéristiques aérodynamiques sont bien

³². On néglige ce faisant le terme de C_D qui est fonction de l'angle d'obliquité, ce qui est légitime pour d'aussi courtes portées.

connues. Il s'agit de l'obus 105 mm HEP³³ qui, pour des vitesses subsoniques, présente des valeurs de C_{D_0} inférieures à 0,5.

Des simulations numériques ont alors été effectuées pour toutes les vitesses comprises entre 80 m/s et 180 m/s et pour toutes les valeurs de C_{D_0} inférieures à 0,5. Un majorant de la chute de vitesse a ainsi pu être obtenu. Il résulte en effet de ces calculs que pour toutes ces combinaisons,

$$V_0 - V_4 < 1,5 \text{ m/s} \quad (2.15)$$

La perte de vitesse étant majorée par cette dernière équation, il suffit dès lors d'ajouter 1,5 m/s à la vitesse V_{imp} imposée par la norme pour obtenir la vitesse requise à réaliser avec le lanceur pyrotechnique.

5.4 La cinématographie haute-vitesse

Grâce à l'emploi de moyens d'éclairage appropriés et judicieusement disposés, il a été possible d'obtenir des enregistrements cinématographiques à haute-vitesse performants tant en monochrome qu'en couleur.

La figure 2.49 présente un extrait de l'enregistrement monochrome à 10000 i/s de la séparation, en vol à 116 m/s, entre un simulant gélatineux et la coque intérieure de son conteneur [104].



FIGURE 2.49. Simulant en vol filmé à 10000 i/s (Photo : Th. Vandeveld).

La figure 2.50 présente quatre extraits de l'enregistrement monochrome à 6000 i/s d'un impact à 111 m/s [112].

33. Cet obus de char, de type *High Explosive Plastic*, est un obus à charge plate tiré entre autres par les chars de combat Leopard I en service à la Défense belge.

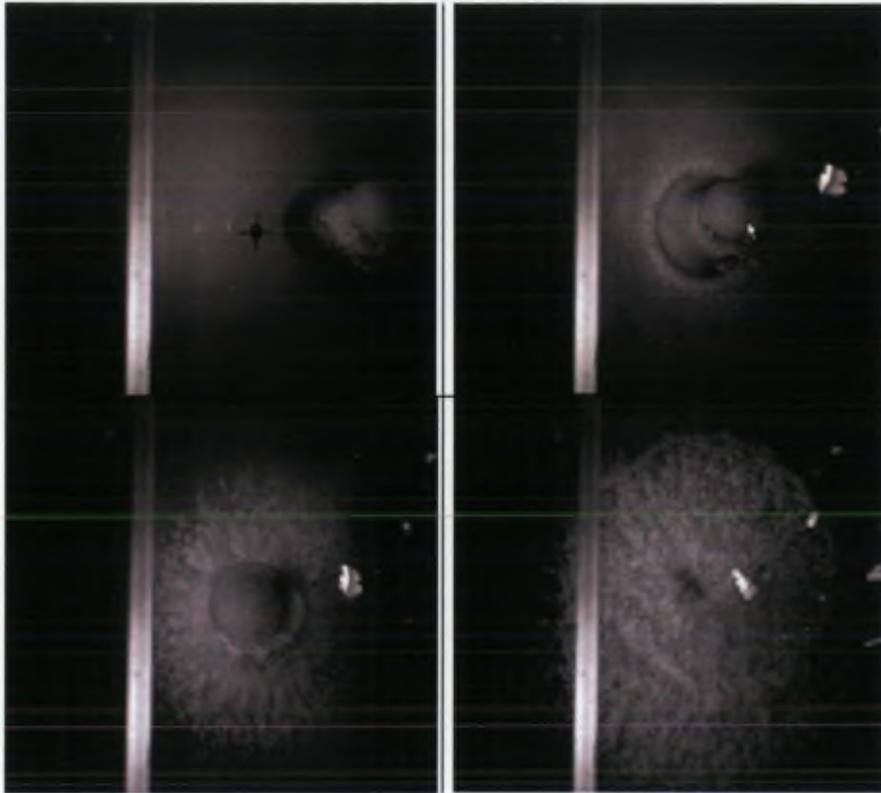


FIGURE 2.50. Impact à 111 m/s (Photos : Th. Vandeveld).

Les figures 2.51, 2.52 et 2.53 ont été prises à 3000 i/s lors d'un tir à 186 m/s effectué le 16 avril 2008 [108] ; on peut y apprécier le vol rectiligne et sans obliquité du projectile, son intégrité ainsi que la netteté des prises de vue haute-vitesse en couleur.



FIGURE 2.51. Impacteur en vol à 186 m/s (Photo : Th. Vandeveld).

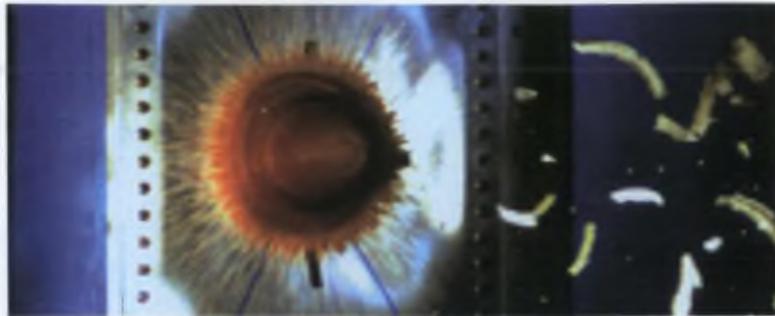


FIGURE 2.52. Impact à 186 m/s, vue 1 (Photo : Th. Vandeveld).



FIGURE 2.53. Impact à 186 m/s, vue 2 (Photo : Th. Vandeveld).

6 Conclusions partielles

Sur base d'un état de l'art scientifique, l'opportunité d'un lanceur pyrotechnique à double étage pour simulateurs d'oiseaux a été démontrée.

L'objectif consistant à le mettre au point et à le valider a été atteint.

Le laboratoire ABAL dispose aujourd'hui d'un dispositif fiable capable d'accélérer un simulateur et son conteneur à des vitesses comprises entre 80 et 180 m/s. Il est de dimensions plus réduites que les lanceurs pneumatiques et peut être employé à l'intérieur d'un laboratoire. Il est capable de lancer des projectiles à des cadences qui ne sont bridées que par le temps de changer les panneaux-cibles.

Statistiquement³⁴, la vitesse atteinte est, en moyenne, égale à la vitesse requise ; l'écart-type qui caractérise la dispersion autour de cette moyenne est comparable à celui relevé dans les autres centres d'essais européens.

La qualité de l'outil de prédiction est en permanente amélioration puisque chaque nouveau tir enrichit la base de données existante dont cet outil est induit. La mesure de vitesse s'effectue par deux bases filaires indépendantes, avec une erreur maximale de 1 %.

34. Pour un intervalle de confiance de 95 %.

La séparation entre conteneur et simulat s'opère sans interférences. Le vol est horizontal et sans obliquité observable. Les prises de vue du projectile, indispensables pour s'assurer de son intégrité, s'effectuent par cinématographie haute-vitesse, monochrome ou couleur, à des fréquences d'enregistrement allant jusqu'à 10 000 images par seconde.

Les moyens métrologiques mis en oeuvre - vitesse, accélération et pression - ainsi que des moyens de cinématographie haute-vitesse ont permis de valider les solutions développées. La qualité remarquable des images et des vidéos de ces tirs à plus de 180 m/s est obtenue grâce à la combinaison d'un éclairage puissant judicieusement disposé de manière à éviter les réflexions parasites et de réglages des caméras permettant à la fois des fréquences de prises de vues et des vitesses d'obturation très élevées.

Plus de 90 tirs en conditions identiques ont déjà été effectués depuis la fin de la mise au point du lanceur. Sa fiabilité, tant au niveau des vitesses que de l'observation en vol, est démontrée.

Les images les plus récentes - voir figures 2.51 à 2.53 - , prises à très haute vitesse du projectile, illustrent également la parfaite symétrie axiale de l'écoulement sur le panneau, couronnant³⁵ en quelque sorte le travail de cette première étape.

* * * * *

35. Les essais de lancement pyrotechnique sont en cours d'accréditation pour l'obtention de la norme ISO 17025.

Chapitre 3 :

Détermination expérimentale du champ des déplacements transversaux

Ne demande jamais ton chemin à celui qui sait.
Tu pourrais ne pas te perdre !

Simone Bernard-Dupré

1 Résumé

Ce chapitre aborde la question de la détermination expérimentale du champ des déplacements transversaux d'un panneau-cible sur lequel est tiré un simulant d'oiseau. Différentes solutions en matière d'instrumentation sont décrites et analysées. La stéréoscopie binoculaire par corrélation numérique d'images, solution retenue, est exposée en détail et son état de l'art est dressé. La mise en oeuvre concrète de cette technique et les réalisations atteintes constituent le coeur de ce chapitre. Une comparaison approfondie des résultats obtenus à ceux fournis par une autre technique de mesure en est un autre temps fort. La comparaison de nos résultats à ceux obtenus par simulation numérique ainsi que nos conclusions partielles clôturent ce chapitre.

2 Position du problème

Depuis plus de trente ans, les constructeurs aéronautiques ont introduit les matériaux composites dans les structures des avions commerciaux. L'objectif poursuivi est de remplacer progressivement les alliages métalliques traditionnels en de nombreux endroits de la structure de l'avion. Après les balbutiements des composites renforcés de fibres

de verre (GFRP³⁶), ce sont aujourd'hui les matériaux renforcés par des fibres de carbone (CFRP³⁷) qui sont quasi exclusivement utilisés lorsqu'il s'agit de remplacer les alliages métalliques. Du côté européen [31], AIRBUS a franchi un pas important en équipant la structure de son très gros porteur A380 de 22 % de matériaux composites. Le futur long courrier A350, dont les premiers vols sont prévus en 2012, comportera quant à lui près de 50 % de matériaux nouveaux. Du côté américain, BOEING se lance également de manière intensive dans l'incorporation de ces matériaux puisque la structure de son futur B787 Dreamliner sera composée à plus de la moitié de matériaux composites.

Les principaux avantages de ces matériaux sont le gain de masse - garant de réduction de consommation -, leur insensibilité à toute forme de corrosion - synonyme de réduction des opérations de maintenance -, mais surtout leur capacité à être mis en forme lors de la fabrication, ce qui réduit de manière significative les durées et donc les coûts d'assemblage.

Parmi les principaux défis techniques, on trouve la maîtrise des procédés de fabrication dont les paramètres influencent fortement la qualité des pièces finies. C'est pourquoi un traçage systématique des pièces pendant la fabrication ainsi que de très nombreuses activités de contrôle non destructif viennent accroître le coût de mise en oeuvre des matériaux composites.

L'utilisation de matériaux composites pour la fabrication de bords d'attaque ajoute plusieurs contraintes : le bord d'attaque, qu'il soit de voilure fixe ou mobile, sert en effet de bouclier contre les différentes agressions frontales susceptibles de survenir : impact aviaire, grêle et érosion en sont les principales.

La structure intrinsèquement hétérogène des CFRP³⁸ rend la simulation numérique de son comportement bien plus complexe que celle des alliages métalliques. Les modes de défaillance spécifiques tels que le délaminage³⁹ sont encore imparfaitement connus et délicats à modéliser ; les modèles mathématiques mis en oeuvre en analyse par éléments finis (FEA⁴⁰) sont dès lors moins performants que les modèles pour structures métalliques.

Ce constat fait émerger le besoin de caractériser ces modes de rupture de manière expérimentale : de la confrontation des résultats d'essais et de simulations numériques pourra découler une amélioration des modèles, que ce soit au niveau des paramètres du matériau proprement dit, au niveau de certaines hypothèses liées au modèle ou encore au niveau des conditions aux limites. Dans le cas de l'impact aviaire, ces essais doivent prendre en compte le caractère dynamique de l'action de l'oiseau sur la structure et ne peuvent donc pas s'effectuer en conditions statiques ou quasi-statiques.

36. *Glass Fiber Reinforced Plastics.*

37. *Carbon Fiber Reinforced Plastics.*

38. Un CFRP est typiquement composé d'une matrice en polymère (la résine) qui assure la cohésion de la structure et d'un renfort (les fibres) qui reprend les charges mécaniques.

39. Le délaminage - *delamination* en anglais - est un défaut de cohésion entre deux couches (ou plis) qui abaisse les caractéristiques mécaniques du composite et peut engendrer la ruine totale de la structure.

40. *Finite Element Analysis.*

En ce qui concerne les panneaux métalliques, de tels essais d'impact sont effectués depuis longtemps dans le cadre de l'étude de la résistance à l'impact aviaire. Typiquement, ce sont les déformations plastiques résiduelles qui sont mesurées et comparées aux prédictions du modèle numérique. Dans le cas des matériaux composites, si le tir n'a pas provoqué de rupture du panneau-cible, on peut certes appliquer des techniques de contrôle a posteriori telles que le scanner ou l'échographie, mais le comportement fragile⁴¹ de ces matériaux empêche toute mesure de déformation résiduelle.

De là découle la nécessité de pouvoir disposer, pour les panneaux composites, de données expérimentales dynamiques, c'est-à-dire relevées pendant la sollicitation. De telles données permettraient non seulement d'affiner les modèles de calculs pour éléments finis comme déjà évoqué, mais également de mieux comprendre les modes de rupture de ces panneaux. De plus, de telles mesures permettent de contrôler la flèche maximale que présente le panneau composite et de vérifier qu'elle n'excède pas les tolérances imposées par la présence de composants placés derrière le bord d'attaque, tels que des conduites de kérosène, des conduites du système de dégivrage ou encore des câbles électriques.

Appliqués au cas des panneaux métalliques, correctement modélisés aujourd'hui mais pour lesquels les mesures dynamiques n'étaient pas encore disponibles, de tels résultats pourraient permettre d'affiner la connaissance de l'importance des conditions aux limites des modèles FEA : vérifier si les types d'encastresments choisis correspondent suffisamment à la réalité de la fixation sur les outillages est un exemple possible d'exploitation de l'information dynamique.

Il est à noter que les vitesses d'impact ne seront pas les mêmes dans les deux cas. En effet, si des panneaux métalliques peuvent résister sans rupture à toutes les vitesses allant de 80 m/s à 180 m/s, il n'en est pas de même pour les panneaux composites, limités à des vitesses plus faibles si on veut éviter des épaisseurs inacceptables. La figure 3.1 illustre l'allure typique d'un aileron moderne où le bord d'attaque est métallique tandis que l'extrados est en matériau composite. Les voilures mobiles qui seront équipées de matériaux composites risquent en effet d'être percutées par un oiseau lors des phases de décollage et d'atterrissage, phases pendant lesquelles elles sont déployées et où la vitesse de l'avion est inférieure à V_c .

3 Choix de l'instrumentation

3.1 Conditions d'essai et exigences

Afin de choisir l'instrumentation permettant d'obtenir les données dynamiques requises, il est indispensable de spécifier quelques ordres de grandeur des phénomènes à observer et de préciser ce qui est souhaité exactement. Pour des raisons de coûts d'une

41. En résistance des matériaux, un matériau est dit fragile si lors d'un essai de traction, la rupture survient au cours de la déformation élastique.

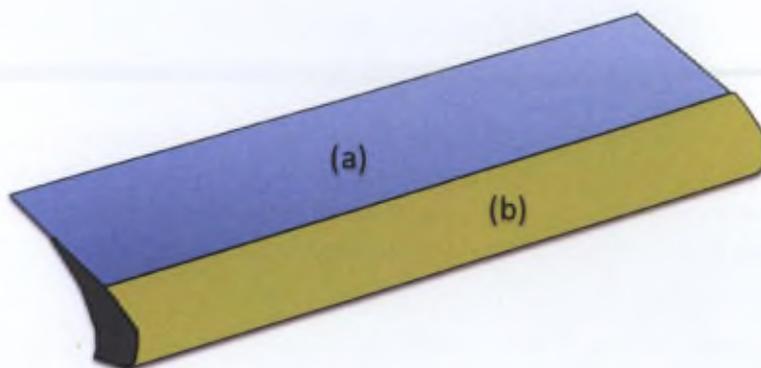


FIGURE 3.1. Profil d'un élément de voilure mobile : (a) Extrados en matériau composite ; (b) Nez métallique du bord d'attaque.

part, pour pouvoir bénéficier des résultats des simulations FEA d'autre part, tous les essais de mise au point de la technique de mesure se feront sur des panneaux en alliage métallique traditionnel à base d'aluminium.

Les panneaux métalliques qui seront soumis à impact sont des éléments plans et rectangulaires de dimensions 500 x 900 mm. Leur épaisseur est de quelques millimètres⁴². Les simulations numériques ont permis d'estimer les paramètres suivants : la durée de la déformation du panneau est de l'ordre de 10 ms ; l'amplitude du déplacement transversal résiduel est inférieure à 100 mm ; compte tenu du contenu fréquentiel des oscillations, le laps de temps entre deux mesures ne devrait pas dépasser 250 μ s. Enfin, l'énergie cinétique à l'impact peut atteindre 29 kJ⁴³.

Le minimum à obtenir en termes de mesures est le déplacement transversal unidimensionnel W en fonction du temps d'un point situé sur la face arrière du panneau - typiquement le centre de la zone d'impact - , comme esquissé à la figure 3.2. La grandeur W se définit perpendiculairement au plan du panneau ; elle est nulle avant le tir et positive vers l'arrière du panneau.

Un résultat bien plus complet serait d'obtenir le champ de ces déplacements transversaux issus de l'impact. En effet, un tel jeu de données, constitué d'informations disponibles en tout point de la zone déformée du panneau, pourrait être comparé en de plus nombreux noeuds de maillage avec des résultats de simulations FEA.

3.2 Extensométrie mécanique

Les techniques les plus anciennes et les plus simples à mettre en oeuvre - du moins apparemment - sont les méthodes d'extensométrie mécanique, basées sur un contact avec

42. Cette donnée est classifiée *confidentiel industrie*.

43. Cette valeur de l'énergie est celle d'un projectile de 1,814 kg à une vitesse de 180 m/s.

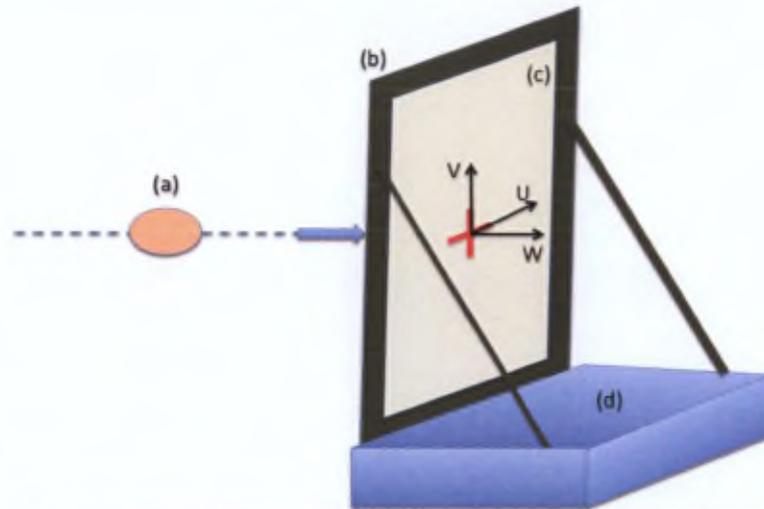


FIGURE 3.2. Déplacement transversal W : (a) Simulant en vol; (b) Cadre support; (c) Panneau-cible métallique ou composite; (d) Table support.

la pièce à mesurer. Elles opèrent une mesure directe ou indirecte de W au moyen d'un capteur en contact physique avec l'échantillon.

Parmi ces techniques, on peut citer le capteur de déplacement inductif (LVDT⁴⁴) et sa variante (DVRT⁴⁵). Il s'agit d'un capteur composé d'une tige qui coulisse sans contact à l'intérieur de trois bobines d'induction. Comme illustré à la figure 3.3, un courant circule dans l'enroulement primaire, et les enroulements secondaires sont dimensionnés, connectés et positionnés de manière à ce que la tension V_2 mesurée à leurs bornes soit proportionnelle au déplacement de la tige coulissante.

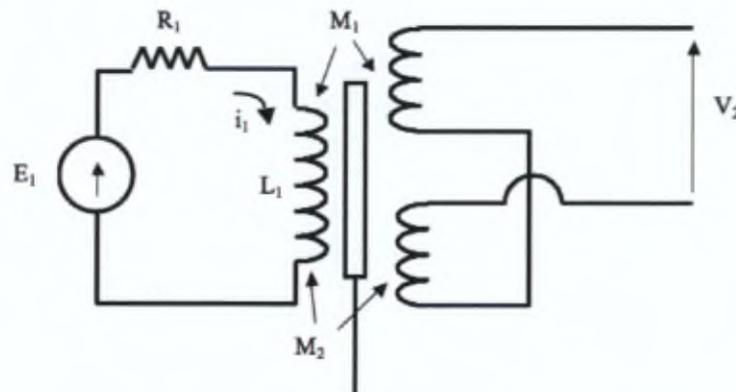


FIGURE 3.3. Principe du LVDT (d'après [21]).

Les oscillations survenant au cours de la déformation du panneau rendent délicate la mise en oeuvre de ces capteurs dans notre application. Pour suivre ces oscillations, ils

44. Linear Variable Differential Transformer.

45. Differential Variable Reluctance Transformer.

seront alternativement sollicités en traction et compression ; ceci suppose que l'extrémité de la tige coulissante soit fixée au panneau, ce qui ne peut que très difficilement se faire sans interférer avec le comportement de ce dernier.

De nombreux autres systèmes à contact, basés sur des transducteurs potentiométriques résistifs par exemple, souffrent de cette même difficulté. Dans le cas particulier du potentiomètre, la fréquence des oscillations (de l'ordre de 100 Hz comme on le verra plus loin) pose un autre problème : celui de l'usure mécanique due au frottement.

L'emploi d'accéléromètres fixés sur la face arrière du panneau est une autre solution. La double intégration du signal obtenu permettrait d'obtenir les déplacements dans une, deux ou trois directions selon la complexité du capteur choisi. Toutefois, l'obligation de fixer l'accéléromètre au panneau présente à nouveau, particulièrement dans le cas des panneaux en matériaux composites, le caractère intrusif déjà condamné ci-dessus et exclut dès lors l'emploi de cette technologie.

Enfin, l'emploi de jauges de déformation pourrait également être envisagé ; au delà du problème de l'intrusion, plus modéré vu la faible masse des jauges, la dynamique des impacts provoquera plus que probablement de sérieuses difficultés de mise en oeuvre, de calibrage dynamique et d'exploitation des mesures.

Ce survol des méthodes extensométriques mécaniques permet de comprendre pourquoi elles ont depuis plusieurs années été progressivement remplacées par des méthodes d'extensométrie optique, affranchies du contact et dès lors de l'aspect intrusif.

3.3 Extensométrie optique

Les méthodes optiques se sont rapidement imposées au cours des dernières décennies en raison de leur caractère non intrusif, de leur résolution spatiale, de leur sensibilité élevée mais surtout de l'importance du champ examiné [74]. En effet, on passe d'une mesure ponctuelle, propre aux techniques mécaniques, à une mesure disponible en une multitude de points, caractéristique de l'extensométrie optique. L'augmentation permanente de la puissance de calcul disponible a aujourd'hui rendu encore plus accessibles ces techniques qui requièrent le traitement automatique de données en grand nombre.

En marge de ces techniques de champ, il existe quelques techniques ponctuelles d'extensométrie optique ; c'est le cas de l'extensomètre laser notamment, dont il sera question au paragraphe 5.4.3.

Parmi les familles de méthodes fournissant une carte de profondeur dense (*full field mapping*), on peut citer l'interférométrie et la stéréoscopie.

Le principe de l'interférométrie optique [26] consiste à exploiter l'information contenue dans les franges d'interférence. Celles-ci proviennent de la superposition de deux ondes. Selon la manière dont cette superposition est obtenue, on distingue notamment l'interférométrie holographique, l'interférométrie de speckle et l'interférométrie moiré. Ces trois

méthodes sont brièvement abordées ci-après ; leur description plus complète fait l'objet de l'annexe C.

3.3.1 Interférométrie holographique

Le principe de l'interférométrie holographique consiste à réaliser tout d'abord un hologramme simple d'un objet à l'état 1, en l'éclairant avec une source lumineuse laser, intrinsèquement monochromatique et cohérente. On enregistre ensuite une seconde exposition sur la même plaque, l'objet étant cette fois dans l'état 2. A la restitution de la plaque, on obtient la superposition de deux ondes issues de l'objet dans les états 1 et 2. Ces deux ondes interfèrent et les franges d'interférences observées traduisent la modification subie par l'objet : les franges constituent des lignes d'isoamplitude de déplacement.

Quelques variantes de cette technique sont détaillées à l'annexe C. On retiendra qu'outre sa lenteur de mise en oeuvre, l'inconvénient majeur de cette méthode est la stabilité très importante requise pour le montage holographique, l'objet et l'environnement pendant la durée de chaque pose.

3.3.2 Interférométrie de speckle

Le speckle⁴⁶ est l'aspect granuleux que prend une surface réfléchissante éclairée par un laser. Au niveau microscopique, toute surface présente en général une certaine micro-rugosité, c'est-à-dire des irrégularités de forme dont l'amplitude est supérieure ou égale à la longueur d'onde de la lumière visible. Quand une surface de ce type est éclairée par de la lumière laser, l'onde diffusée subit un déphasage aléatoire à cause de la différence de chemin optique liée à la micro-rugosité. Les mesures de formes et de déformations dans la gamme de sensibilité de l'ordre du micron utilisent les techniques de photographie de speckle et d'interférométrie de speckle.

Cette technique, comme la précédente, pose le problème de la mise en oeuvre à réserver à des laboratoires exempts de poussières où une extrême précision dans l'alignement des dispositifs peut être respectée.

3.3.3 Interférométrie de moiré

Le moiré est un effet de contraste changeant avec la déformation d'un objet, indépendamment des effets d'ombre⁴⁷. D'une manière plus générale, le moiré est une figure composée de lignes sombres et claires résultant de la superposition de deux réseaux de lignes parallèles. Ce phénomène d'interférences spatiales entre les deux réseaux peut être

46. L'emploi du mot français *tavelure* est encore tellement peu répandu que nous préférons l'emploi du *speckle* omniprésent dans la littérature.

47. Un tel effet s'obtient notamment en superposant deux voiles à maille régulière ou bien en observant deux grillages l'un derrière l'autre.

utilisé pour analyser la déformation d'un objet : le moiré est obtenu en traçant un réseau sur cet objet et en superposant le réseau de référence correspondant à l'état 1 au réseau déformé obtenu sur l'objet à l'état 2.

3.3.4 Stéréoscopie numérique

La stéréoscopie numérique regroupe un ensemble de techniques pour reconstruire la troisième dimension au départ des informations contenues dans des paires d'images. Si ces images sont prises avec une seule caméra, on parle de stéréoscopie monoculaire ; si deux caméras synchronisées ont été employées pour réaliser des paires d'images, on parle de stéréoscopie binoculaire⁴⁸. Basées sur l'observation que les deux yeux humains parviennent naturellement à reconstruire le relief au départ des images transmises au cerveau par chaque oeil, des applications stéréoscopiques sont envisagées depuis la mise au point des techniques photographiques. On parlait alors de stéréovision analogique ou optique. Développées intensivement depuis les années 80, les techniques numériques ont profité de l'amélioration des algorithmes de traitement de données et de l'incessante augmentation de la puissance des calculateurs pour devenir aujourd'hui des outils indispensables dans de nombreux domaines tant en recherche qu'en industrie.

Moyennant l'adoption pour les caméras du modèle sténopé ou modèle du trou d'aiguille (*pinhole model*), le principe de la stéréoscopie binoculaire est relativement simple [40] : l'information de profondeur peut être obtenue par triangulation à partir de deux images ayant une partie commune dans leur champ de vision. En guise d'illustration, la figure 3.4 présente deux caméras prenant une image du même objet. Pour simplifier les calculs⁴⁹, ces caméras sont disposées dans le plan horizontal OXZ et décalées par rapport à l'axe OZ d'un même angle $\alpha/2$.

Les trois étapes successives de la reconstruction du relief sont le calibrage, l'appariement et la triangulation. Le calibrage consiste à déterminer les paramètres géométriques du dispositif, à savoir les distances et les angles caractérisant les positions respectives de l'objet et des caméras. L'appariement - ou mise en correspondance - consiste à identifier pour chaque point-objet, le pixel (*picture element*) dans l'image de gauche et celui dans l'image de droite qui lui correspondent. La triangulation - ou reconstruction 3D - réside quant à elle en un calcul de la valeur de la variation de Z - c'est-à-dire de W - pour chaque point de l'objet.

48. Des techniques multi-vues, utilisant plus de deux caméras, sont en cours de développement [37] ; elles s'attachent à reconstruire l'image en éléments de volume (voxels) au lieu d'éléments d'image (pixels).

49. La généralisation à toute paire de caméras disposées de manière aléatoire ne pose aucun problème.

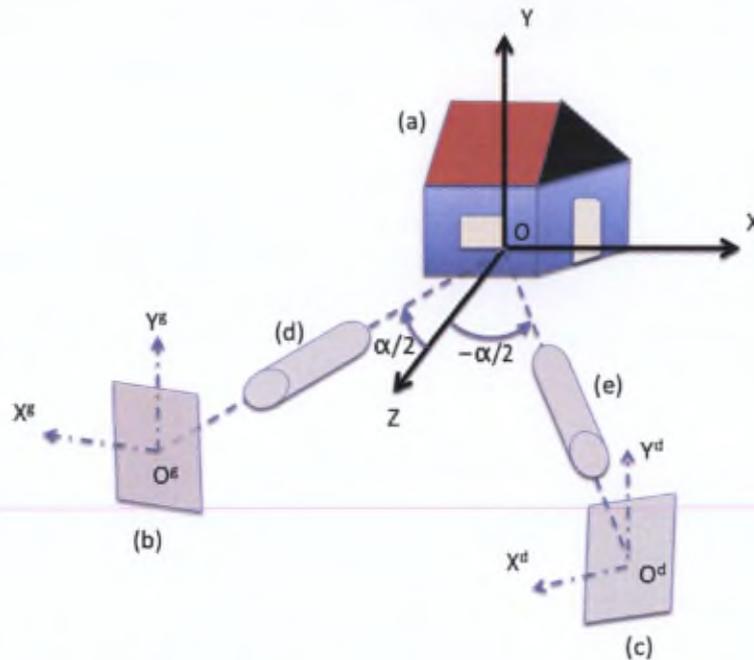


FIGURE 3.4. *Prise de vue en stéréoscopie binoculaire (d'après [40]). (a) Objet; (b) Image de gauche; (c) Image de droite; (d) Système optique de gauche; (e) Système optique de droite.*

3.4 Choix de la méthode

Confronté au choix d'une méthode pour répondre au besoin de mesure dynamique du déplacement transversal d'un panneau dans le cadre d'essais d'impact aviaire, nous avons pris en considération plusieurs éléments.

Le plus important est sans aucun doute le fait que les méthodes interférométriques comportent des contraintes de stabilité très exigeantes, restreignant leur emploi à un environnement de laboratoire de type salle blanche et non à des applications réelles [29]. La lenteur de mise en oeuvre de ces méthodes en constitue un autre inconvénient majeur. Les méthodes stéréoscopiques semblaient donc devoir s'imposer.

De plus, l'analyse détaillée des conditions expérimentales leur est favorable. En effet, le contexte des essais permet de maîtriser l'instant d'impact ainsi que le positionnement des caméras et des moyens d'éclairage; les déformations attendues sont généralement symétriques par rapport au point d'impact de l'impacteur gélatineux; il est possible de préparer la face arrière des panneaux avant le tir pour leur appliquer une peinture - l'intérêt de cette peinture sera dévoilé au paragraphe 4.2.3 - et aucune occultation⁵⁰ n'est à prévoir. Ces conditions ont aiguillé la présente thèse vers la technique de la stéréoscopie par corrélation d'images. Ajoutons que l'équipement disponible au laboratoire ABAL et la modeste expérience de l'auteur [116, 99] ont renforcé ce choix.

50. On appelle occultation un ensemble de pixels qui n'est visible que par une des deux caméras.

4 La stéréoscopie binoculaire par corrélation d'images

4.1 Principe

La stéréoscopie binoculaire par corrélation d'images est une méthode optique fournissant un champ d'informations tridimensionnelles. Comme les autres méthodes stéréoscopiques, elle enchaîne les étapes de calibrage, de mise en correspondance et de triangulation. Sa particularité réside dans le choix de l'algorithme de mise en correspondance.

4.1.1 Calibrage

La phase de calibrage du capteur stéréoscopique⁵¹ vise à déterminer les paramètres *intrinsèques* de chacune des caméras - tels que la distance focale de l'objectif, la taille des pixels de la matrice⁵² CCD (*Charge Coupled Device*) et certains coefficients caractérisant la distorsion de l'image provoquée par l'objectif - mais également celle des paramètres *extrinsèques* du capteur : la position et l'orientation des caméras l'une par rapport à l'autre. [44, 66, 123] décrivent quelques algorithmes performants pour affiner et optimiser le calibrage.

Concrètement, le calibrage s'opère de la manière suivante. Pour déterminer les paramètres géométriques du capteur stéréoscopique, la correspondance entre les points objets et les pixels de chacune des images peut être considérée comme la succession d'une homothétie de rapport R et de centre O , d'une projection sur le plan du récepteur et d'une discrétisation.

Poursuivant le raisonnement amorcé au paragraphe 3.3.4, la figure 3.4 est projetée sur le plan horizontal. Sur la figure 3.5 ainsi obtenue, considérons un point objet $P = (X, Y, Z)^T$. La planéité des deux images imposant $z^g = z^d = 0$, on cherche à déterminer $I^g = (x^g, y^g)^T$ et $I^d = (x^d, y^d)^T$, les coordonnées des points correspondant à P dans les deux images.

Grâce à l'hypothèse concernant la position des deux caméras dans un plan horizontal, il vient immédiatement :

$$y^g = y^d = RY \quad (3.16)$$

D'autre part, on établit que

$$x^g = R \left(\cos \frac{\alpha}{2} X + \sin \frac{\alpha}{2} Z \right) \quad (3.17)$$

51. On appelle capteur stéréoscopique l'ensemble des deux caméras lorsqu'elles sont fixées sur un support rigide.

52. Une matrice CCD est constituée d'un grand nombre de photosites, répartis en lignes et colonnes. Chaque photosite permet la transformation d'un photon incident en une charge électrique stockée puis lue par l'électronique de la caméra.

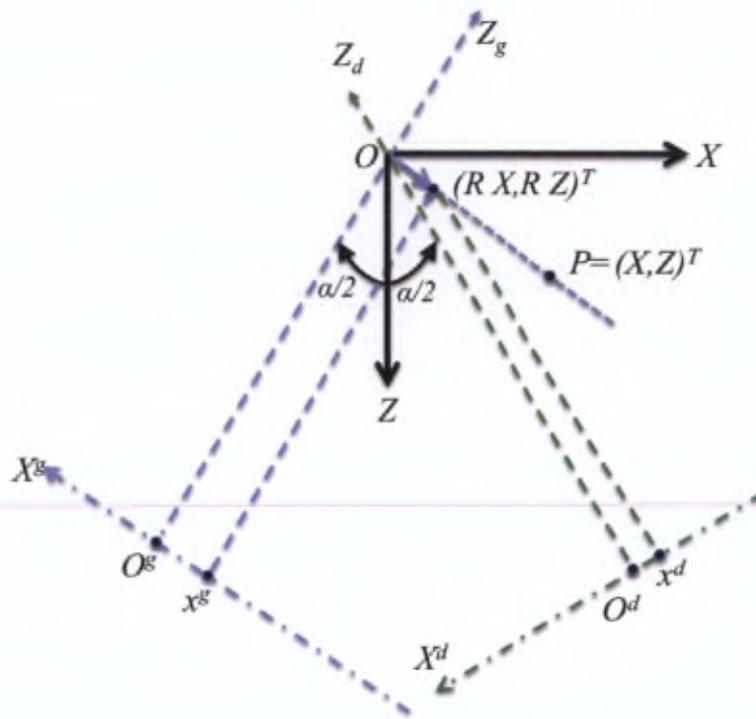


FIGURE 3.5. Principe du calibrage (d'après [40]).

et de manière analogue

$$x^d = R \left(-\cos \frac{\alpha}{2} X + \sin \frac{\alpha}{2} Z \right) \quad (3.18)$$

On synthétise ces résultats en

$$I^g = R \left(\left(\cos \frac{\alpha}{2} X + \sin \frac{\alpha}{2} Z \right) Y \right)^T \quad (3.19)$$

$$I^d = R \left(\left(-\cos \frac{\alpha}{2} X + \sin \frac{\alpha}{2} Z \right) Y \right)^T \quad (3.20)$$

La détermination de R et de α permet donc de calibrer le système. R est un facteur d'échelle qu'il suffit de relever expérimentalement au départ d'un objet de dimensions connues. On démontre enfin [40] que :

$$\alpha = 2 \operatorname{arctg} \left(\frac{X}{Z} \frac{x^g - x^d}{x^g + x^d} \right) \quad (3.21)$$

Le calibrage s'opère par la détermination de R et de α dans le cas où les caméras sont placées horizontalement et symétriquement par rapport à l'axe OZ . Dans le cas le plus général, la géométrie devient plus complexe et l'on fait appel à des procédures utilisant des mires. Ces procédures seront détaillées au paragraphe 5.1.

4.1.2 Appariement

Situé chronologiquement entre le calibrage et la reconstruction, l'appariement des pixels constitue l'étape cruciale de la stéréoscopie numérique, comme en témoigne l'abondante littérature scientifique qui y est consacrée.

La méthode la plus ancienne pour appairer deux images est celle des grilles [73]. On marque préalablement la surface de l'objet d'une grille ; chaque image est traitée séparément pour en extraire les noeuds de la grille ; enfin, les deux grilles extraites sont mises en correspondance automatiquement. La faiblesse de cette méthode réside dans le fait que seuls les noeuds seront appariés : on parle d'une reconstruction 3D éparsée, par opposition à la reconstruction 3D dense qui est idéalement recherchée.

La méthode alternative est celle de la corrélation d'images, basée sur l'optimisation d'un critère de corrélation entre deux images. C'est cette technique qui a été choisie et qui sera exposée au paragraphe 4.2.1 ci-après.

4.1.3 Triangulation

Parmi les trois étapes de la stéréoscopie numérique, celle de la triangulation est certainement la plus aisée. Elle consiste en un ensemble de calculs géométriques qui ne présentent a priori aucune difficulté particulière une fois l'appariement réalisé. Pour les applications en temps réel toutefois, en robotique notamment, [64, 72] proposent des algorithmes optimisés.

4.2 Etat de l'art de l'appariement par corrélation d'images

4.2.1 Objectif poursuivi

Dresser un état de l'art de la recherche en stéréoscopie est une tâche d'une ampleur considérable, tellement la production est abondante. Ouvrages, symposia et revues scientifiques spécialisées se multiplient en Europe, outre-Atlantique et en Asie. Les domaines concernés vont de la recherche en traitement d'images numériques aux applications les plus complexes en robotique ou en imagerie satellitaire en passant par la reconnaissance de formes et la vision artificielle. Parmi les organisations les plus actives dans le domaine, on citera, par ordre alphabétique :

- Conference on Photogrammetric Image Analysis (PIA)
- European Conference on Computer Vision (ECCV)
- IEEE Conference Proceedings of International Conference on Computer Vision (ICCV)
- IEEE Conference Proceedings of Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR)

- IEEE Conference Proceedings of International Conference on Pattern Recognition (ICPR)
- IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence (PAMI)
- International Conference on Computer Analysis of Images and Patterns (CAIP)
- International Conference on Image Analysis and Processing (ICIAP)
- International Conference on Robotic and Automation (ICRA)
- International Conference on Vision Interface (VI)
- International Journal of Computer Vision (IJCV)
- International Journal of Image and Vision Computing (IVC)
- International Journal of Machine Vision and Applications (MVA)
- Journal of the Pattern Recognition Society (PR)

Une récente thèse doctorale [28] a établi une bibliographie de pas moins de 575 références dans le domaine. Notre objectif n'est certainement pas de reprendre ces sources, mais plus modestement de nous restreindre aux aspects liés à l'appariement par corrélation d'images afin de fournir au lecteur les ouvrages et publications que nous avons consultés et qui lui permettront de juger de la pertinence des choix opérés au niveau des algorithmes choisis.

4.2.2 Généralités

La difficulté majeure de la stéréoscopie réside en l'appariement de pixels ou de voisinages de pixels. Son objectif est de mettre en correspondance le pixel de l'image de gauche et celui de l'image de droite qui proviennent du même point-objet. La phase d'appariement vise pour cela à déterminer une carte ou matrice des valeurs des disparités. En toute généralité, la disparité est l'écart entre les coordonnées des projections d'un point objet dans chacune des images. Elle peut être exprimée par rapport à l'image de gauche ou de droite. Si l'on décide de l'exprimer par rapport à l'image de gauche, elle se définit par :

$$b = (I^g - I^d)^T = (x^g - x^d, y^g - y^d)^T \quad (3.22)$$

Examiner de manière exhaustive toutes les correspondances possibles reste aujourd'hui encore au-delà des possibilités des calculateurs à cause de l'allure exponentielle de l'analyse combinatoire. Pour réduire le nombre de possibilités à explorer, différentes contraintes sont utilisées. Ces contraintes sont des propriétés intrinsèquement liées à une correspondance ; elles peuvent être classées en trois familles [28].

Contraintes géométriques imposées par le capteur stéréoscopique

La première famille est celle des contraintes géométriques imposées par le capteur stéréoscopique ; on y retrouve essentiellement la contrainte épipolaire qui permet de ramener une recherche bidimensionnelle à une recherche unidimensionnelle. La géométrie

épipolaire est présentée à la figure 3.6. On y définit le plan épipolaire π_E qui comprend le point-objet P et les centres optiques O^g et O^d des caméras gauche et droite. Les intersections de ce plan avec les plans images π^g et π^d sont les deux droites D^d et D^g appelées épipolaires conjuguées. La contrainte découlant de cette description est que le correspondant I^d d'un point I^g localisé sur la droite épipolaire gauche D^g se trouve impérativement sur la droite D^d , image de D^g dans le plan droit. On appelle D^d la droite épipolaire associée au point I^g .

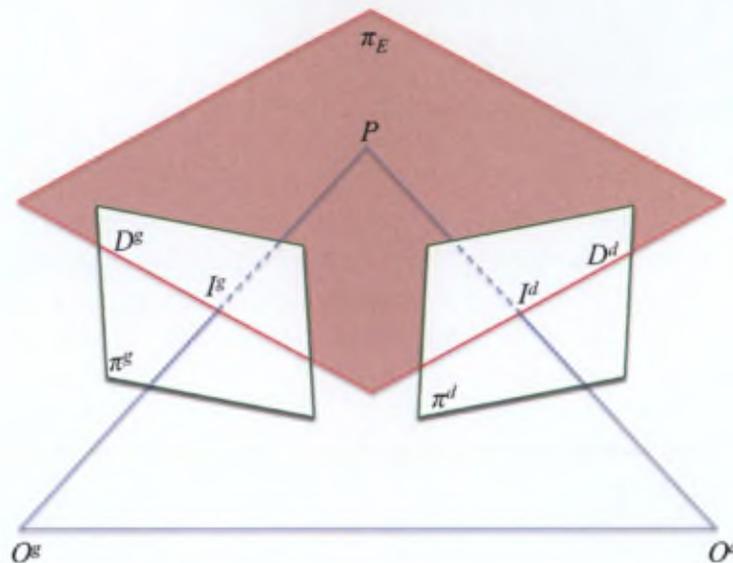


FIGURE 3.6. Géométrie épipolaire (d'après [28]).

La rectification épipolaire est l'opération qui permet de simplifier la recherche des pixels correspondants; elle consiste à positionner fictivement le capteur stéréoscopique dans une configuration dite parallèle. Cette configuration est caractérisée par le fait que les droites épipolaires sont toutes parallèles et horizontales dans les deux images. Ceci implique que deux pixels correspondants se trouvent sur la même horizontale. La transformation géométrique qu'il faut faire subir aux deux images pour les rectifier exige la connaissance d'un certain nombre de paramètres. Ceux-ci peuvent être déduits du calibrage - ce sera notre cas - ou par estimation des paramètres à partir de certains points marquants [36]. Quelques récentes contributions à ces techniques peuvent être trouvées en [65, 121, 122].

On notera que le fait de travailler sur des images rectifiées permet de réduire la disparité d'un vecteur à un scalaire. En effet, après rectification épipolaire, la composante de b selon l'axe OY est systématiquement nulle.

Contraintes géométriques imposées par l'objet observé

La seconde famille de contraintes comporte les contraintes géométriques découlant des objets observés; on y retrouve la contrainte du gradient de disparité. Cette contrainte, qui limite le gradient de disparité, est basée sur le fait que les distances entre l'objet et les caméra varient lentement partout dans l'image.

Contraintes physiques liées à l'éclairage

La troisième famille enfin contient les contraintes physiques liées à la modélisation de l'interaction des objets observés avec l'éclairage ; un modèle fréquemment utilisé est celui de Lambert⁵³.

La nature de ce que l'on veut apparier varie également dans les différents algorithmes stéréoscopiques [38] : certains s'occupent du simple pixel⁵⁴, d'autres de voisinages (ou fenêtres) de pixels ; d'autres encore s'attaquent à des points d'intérêt particuliers (*features*) tels que des coins, des courbes ou des arêtes des objets étudiés.

Une remarquable étude [85], basée sur des travaux antérieurs [96,97], établit en 2002 une taxonomie de plus de trente algorithmes de mise en correspondance stéréoscopique et compare, sur base d'un jeu de plusieurs paires d'images rectifiées, pas moins de vingt de ces algorithmes qui fournissent tous une carte de profondeur dense⁵⁵. On y identifie les quatre étapes génériques de tout algorithme de ce type.

En premier lieu, un coût local de la disparité doit être calculé ; ceci peut s'opérer par une somme des carrés des écarts (*SSD, Sum of the Squared Differences*), par filtrage, par transformée du rang, ou encore par binarisation des images.

La deuxième étape est l'agrégation des coûts locaux en un coût global ; on emploiera ici des fenêtres carrées, des gaussiennes ou encore des fenêtres glissantes.

Ce coût global est alors optimisé au moyen de méthodes telles que la programmation dynamique, le principe du "tout au gagnant" (*WTA, Winner Takes All*) ou l'approche hiérarchique faisant s'enchaîner une approche grossière et une approche plus fine. C'est cette dernière approche qui a été sélectionnée pour optimiser la fonction de corrélation au paragraphe suivant.

Enfin, la disparité est corrigée en fonction des résultats de l'étape précédente.

4.2.3 Corrélation d'images en 2D

a. Introduction

Avant d'exposer la stéréoscopie par corrélation d'images - destinée à la reconstruction de la troisième dimension -, un détour par la corrélation bidimensionnelle d'images

53. La diffusion lambertienne postule que la couleur d'un objet est directement issue de la quantité de lumière qui le touche et des caractéristiques physiques de l'objet vis-à-vis des longueurs d'onde qu'il laisse diffuser. Le modèle de Lambert, le plus ancien probablement [54], se base sur la diffusion isotropique de la lumière. Ce modèle donne des résultats très satisfaisants, surtout si l'on prend en considération sa simplicité.

54. L'appariement pixel à pixel n'est pas efficace puisque, comme on le verra plus loin, les seuls niveaux de gris n'offrent pas de pouvoir discriminant suffisant.

55. De nouvelles images à haute résolution ont depuis lors dû être créées spécifiquement pour pouvoir comparer des algorithmes de plus en plus précis [86].

s'impose. Cette dernière constitue en effet l'outil fondamental qui détecte, dans deux images d'un même objet prises successivement avec une seule caméra, les pixels correspondants.

Le dispositif pour suivre le déplacement dans les deux dimensions du plan de l'image prise est schématisé à la figure 3.7 où une caméra CCD filme l'objet soumis à déformation. Les images enregistrées sont transmises à un ordinateur disposant d'un code de traitement numérique d'images.

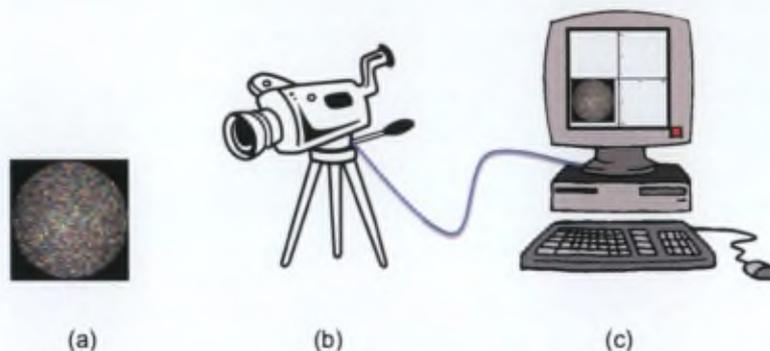


FIGURE 3.7. Dispositif de prise de vues pour corrélation bidimensionnelle. (a) Objet; (b) Caméra CCD; (c) Ordinateur et logiciel.

Le capteur sensible de la caméra CCD convertit l'intensité lumineuse en charge électrique; ce signal est ensuite lu et échantillonné. Une image numérique peut être considérée comme une matrice de pixels. La valeur numérique de chacun de ces pixels représente le niveau de gris du point correspondant à l'intensité lumineuse observée. Dans le cas très répandu d'un échantillonnage à 8 bits, ce niveau de gris est compris entre 0 et 255.

b. Principe

En corrélation numérique bidimensionnelle, un des objectifs poursuivis est de mesurer le champ des déplacements d'un objet⁵⁶. Contrairement aux techniques avec maillage mentionnées au paragraphe 4.1.2, il s'agit de mettre en correspondance chaque pixel de l'image de l'objet avant déformation avec chaque pixel de l'image de l'objet déformé. Il faut pour cela discriminer chaque pixel avec certitude. Or, un seul niveau de gris ne constitue pas la signature univoque d'un pixel; par conséquent, on s'attachera à établir la correspondance entre des voisinages de pixels plutôt qu'entre des pixels isolés. Des tailles typiques de tels voisinages sont 7 x 7 ou 11 x 11 pixels. De plus, pour obtenir une image avec des éléments que l'on peut discriminer, il faudra prévoir sur la surface à observer une structure propice. Généralement, on recourra à un mouchetis aléatoire appliqué, mais la structure naturelle de certains matériaux peut également convenir.

56. Ces déplacements ont lieu dans un plan parallèle au plan de l'image et sont généralement appelés *horizontal* et *vertical*, par opposition au déplacement *transversal* dont il sera question plus loin et qui sort du plan. Ce champ des déplacements pourra être exploité pour obtenir, par dérivation, le champ des déformations.

On recherchera donc, pour chaque voisinage de l'image originale, son correspondant dans l'image déformée. Le nombre de pixels entre chaque voisinage est appelé le *pas* de la méthode. Le nombre de voisinages à appairer est directement lié à ce pas, et on peut déjà pressentir à ce stade qu'un pas trop petit entraînera un temps de calcul inutilement important tandis qu'un pas trop grand réduira la précision du résultat en n'exploitant pas assez l'information disponible.

c. Interpolation

Lors de la recherche de l'appariement de voisinages, il est indispensable de pouvoir envisager des déplacements qui ne correspondent pas à un nombre entier de pixels. Un des outils d'interpolation fréquemment utilisés est l'interpolation bilinéaire [94], illustrée à la figure 3.8 pour une image de 64 pixels. Si le temps de calcul n'est pas une contrainte, un lissage par interpolation bicubique peut également être envisagé. Une étude détaillée de l'incidence du mode d'interpolation sur l'erreur systématique des techniques de corrélation est présentée en [87].

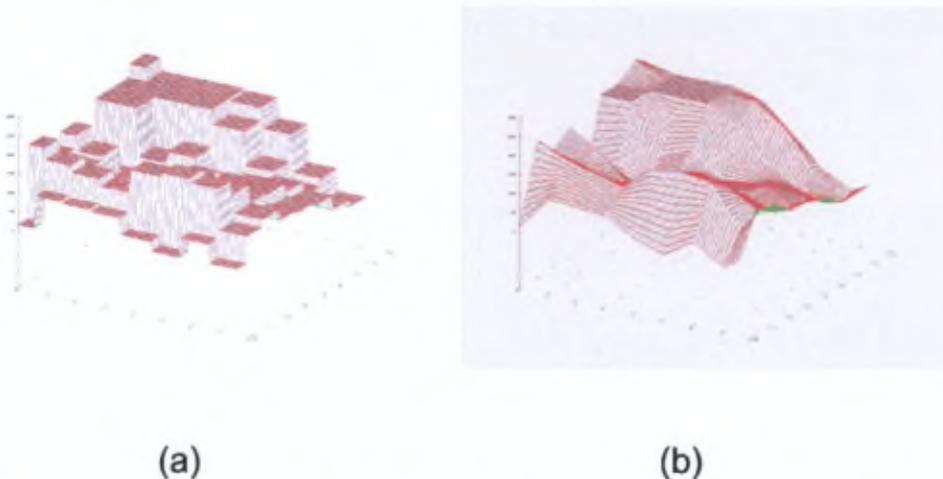


FIGURE 3.8. Image numérique brute et interpolée : (a) Image sans interpolation ; (b) Image après interpolation bilinéaire. Source : [88].

d. Coefficient de corrélation

La figure 3.9 illustre le problème de l'appariement d'un voisinage au sein d'un mouchetis aléatoire.

Dans un repère lagrangien lié à l'image de l'objet avant déformation, soit P le pixel central d'un voisinage dans cette image. On admet que les conditions d'éclairage et de prise de vues sont telles qu'il existe un lien univoque entre la déformation de l'objet et la modification du niveau de gris enregistré sur l'image de l'objet déformé. C'est ce que certains auteurs appellent la correspondance linéaire homogène entre les voisinages de l'image originale et ceux de l'image déformée [94].

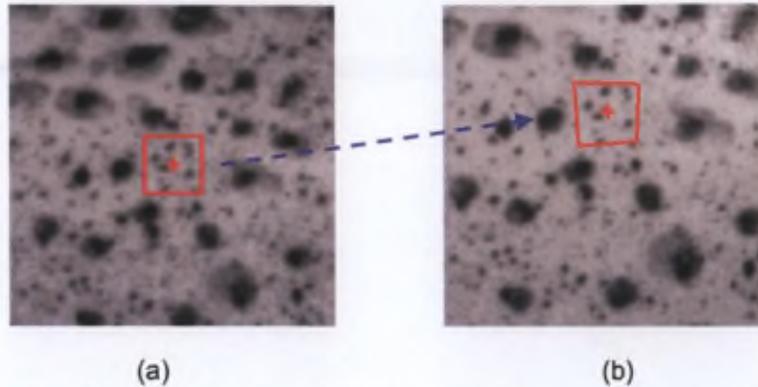


FIGURE 3.9. Evolution d'un voisinage de pixels [88]. (a) Image originale; (b) Image après déformation.

Après déformation du voisinage, son centre se trouve en P^* de coordonnées (x^*, y^*) . Notant f et f^* les fonctions qui appliquent, respectivement dans l'image originale et dans l'image déformée, les coordonnées d'un pixel sur le niveau de gris correspondant, les niveaux de gris aux points P et P^* s'écrivent :

$$f(P) = f(x, y) \quad (3.23)$$

$$f^*(P^*) = f(x + u(P), y + v(P)) \quad (3.24)$$

où x et y sont les coordonnées initiales de P dans un repère orthonormé OXY et u et v sont les composantes selon OX et OY du déplacement de P .

Soit un point Q , de coordonnées initiales $(x + dx, y + dy)$, qui se trouve après déformation en Q^* de coordonnées (x^{**}, y^{**}) . On évalue les niveaux de gris en Q et Q^* par :

$$f(Q) = f(x + dx, y + dy) \quad (3.25)$$

$$f^*(Q^*) = f(x + u(Q) + dx, y + v(Q) + dy) \quad (3.26)$$

Si les déformations demeurent suffisamment faibles pour qu'un segment rectiligne le reste⁵⁷, on peut écrire :

$$\begin{aligned} (x^{**}, y^{**}) &= (x^* + dx^*, y^* + dy^*) \\ &= (x + u(P) + dx^*, y + v(P) + dy^*) \end{aligned} \quad (3.27)$$

Or,

$$dx^* = u(Q) - u(P) + dx \quad (3.28)$$

57. Un axiome de la théorie de l'élasticité garantit qu'il est toujours possible de trouver un voisinage suffisamment petit pour que ceci soit vrai.

et un développement en série de Taylor autour de P , limité aux termes du premier ordre, permet d'exprimer :

$$u(Q) - u(P) = \frac{\partial u}{\partial x} dx + \frac{\partial u}{\partial y} dy \quad (3.29)$$

Injectant 3.28 et 3.29 dans 3.27, il vient :

$$\begin{aligned} (x^{**}, y^{**}) = & (x + u(P) + \frac{\partial u}{\partial x} dx + \frac{\partial u}{\partial y} dy + dx, \\ & y + v(P) + \frac{\partial v}{\partial x} dx + \frac{\partial v}{\partial y} dy + dy) \end{aligned} \quad (3.30)$$

ce qui permet de transformer 3.26 en :

$$\begin{aligned} f^*(Q^*) = & f(x + u(P) + \frac{\partial u}{\partial x}(P)dx + \frac{\partial u}{\partial y}(P)dy + dx, \\ & y + v(P) + \frac{\partial v}{\partial x}(P)dx + \frac{\partial v}{\partial y}(P)dy + dy) \end{aligned} \quad (3.31)$$

L'équation 3.31, décrivant la fonction de forme du voisinage (*subset shape function*), démontre que la connaissance de $u(P)$, $v(P)$, $\frac{\partial u}{\partial x}(P)$, $\frac{\partial u}{\partial y}(P)$, $\frac{\partial v}{\partial x}(P)$ et $\frac{\partial v}{\partial y}(P)$ permet de calculer la valeur du niveau de gris en P^* ainsi qu'en tout point Q^* situé à proximité de P^* .

Ce constat est à l'origine de la méthode de corrélation d'images qui s'attache à déterminer les valeurs optimales de ces six paramètres.

Il est intéressant de noter ici que ces six paramètres ont une interprétation physique, qui peut être aisément perçue en maintenant à zéro les paramètres dont on ne souhaite momentanément pas s'occuper. Les valeurs u et v correspondent clairement à une translation du centre du voisinage. Les quatre autres paramètres sont les gradients du déplacement ; les valeurs $\frac{\partial u}{\partial x}$ et $\frac{\partial v}{\partial y}$ correspondent à une dilatation ou à une contraction du voisinage initial, tandis que les paramètres $\frac{\partial v}{\partial x}$ et $\frac{\partial u}{\partial y}$ sont caractéristiques d'une rotation des côtés du voisinage autour de leur centre, ce qui correspond à un effet de cisaillement qui transforme le rectangle (ou le carré) initial en parallélogramme.

La modélisation choisie ici pour le déplacement peut être qualifiée d'affine ; en termes de complexité, elle se situe entre la transformation d'ordre zéro - qui ne ferait intervenir que u et v - et la transformation quadratique qui lui ajouterait six paramètres du second degré permettant d'introduire la courbure des côtés du voisinage rectangulaire.

La figure 3.10 illustre que le déplacement peut comporter une composante en translation, une seconde en dilatation (ou contraction) et une troisième en rotation des côtés.

Pour optimiser l'ensemble des six paramètres, un critère est nécessaire. Ce critère de corrélation permettra de quantifier la comparaison entre les voisinages dans l'image déformée et ceux de l'image originale. On définit un coefficient normalisé C par :

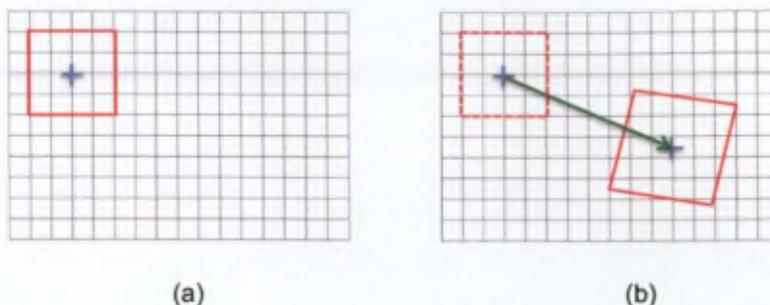


FIGURE 3.10. Translation, dilatation et rotation d'un voisinage de pixels. (a) Image originale; (b) Image après déformation.

$$C(u, v, \frac{\partial u}{\partial x}, \frac{\partial u}{\partial y}, \frac{\partial v}{\partial x}, \frac{\partial v}{\partial y}) = \frac{\int_{\Delta M^*} f(x, y) f^*(x + \xi, y + \eta) dA}{\sqrt{\int_{\Delta M^*} [f(x, y)]^2 dA \int_{\Delta M^*} [f^*(x + \xi, y + \eta)]^2 dA}} \quad (3.32)$$

où ΔM est le voisinage dans l'image originale et ΔM^* est le voisinage dans l'image déformée. ξ , η et dA sont définis par :

$$\xi = u + \frac{\partial u}{\partial x} dx + \frac{\partial u}{\partial y} dy \quad (3.33)$$

$$\eta = v + \frac{\partial v}{\partial x} dx + \frac{\partial v}{\partial y} dy \quad (3.34)$$

$$dA = dx dy \quad (3.35)$$

Par construction, $0 < C \leq 1$. Les valeurs de $u, v, \frac{\partial u}{\partial x}, \frac{\partial u}{\partial y}, \frac{\partial v}{\partial x}$ et $\frac{\partial v}{\partial y}$ qui maximisent C sont les valeurs de la déformation locale pour le voisinage concerné.

Pour déterminer ces six paramètres, deux méthodes ont été développées. La première utilise des transformées de Fourier [30,93], la seconde est itérative. Toutes deux font appel, au moment de déterminer l'optimum du coefficient de corrélation, à des méthodes numériques telles que Newton-Raphson [95] ou Marquardt-Levenberg [32].

e. Méthode itérative

La méthode itérative consiste à calculer, au départ des niveaux de gris d'un voisinage initial et d'un jeu des six paramètres, les niveaux de gris calculés du voisinage déformé. Ces résultats calculés sont comparés avec les valeurs réelles du voisinage déformé. On fait alors varier les paramètres jusqu'à minimiser l'écart entre valeurs calculées et valeurs réelles; ceci correspond à la valeur maximale du coefficient de corrélation C .

Réaliser l'optimisation d'une fonction de six paramètres est un problème qui fait toujours l'objet de recherches actives en mathématiques appliquées. Nous choisissons ici une

méthode robuste basée sur l'analyse des paramètres, puisque leur interprétation physique permet de les regrouper par paire. En effet, u et v caractérisent la translation de P vers P^* , $\frac{\partial u}{\partial x}$ et $\frac{\partial v}{\partial y}$ sont caractéristiques de la dilatation du voisinage tandis que $\frac{\partial v}{\partial x}$ et $\frac{\partial u}{\partial y}$ sont liés à la rotation du voisinage.

On procède en deux étapes. Au cours de la première étape, on met à zéro tous les paramètres sauf u et v que l'on fait varier pour obtenir la meilleure correspondance possible. Les valeurs provisoirement optimales sont notés u_1 et v_1 . Conservant ces valeurs et maintenant $\frac{\partial v}{\partial x}$ et $\frac{\partial u}{\partial y}$ à zéro, on fait varier $\frac{\partial u}{\partial x}$ et $\frac{\partial v}{\partial y}$ jusqu'à l'obtention d'une nouvelle meilleure correspondance provisoire. Enfin, gardant les quatre premiers paramètres à leurs valeurs provisoirement optimales, on fait varier $\frac{\partial v}{\partial x}$ et $\frac{\partial u}{\partial y}$ jusqu'à maximiser encore une fois C .

Les valeurs ainsi obtenues des six paramètres sont les valeurs initiales pour la deuxième étape.

La deuxième étape ressemble à la première dans la mesure où l'on fait à nouveau varier successivement les trois paires de paramètres. Toutefois, on démarre avec des valeurs initiales non nulles, et l'on réduit progressivement l'incrément pour les six paramètres.

L'expérience [29] montre que cet algorithme converge pour autant que les limitations imposées à l'amplitude de la déformation entre les deux images soient respectées⁵⁸.

f. Détermination des déformations

Une des applications de la mesure de déplacements 2D consiste à en déduire les déformations au moyen d'une interpolation polynomiale suivie de dérivation.

Généralisant le cas des points P et Q à tout point (x, y) d'un voisinage dont le centre se déplace de u_0 et v_0 et posant :

$$u_x = \frac{\partial u}{\partial x} \tag{3.36}$$

$$u_y = \frac{\partial u}{\partial y} \tag{3.37}$$

$$v_x = \frac{\partial v}{\partial x} \tag{3.38}$$

$$v_y = \frac{\partial v}{\partial y} \tag{3.39}$$

58. On notera que stricto sensu, la convergence n'est garantie que pour un critère linéaire, ce qui n'est pas le cas dans l'équation 3.32 vu la présence d'une racine carrée. Des algorithmes plus élaborés peuvent être trouvés dans [90].

on peut réécrire les résultats précédents sous la forme :

$$u(x, y) = u_0 + u_x x + u_y y \quad (3.40)$$

$$v(x, y) = v_0 + v_x x + v_y y \quad (3.41)$$

Les éléments 2D du tenseur des déformations évanouissantes peuvent alors s'écrire [117] :

$$\epsilon_{xx} = u_x \quad (3.42)$$

$$\epsilon_{yy} = v_y \quad (3.43)$$

$$\epsilon_{xy} = \frac{u_y + v_x}{2} \quad (3.44)$$

g. Optimisation

Entre la mise en oeuvre de ces principes et l'obtention de résultats pratiques acceptables, la route est souvent longue ; la recherche en matière d'optimisation d'algorithmes pour réduire les temps de calcul côtoie celle consacrée à l'analyse des sensibilités destinée à identifier les paramètres véritablement influents sur les performances.

Sous direction de A. Sutton de l'université de Caroline du Sud, H. Schreier a publié deux analyses consacrées aux erreurs systématiques des méthodes de stéréoscopie par corrélation d'images : celles induites par le type d'interpolation utilisé [87] et celles découlant d'une fonction de forme de voisinage inappropriée [89].

La première de ces publications démontre que des erreurs importantes peuvent entacher le calcul des déformations ; la recommandation est d'employer des fonctions d'interpolation de l'ordre le plus élevé possible ; passer d'une interpolation linéaire à une interpolation cubique entraîne la réduction d'erreur la plus significative ; une interpolation de degré cinq au lieu de degré trois entraîne une diminution plus modérée. Cette étude souligne également l'importance de disposer de transitions douces entre les niveaux de gris des mouchetis employés : des transitions trop brusques (à contraste important) seraient préjudiciables à la précision des mesures⁵⁹. La figure 3.11 illustre un mouchetis à transition douce et un mouchetis à transition forte.

La deuxième publication s'attache à étudier les erreurs découlant d'une modélisation trop simple de la fonction de forme. Rappelons que celle-ci peut être d'ordre zéro (on se limite dans ce cas à une translation), d'ordre un ou affine (on permet alors, en plus de la translation, une dilatation et une cisaillement) ou encore d'ordre deux ou quadratique (ce qui permet au-delà de la fonction de forme affine une transformation des côtés rectilignes du voisinage en segments courbes). Cette étude conclut à l'existence de quatre contraintes indispensables pour garantir que l'optimum de la fonction de corrélation correspond à

59. Si l'emploi de mouchetis à transitions douces est impossible, un filtrage passe-bas des images avant traitement peut apporter une solution pour limiter les erreurs.

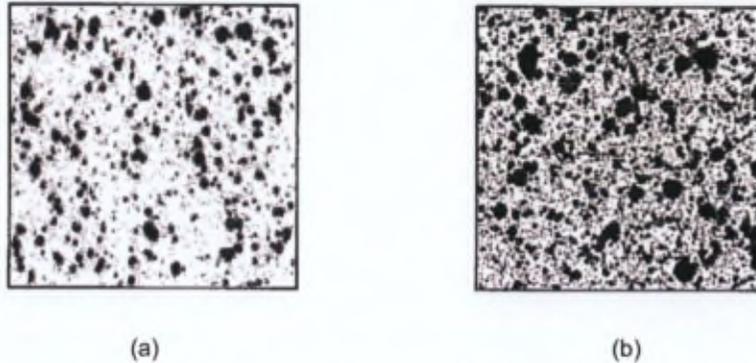


FIGURE 3.11. Mouchetis peu et très contrastés. (a) Mouchetis à transitions douces ; (b) Mouchetis à transitions abruptes (Photo : Th. Vandeveld).

l'écart minimal entre la fonction de forme et le champ réel des déplacements, même si la fonction de forme est choisie d'ordre trop faible.

Il est avant tout nécessaire que le mouchetis soit aléatoire au sein du voisinage, c'est-à-dire qu'il ne présente pas d'orientation préférentielle. Le mouchetis doit ensuite être uniformément distribué au sein du voisinage, c'est-à-dire qu'il faut éviter toute concentration d'information dans une partie du voisinage. La troisième contrainte est que la taille du voisinage doit significativement dépasser l'ordre de la fonction de forme choisie ; ceci revient à ne pas opter pour des voisinages inférieurs à 7×7 pixels. Enfin, la fonction de forme choisie doit être intrinsèquement capable d'approcher suffisamment la déformation réelle. Choisir un degré zéro en présence de rotation par exemple est clairement inapproprié.

Plus récemment, D. Lecompte [60, 59] a réalisé l'étude de l'influence du mouchetis sur la précision de la mesure du déplacement. D'une analyse détaillée dans le domaine temporel et spectral, il conclut que des mouchetis de petite taille - typiquement quelques pixels - conduisent à une mesure du déplacement plus précise que des mouchetis plus grands ; ces derniers induisent en effet des pics de corrélation plus aplatis desquels il est plus délicat de déterminer avec précision l'optimum. Il confirme en outre que le contenu en hautes fréquences des transitions de niveau de gris abruptes entre le mouchetis et l'arrière-plan sont défavorables à la précision tant par l'augmentation du bruit de mesure que par l'accroissement de l'erreur systématique. Ces principes seront respectés et exploités dans notre approche expérimentale.

4.2.4 Corrélation d'images en 3D

Les techniques de corrélation d'images bidimensionnelles ont naturellement ouvert la voie à la stéréoscopie. Les applications pratiques commencent à voir le jour, en caractérisation de matériaux composites stratifiés [63], en fatigue par cisaillement des enrobés bitumineux [24] ou pour l'étude des matériaux cimentaires [58] par exemple. La surveillance vidéo pour assurer le suivi de personnes [57] et la reconstruction de scènes urbaines à par-

tir de modèles numériques d'élevation [42] sont d'autres domaines d'application de ces algorithmes.

La faculté d'apparier deux images successives, développée au paragraphe précédent, est utilisée comme outil de base dans la reconstruction 3D selon le schéma de la figure 3.12 [88].

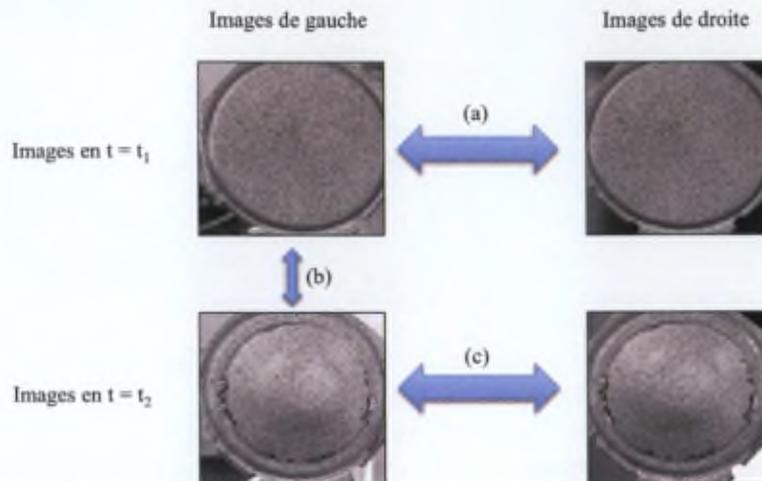


FIGURE 3.12. Principe de la stéréoscopie 3D : (a) Appariement 2D en $t = t_1$; (b) Appariement 2D entre $t = t_1$ et $t = t_2$; (c) Appariement 2D en $t = t_2$. (d'après [88])

Le processus complet consiste, après la phase de calibrage, à enregistrer un ensemble de paires d'images à l'aide du capteur stéréoscopique et à les traiter de la manière suivante :

- (a) apparier l'image de gauche à l'image de droite en un instant $t = t_1$
- (b) apparier l'image de gauche en $t = t_1$ à l'image de gauche en $t = t_2$
- (c) apparier l'image de gauche à l'image de droite en un instant $t = t_2$
- (d) apparier l'image de gauche en $t = t_2$ à l'image de gauche en $t = t_3$
- (e) ...

On alterne de la sorte un appariement spatial (étapes (a), (c), ...) et un appariement temporel (étapes (b), (d), ...). On parle de propagation spatiale lorsqu'on apparie des images prises au même instant et de propagation temporelle lorsqu'on met en correspondance des images prises en des instants différents. La propagation spatiale permet de déterminer, voisinage après voisinage, le champ des déplacements en un instant donné, tandis que la propagation temporelle établit le lien entre la déformation en un instant et celle en l'instant suivant.

A l'issue du traitement, le champ des déplacements est disponible pour chaque point de l'image (grâce à la fonction d'interpolation) et en chaque instant correspondant à une prise de vues stéréoscopique.

4.3 Résumé

Un choix a été opéré en faveur de la stéréoscopie numérique par corrélation d'images. En effet, les techniques d'extensométrie optique ne conviennent pas parce qu'elles sont trop longues à mettre en oeuvre et qu'elles requièrent un environnement de laboratoire de type "salle blanche". Les phases de calibrage, d'appariement et de triangulation de la stéréoscopie ont été exposées avant de décrire en détail, en 2D puis en 3D, le principe de la corrélation d'images par méthode itérative.

5 Application et résultats

5.1 Le logiciel VIC-3D

Si les principes paraissent simples, la mise en oeuvre informatique de l'algorithme de corrélation d'images en trois dimensions requiert un certain savoir-faire si l'on veut rester raisonnable en matière de temps de calcul, de précision et de convivialité. Un chercheur spécialisé dans ce domaine - H. Schreier en l'occurrence - a développé et commercialisé un logiciel mettant en oeuvre la stéréoscopie numérique par corrélation d'images itérative.

Développé par *Correlated Solutions*, une société "spin-off" de l'université de Caroline du Sud⁶⁰, VIC-3D est le logiciel sélectionné pour la mise en oeuvre de la stéréoscopie par corrélation d'images. Ses particularités sont décrites dans les paragraphes qui suivent.

5.1.1 Calibrage

La calibration du capteur stéréoscopique se fait à l'aide d'une mire 2D (*calibration grid*). Cette mire plane comporte un quadrillage de petits disques noirs dont trois sont remarquables car leur centre est blanc. Ces trois points marquants sont indiqués par une flèche à la figure 3.13. La mire est positionnée à l'endroit où sera effectuée la prise de vues stéréoscopique.

Pendant la phase de calibrage, la mire est pivotée successivement d'une vingtaine de degrés autour des axes OX et OY, perpendiculaires à la profondeur OZ qu'il s'agit de mesurer (ces axes ont été définis à la figure 3.4 page 67). Au départ d'un ensemble d'images prises pendant ces deux mouvements successifs, le logiciel détermine les paramètres intrinsèques et extrinsèques du capteur. La saisie d'écran présentée à la figure 3.14 montre que le logiciel a détecté les trois points marquants.

60. *Correlated Solutions* a été fondée en 1998 et se spécialise dans la commercialisation de logiciels et de matériel pour la photogrammétrie industrielle par corrélation d'images.

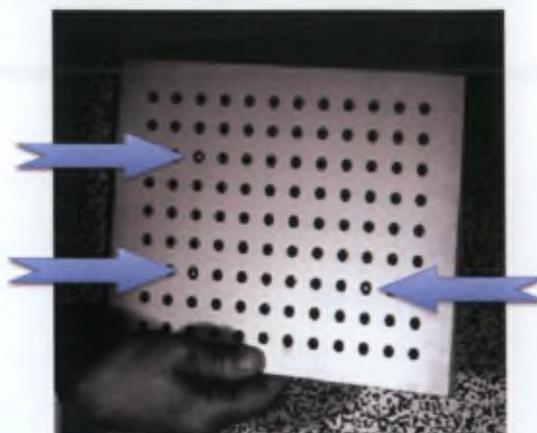


FIGURE 3.13. Mire 2D avec ses trois points marquants (Photo : Th. Vandeveld).

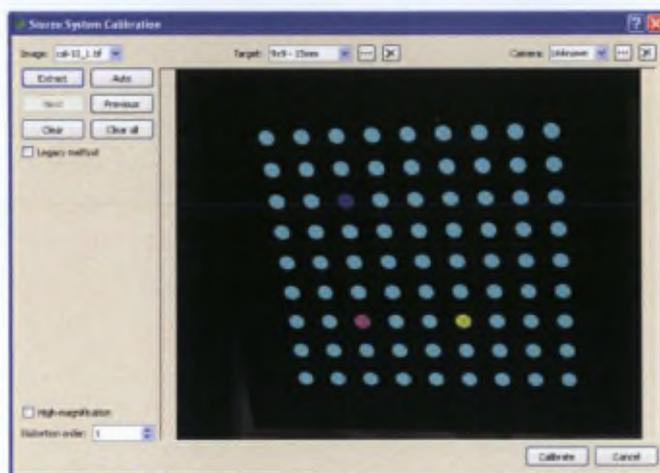


FIGURE 3.14. Calibrage automatique avec la mire 2D (Photo : Th. Vandeveld).

5.1.2 Méthode itérative et convergence

Lors de chaque appariement d'images, la procédure itérative en deux étapes décrite plus haut est mise en oeuvre pour chaque voisinage afin d'en déterminer les paramètres u , v , u_x , u_y , v_x , v_y . Afin de s'assurer la convergence de cette procédure, il faut veiller à ce que les valeurs initiales ne soient pas trop éloignées de l'endroit du maximum de la fonction C . La figure 3.15 esquisse l'allure de cette fonction ; il faut donc veiller à démarrer la procédure en se trouvant à l'intérieur de l'anneau rouge.

L'algorithme de corrélation proprement dit est constitué de deux boucles imbriquées. La boucle extérieure assure que tous les voisinages de l'image sont traités et fournit, pour chacun d'eux, une estimation des six paramètres de C à la boucle intérieure. Cette estimation est déterminée par propagation spatiale (lors de l'appariement de deux images simultanées) et temporelle (lors du passage d'une image à la suivante). La boucle intérieure

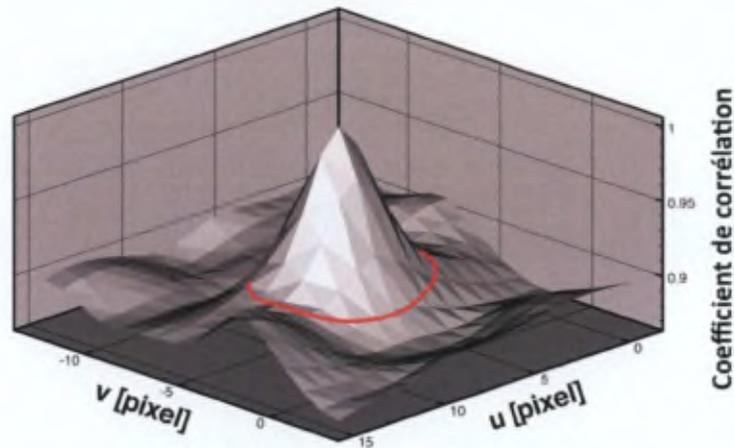


FIGURE 3.15. Rayon de convergence (d'après [88]).

traite alors un voisinage à la fois pour déterminer, au départ des valeurs initiales reçues, les valeurs des paramètres qui optimisent C pour ce voisinage. Le résultat du traitement par la boucle intérieure est un appariement au niveau subpixelique entre le centre du voisinage traité et son homologue dans l'autre image.

5.1.3 Aide à la propagation spatiale et temporelle

En cas de mouchetis de mauvaise qualité, d'éclairage déficient ou de déformation très rapide (conséquence d'une fréquence de prises de vues trop faible pour la dynamique de la déformation), il est possible d'assister le logiciel. C'est la technique du *Initial Guess* qui consiste à réaliser quelques appariements manuellement. Ceci est particulièrement indiqué si les déplacements entre deux instants sont supérieurs au rayon de convergence⁶¹ (ordre de grandeur : 3 à 5 pixels) et/ou si la rotation entre deux prises de vue est supérieure à 5 degrés.

5.1.4 Données de sortie du logiciel

A la fin du traitement des données, VIC-3D fournit différentes sorties graphiques des résultats calculés. En mode de présentation 3D, on peut ainsi afficher, en fonction de X , Y , Z et t , une des grandeurs suivantes au choix :

61. Le rayon de convergence est fonction du mouchetis et de la taille du voisinage.

U, V, W	[mm]	:	déplacements par rapport à l'image de référence (selon les axes X, Y, Z)
$\epsilon_{xx}, \epsilon_{yy}$	[-]	:	allongements relatifs ou déformations (<i>strain</i>) (selon X et Y)
ϵ_{xy}	[-]	:	cisaillement (<i>shear strain</i>)
ϵ_1, ϵ_2	[-]	:	déformations principales (telles que $\epsilon_{12} = 0$)
$dU/dt, dV/dt$	[mm.s ⁻¹]	:	vitesse de déplacement selon X, Y
dW/dt	[mm.s ⁻¹]	:	vitesse de déplacement selon Z
$d\epsilon_{xx}/dt, d\epsilon_{yy}/dt$	[s ⁻¹]	:	vitesse de déformation en X et Y
$d\epsilon_{xy}/dt$	[s ⁻¹]	:	vitesse de cisaillement (<i>shear strain rate</i>)

5.1.5 Précision

La précision annoncée par le logiciel est de 0,01 pixels pour les valeurs de U, V et W . Dans notre configuration, la zone observée dans une image de 512 x 256 pixels est d'environ 24 x 12 cm. Un pixel correspond donc à 0,47 mm ; la précision vaut dès lors 0,0047 mm ou environ 5 μm . Cette valeur sera vérifiée expérimentalement.

5.2 Mise en oeuvre

La figure 3.16 présente le capteur stéréoscopique utilisé ; il se compose de deux caméras monochromes haute-vitesse Photron Fastcam APX. Par seconde, ces caméras sont capables d'enregistrer entre 2000 images (1024 x 1024 pixels) et 120 000 images (128 x 64 pixels). Les fréquences d'obturation vont de 1 par image à 120 000 par seconde.



FIGURE 3.16. Capteur stéréoscopique (Photo : Th. Vandeveld).

La figure 3.17 présente l'ensemble du dispositif à l'arrière du panneau : on y voit le capteur stéréoscopique à l'extrême gauche et les projecteurs, tandis que le panneau-cible est caché par son cadre vert.



FIGURE 3.17. Dispositif pour stéréoscopie : capteur et projecteurs (Photo : Th. Vandeveld).

La figure 3.18 présente le dispositif global lors d'un tir ; on y voit le séparateur à l'extrême droite de la photo.



FIGURE 3.18. Dispositif global pour essai d'impact aviaire : (a) Sens du tir ; (b) Panneau-cible ; (c) Capteur stéréoscopique ; (d1) et (d2) : Projecteurs (Photos : Th. Vandeveld).

La figure 3.19 illustre l'allure typique d'un mouchetis peint sur la face arrière d'un panneau métallique de 500 mm x 900 mm. La zone peinte est d'environ 200 mm x 250 mm. Au centre de cette zone préparée, une croix marque le centre du panneau ; c'est autour de cette croix que la zone d'intérêt, illustrée à la figure 3.20, sera définie pour la stéréoscopie : l'analyse numérique de la totalité du mouchetis, bien que possible, nécessiterait un temps de calcul excessif.

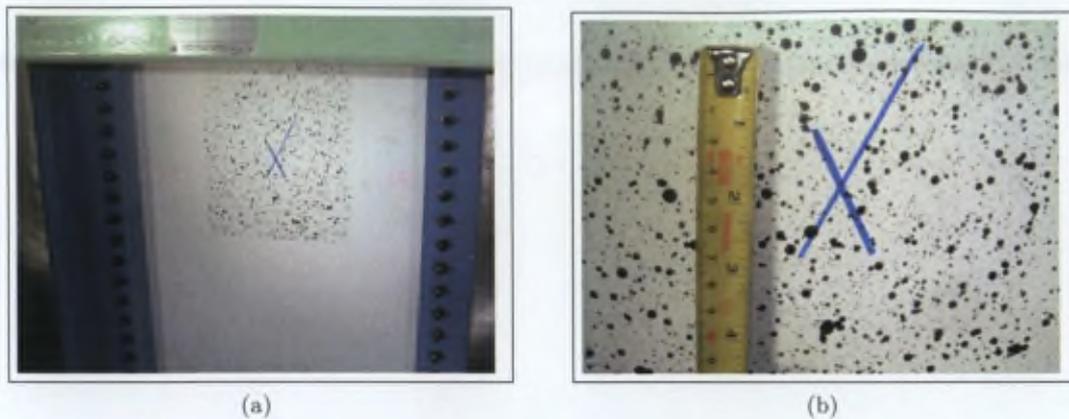


FIGURE 3.19. Mouchetis sur la face arrière d'un panneau : (a) Vue générale ; (b) Gros plan du centre du mouchetis (Photos : Th. Vandeveld).

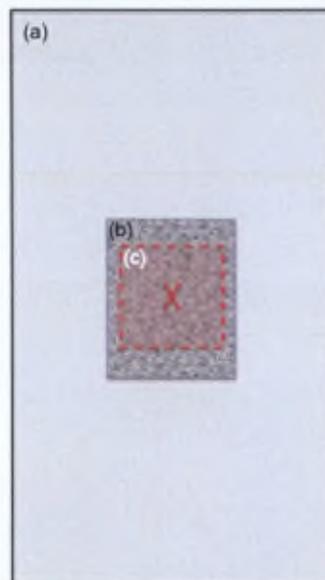


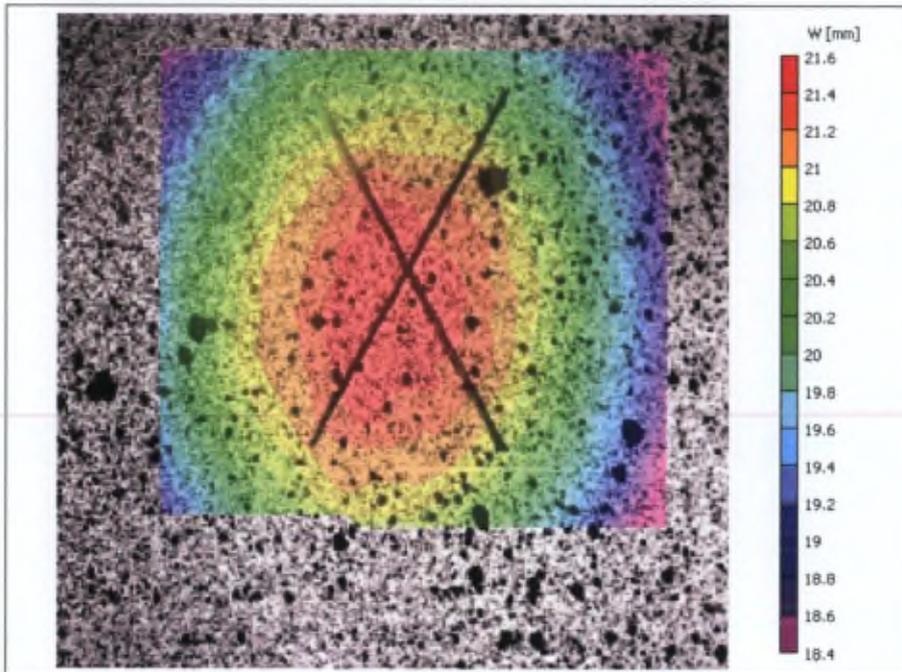
FIGURE 3.20. Vue schématique de l'arrière du panneau-cible à l'essai : (a) Panneau entier (500 x 900 mm) ; (b) Mouchetis (environ 200 x 250 mm) ; (c) Zone d'intérêt pour stéréoscopie (environ 160 x 160 mm).

5.3 Résultats

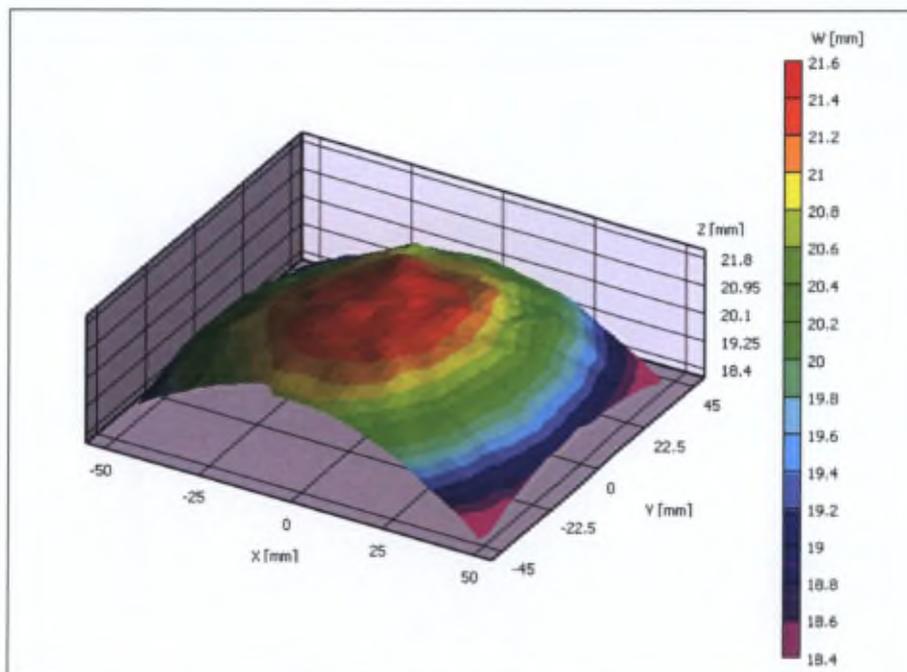
5.3.1 Tirs sur panneaux en alliage d'aluminium

La figure 3.21 présente l'allure typique des résultats obtenus pour le déplacement transversal W lors d'un tir sur panneau métallique. Il s'agit des vues 2D et 3D de W à un instant donné t pour un tir effectué à 93 m/s [109]. Pour le même tir et le même instant, les figures 3.22 et 3.23 présentent les déplacements dans le plan U et V . Passant

des déplacements aux déformations, les figures 3.24 et 3.25 présentent, toujours pour le même instant t , les valeurs de ϵ_{xx} et de ϵ_{yy} .

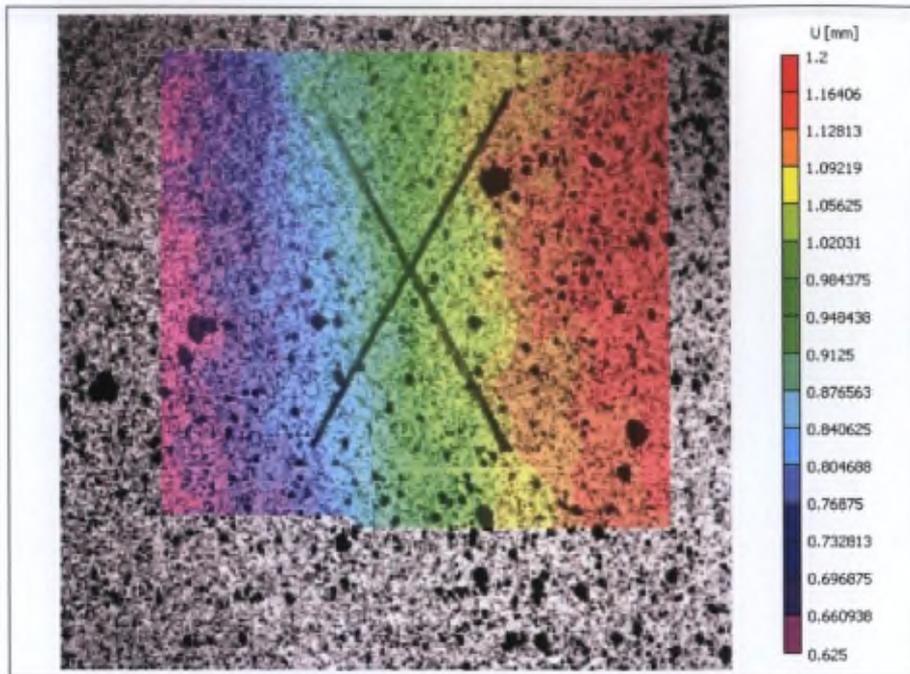


(a) Vue 2D.

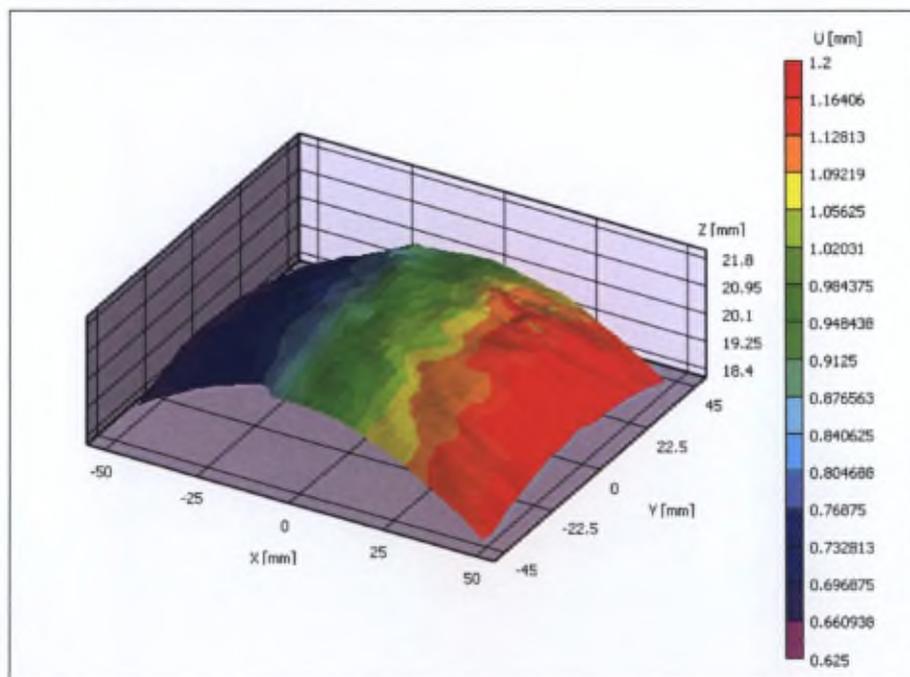


(b) Vue 3D.

FIGURE 3.21. Résultats de l'analyse stéréoscopique d'un tir sur panneau métallique : $W(t)$. (a) Vue 2D; (b) Vue 3D.

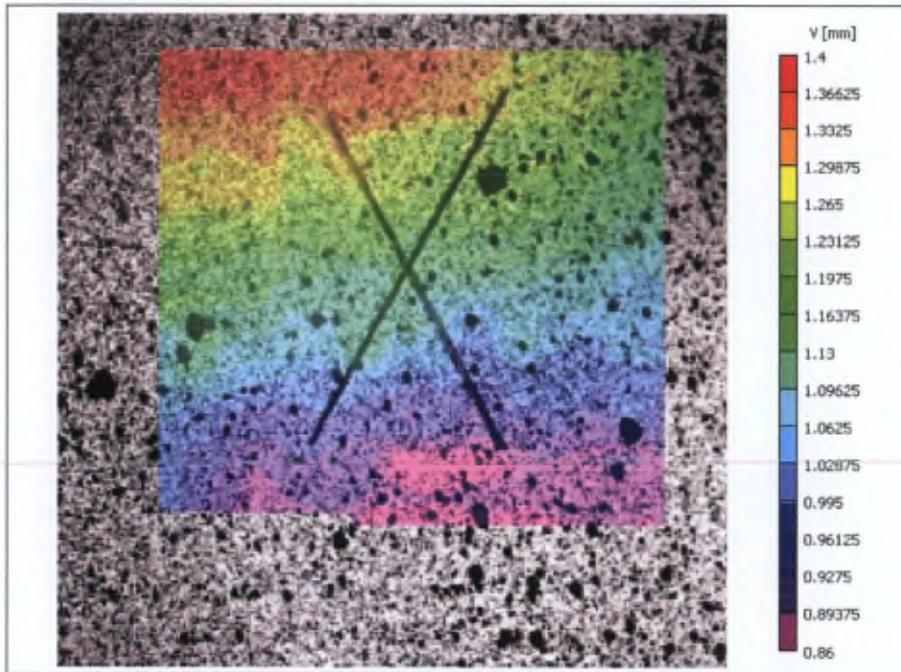


(a) Vue 2D.

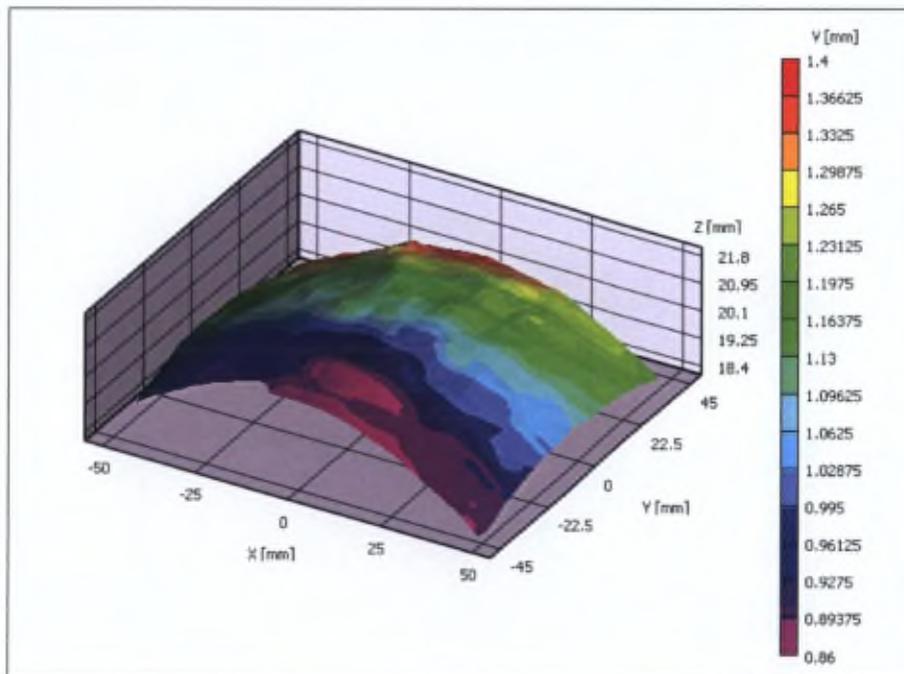


(b) Vue 3D.

FIGURE 3.22. Résultats de l'analyse stéréoscopique d'un tir sur panneau métallique : $U(t)$. (a) Vue 2D; (b) Vue 3D.

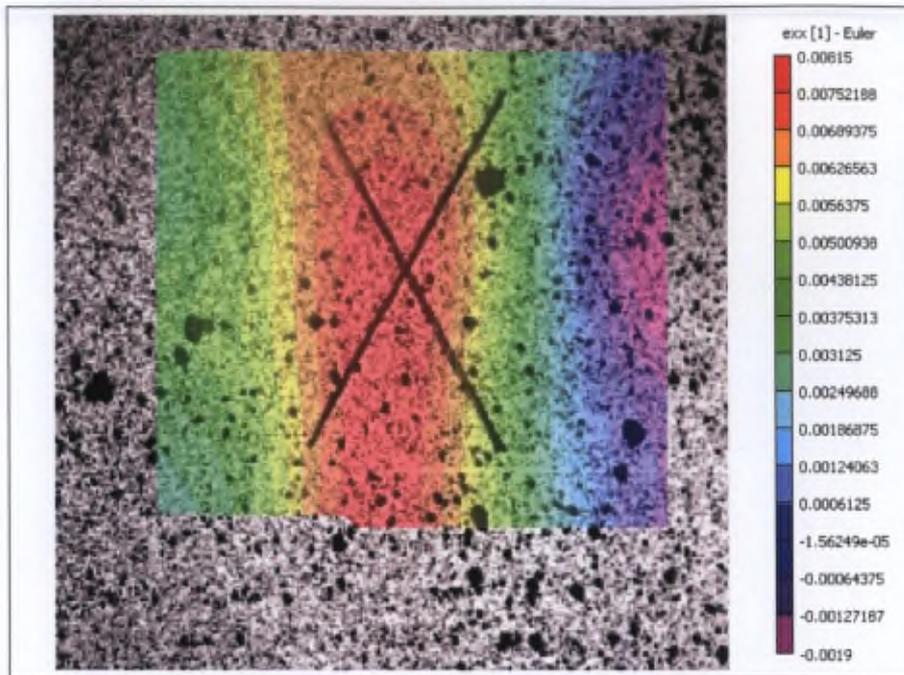


(a) Vue 2D.

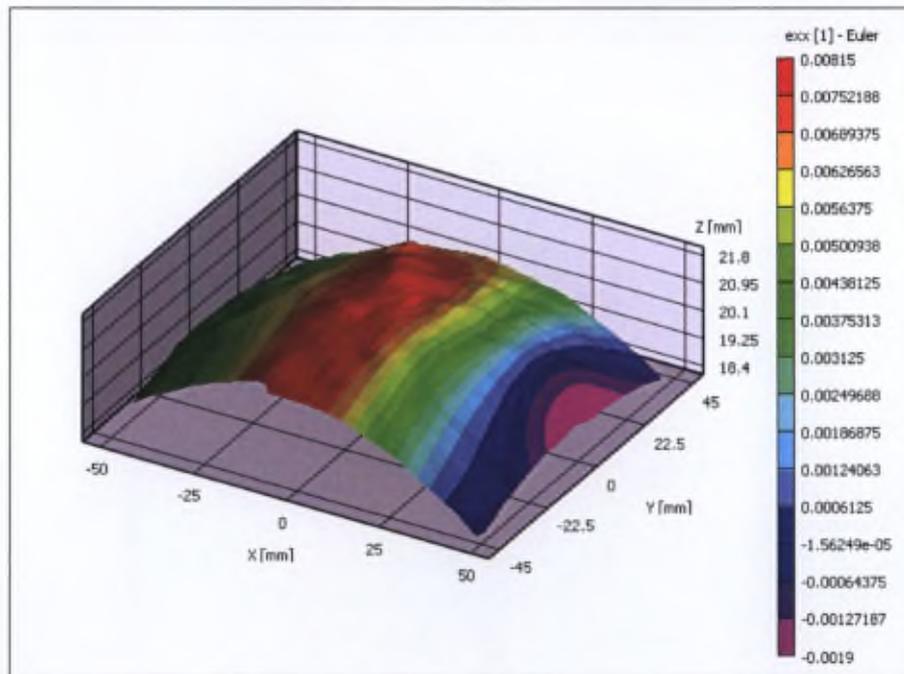


(b) Vue 3D.

FIGURE 3.23. Résultats de l'analyse stéréoscopique d'un tir sur panneau métallique : $V(t)$. (a) Vue 2D; (b) Vue 3D.

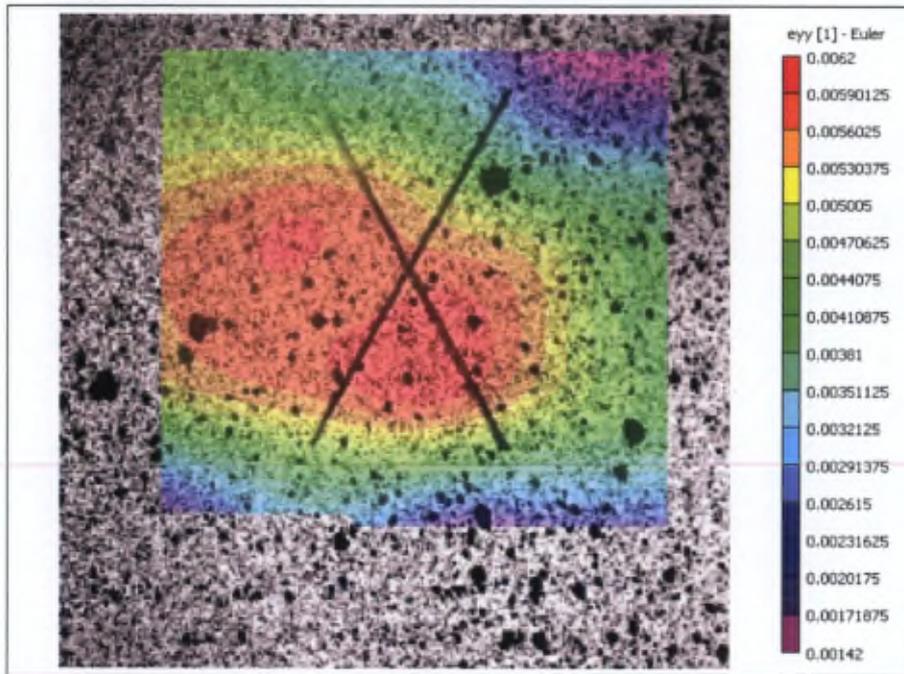


(a) Vue 2D.

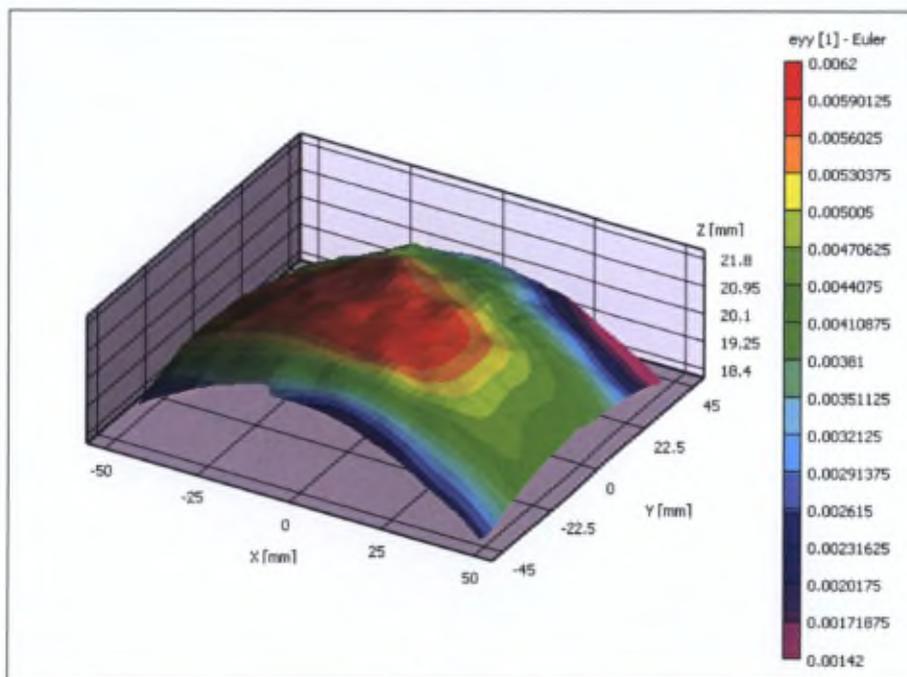


(b) Vue 3D.

FIGURE 3.24. Résultats de l'analyse stéréoscopique d'un tir sur panneau métallique : ϵ_{xx} . (a) Vue 2D; (b) Vue 3D.



(a) Vue 2D.



(b) Vue 3D.

FIGURE 3.25. Résultats de l'analyse stéréoscopique d'un tir sur panneau métallique : ϵ_{yy} . (a) Vue 2D; (b) Vue 3D.

Enfin, la figure 3.26 présente l'évolution de W en fonction du temps au centre du panneau. Cette courbe de réponse dynamique est extraite de l'ensemble des 205 paires d'images traitées pour cet essai.

Remarque importante :

Les panneaux métalliques et en matériaux composites mis à l'épreuve pendant ces essais sont la propriété de SONACA S.A. Afin de respecter les aspects confidentiels liés à ces matériaux, les valeurs des déplacements transversaux, et de manière plus générale toutes les dimensions classifiées, seront exprimées sous forme adimensionnelle, en pour cent d'une valeur de référence W_{Ref} connue de l'auteur seul.

Les rapports d'essais reprennent bien entendu les valeurs absolues ; ils peuvent être consultés à l'ERM Département ABAL moyennant l'accord écrit de la SONACA S.A. Pour le déplacement transversal en fonction du temps, la variable adimensionnelle qui figurera en ordonnée est baptisée W_{ad} . Elle sera notée W_ad dans les graphiques et est définie par :

$$W_{ad} [\%] = \frac{W [mm]}{W_{Ref} [mm]} \quad (3.45)$$

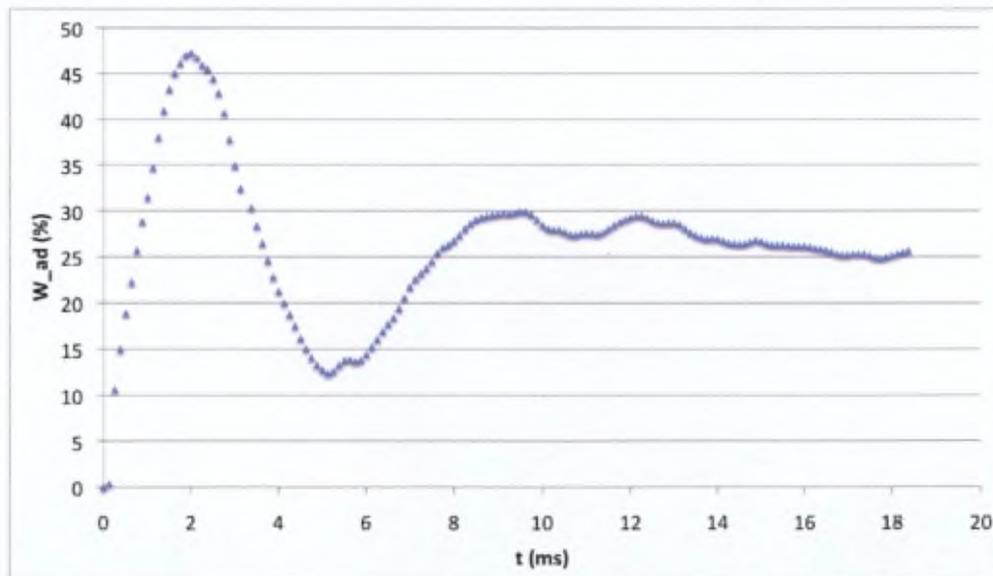


FIGURE 3.26. Allure typique du déplacement transversal en fonction du temps.

5.3.2 Tirs sur panneaux en matériau composite

Les matériaux composites de type CFRP ne peuvent pas encore prétendre remplacer les alliages d'aluminium en chaque endroit de la voilure ; leur résistance spécifique à

la flexion notamment est trop faible. Afin de réaliser des essais d'impact conformément à la sollicitation réelle⁶², les panneaux en matériaux composites sont fréquemment soumis à un impact non perpendiculaire; l'angle d'impact Ψ , visible sur le schéma de la figure 3.27, est non nul.

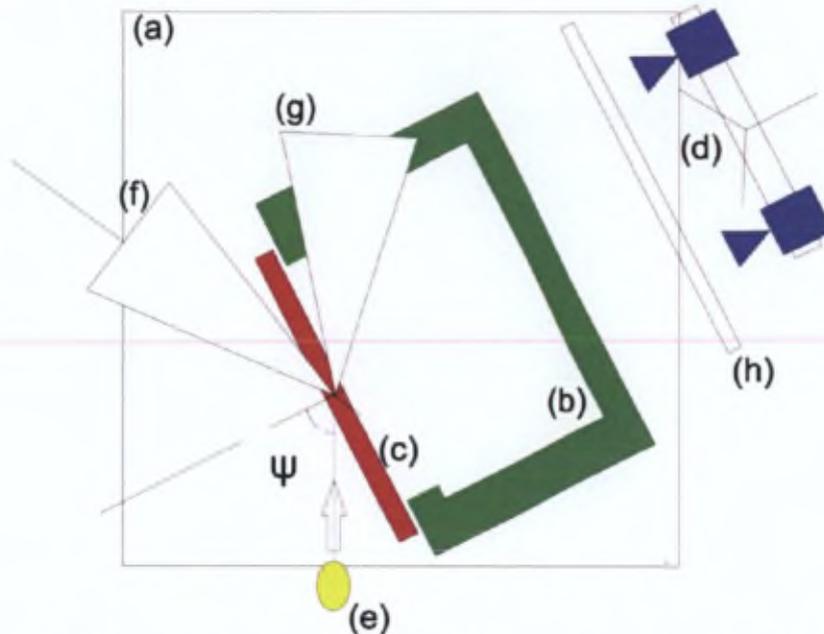


FIGURE 3.27. Dispositif pour le tir sous incidence non normale : (a) : Table principale ; (b) : Support porte-cible ; (c) : Panneau-cible en composite, dans un plan vertical formant un angle Ψ avec la normale à la vitesse du projectile ; (d) Capteur stéréoscopique ; (e) Simulant gélatiné ; (f) : Cône de projection des débris après ricochet sur le panneau ; (g) Cône de projection des débris après perforation éventuelle du panneau ; (h) Protection transparente des caméras.

La figure 3.28 présente une vue 3D instantanée du déplacement transversal W . La figure 3.29 illustre la vue 2D correspondante. On observe la grande netteté des contours iso- W ; ces contours sont aussi réguliers que dans les démonstrations fournies avec le logiciel VIC-3D. Ceci tend à démontrer que les conditions de mise en oeuvre sont correctement maîtrisées : mouchetis, éclairage et paramètres des caméras sont proches des valeurs optimales. La figure 3.30 affiche, pour le centre du panneau, la courbe 1D de $W_{ad}(t)$. On y observe des oscillations beaucoup plus nombreuses et rapides que dans le cas des panneaux métalliques.

Pour l'ensemble de la zone d'intérêt stéréoscopique cette fois, la figure 3.31 permet d'examiner les valeurs maximales et minimales du déplacement transversal élastique mesurées sur l'ensemble des images prises au cours du tir. La différence entre ces extrema est également représentée. On constate qu'un matériau aussi fragile que le CFRP utilisé affiche des valeurs maximales de W non négligeables.

62. Une configuration type a été illustrée à la figure 3.1 page 62.

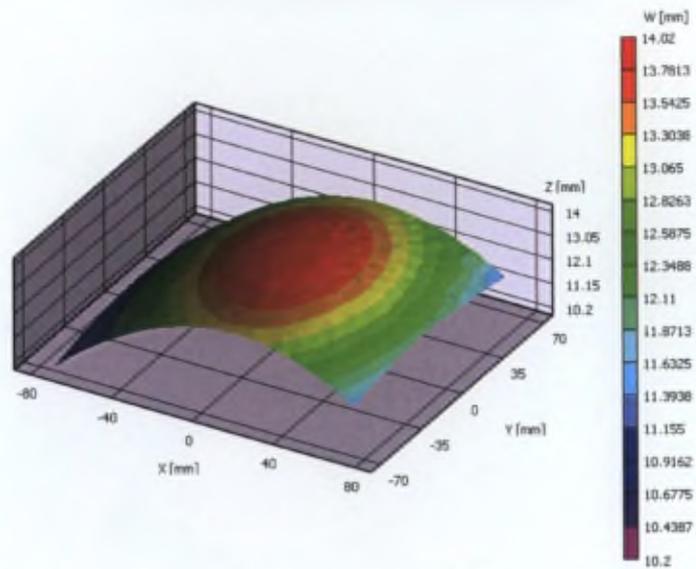


FIGURE 3.28. Résultats de l'analyse stéréoscopique lors du tir sur panneau composite :
Vue 3D instantanée de W .

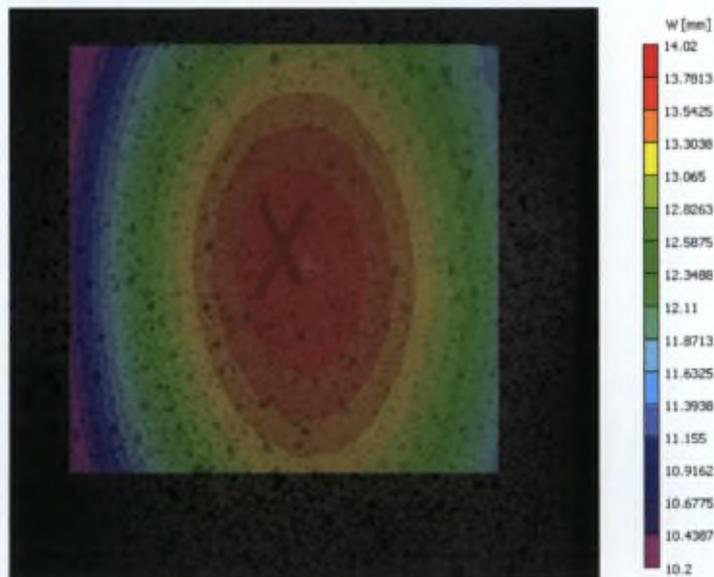


FIGURE 3.29. Résultats de l'analyse stéréoscopique lors du tir sur panneau composite :
Vue 2D instantanée de W .

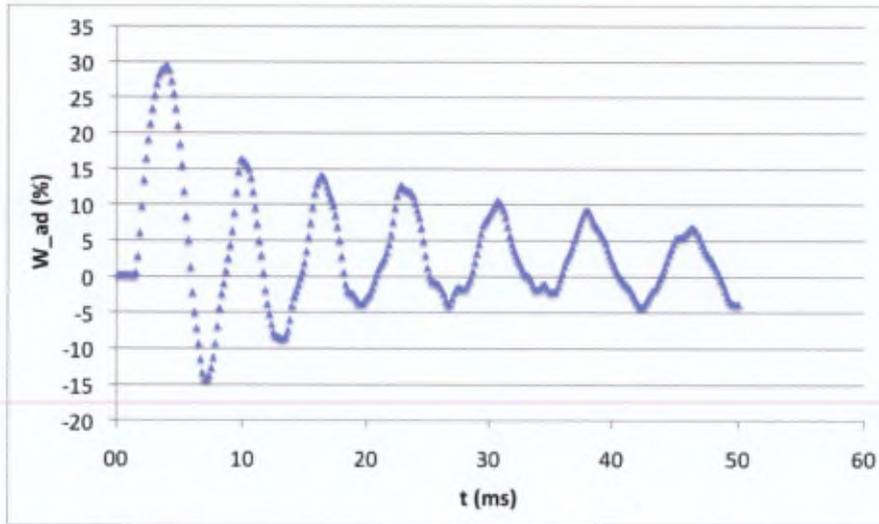


FIGURE 3.30. Résultats de l'analyse stéréoscopique lors du tir sur panneau composite :
Vue 1D de $W_{ad}(t)$.

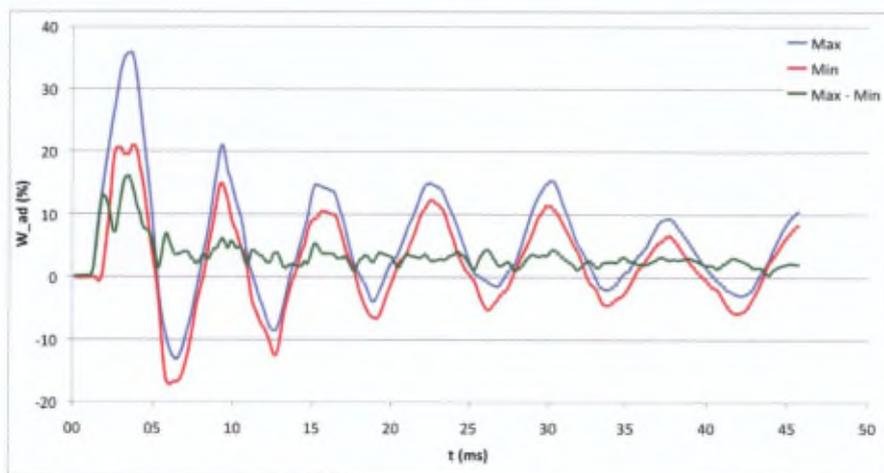


FIGURE 3.31. Valeurs maximales et minimales de $W_{ad}(t)$ sur l'ensemble de la zone
d'intérêt stéréoscopique.

La figure 3.32 propose quatre vues 3D du même tir prises à des instants différents ; elle permet de suivre visuellement l'évolution du déplacement transversal et permet d'apercevoir la déchirure du panneau composite qui survient dans le coin inférieur droit de la figure 3.32(d). On observe également l'absence de symétrie par rapport à la croix centrale, ce qui s'explique par l'angle d'incidence Ψ important.

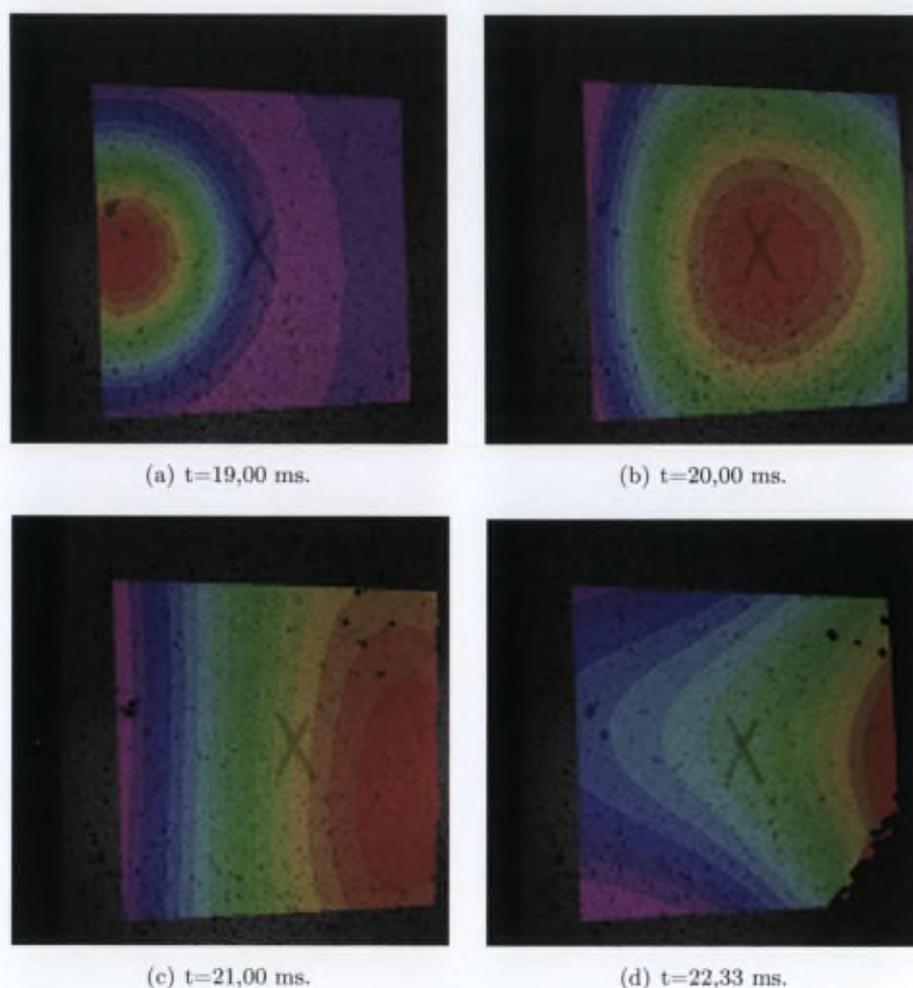


FIGURE 3.32. Résultats de l'analyse stéréoscopique lors du tir sur panneau composite : quatre vues 3D successives de W .

La figure 3.33 enfin illustre quelques difficultés de corrélation rencontrées par VIC-3D. On y voit plusieurs zones non colorées, à droite dans l'image. Cette absence d'information traduit le fait qu'il a été impossible d'effectuer des mises en correspondance dans cette zone des images.

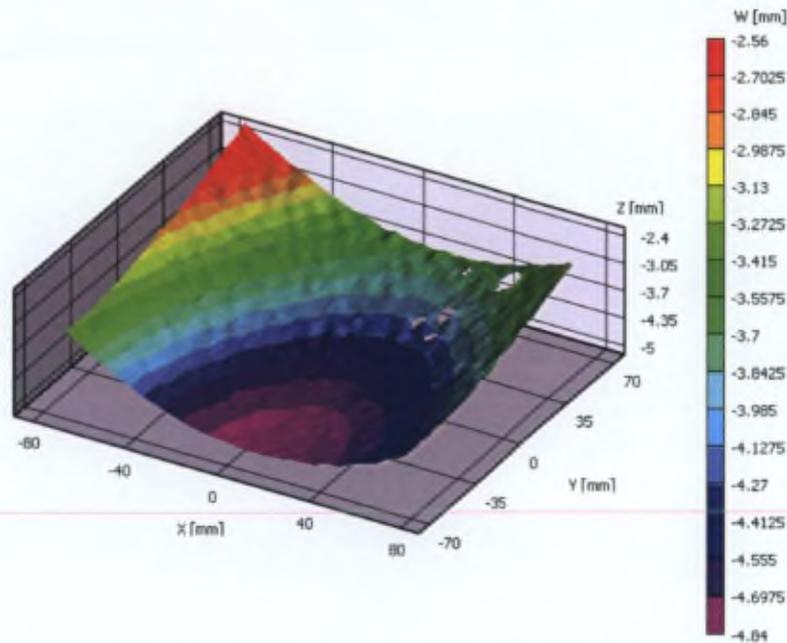


FIGURE 3.33. Absence de corrélation en certains endroits.

5.3.3 Sensibilité au contenu fréquentiel du mouchetis

La figure 3.34 permet de comparer les deux types de mouchetis essayés. Tous deux composés de motifs aléatoires noirs sur fond blanc mat, celui de gauche est le mouchetis manuel, appliqué par nos soins à l'aide d'une bombe aérosol, tandis que celui de droite est le mouchetis optimisé, conçu numériquement [61] par des chercheurs de l'ERM et de la VUB avec un contenu fréquentiel adapté. La figure 3.35 présente des gros plans des deux mouchetis tandis que la figure 3.36 illustre leur contenu fréquentiel. On observe combien le contenu du mouchetis optimisé est plus large que celui du mouchetis manuel.

Quelques panneaux ont pu être pourvus de tels mouchetis optimisés grâce au concours de collègues chercheurs. Les résultats des tirs réalisés avec ces mouchetis optimisés, dans nos conditions d'impact et de prise de vues, ont été comparés aux résultats avec mouchetis manuel. Aucune différence significative n'a pu être enregistrée.

5.3.4 Sensibilité à la taille du voisinage

La taille du voisinage dans une image numérique s'exprime en pixels sous la forme $p \times q$, où p et q sont respectivement le nombre de pixels qui composent le voisinage horizontalement et verticalement. Habituellement, le voisinages sont choisis carrés afin d'accélérer les algorithmes de calcul. On parle alors d'une taille p .

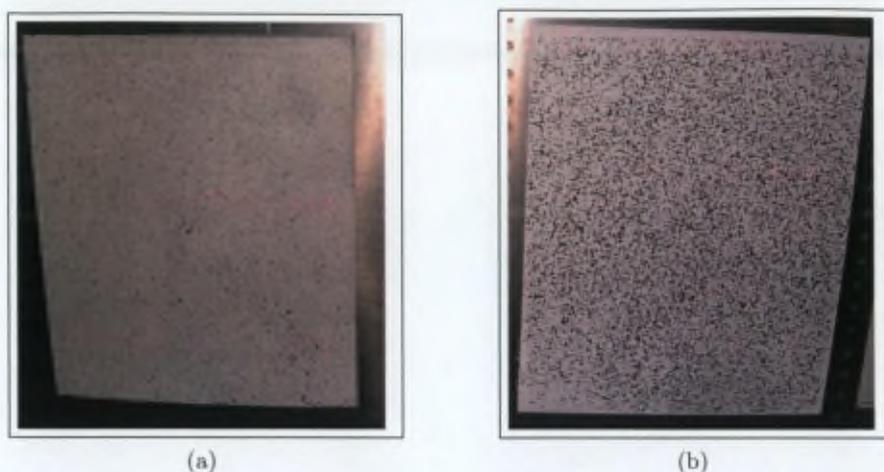


FIGURE 3.34. Faces arrière de panneaux avec mouchetis : (a) Mouchetis manuel; (b) Mouchetis optimisé (Photos : Th. Vandeveld).

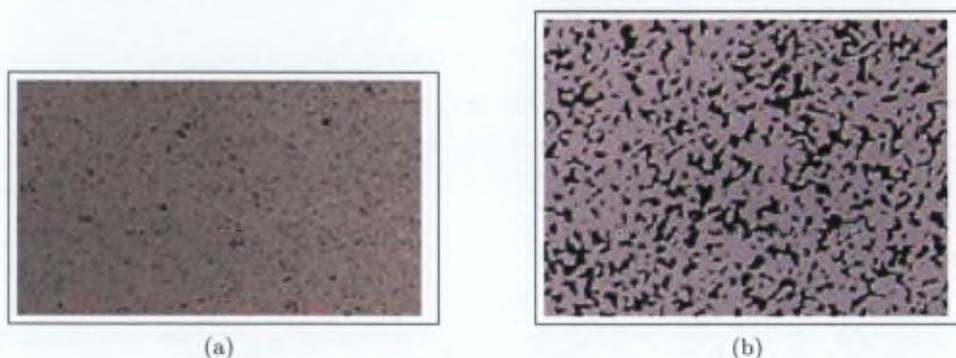


FIGURE 3.35. Deux types de mouchetis en gros plan : (a) Mouchetis manuel; (b) Mouchetis optimisé (Photos : Th. Vandeveld).

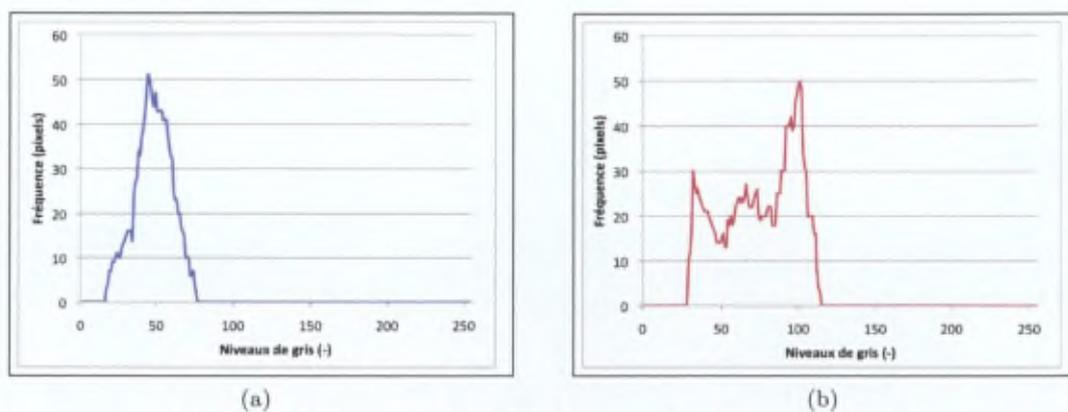


FIGURE 3.36. Histogramme des niveaux de gris des deux types de mouchetis : (a) Mouchetis manuel; (b) Mouchetis optimisé.

Une des contraintes déjà évoquées est de ne pas choisir p trop faible. Sachant que p conditionne inévitablement le temps de calcul, une même série d'images a été exploitée avec différentes valeurs de p . La figure 3.37 présente trois courbes $W_{ad}(t)$, réalisées pour des valeurs de p de respectivement 15, 21 et 27 pixels. Dans les trois cas, le pas s entre centres de voisinages a été fixé à 5. Les trois courbes sont tellement rapprochées qu'aucun écart n'est visible sur cette figure. C'est pourquoi la figure 3.38 présente les écarts relatifs de ces courbes prises deux à deux. On observe que cet écart est de l'ordre de quelques centièmes de pour cent. On peut conclure que, pour notre application, la précision de W n'est pas altérée de manière significative par le choix de la taille du voisinage. D'autres considérations peuvent dès lors nous guider dans le choix de p . Une valeur trop faible par exemple augmente le nombre de zones non appariées et réduit les performances de la méthode.

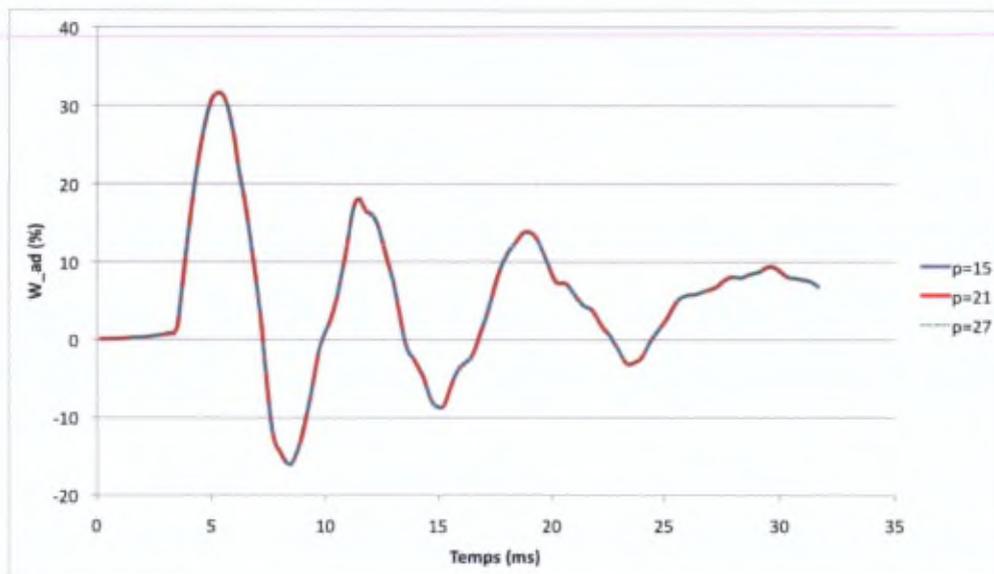
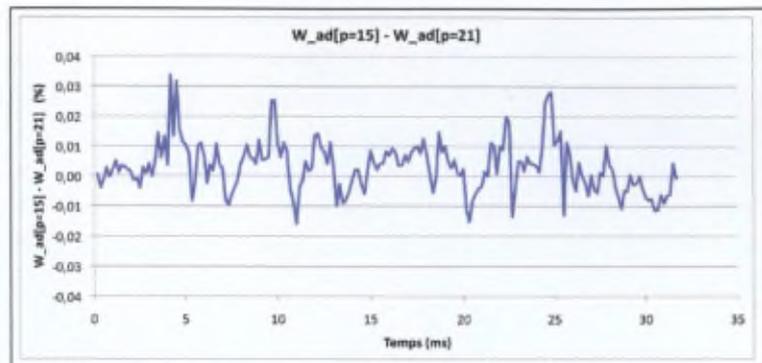


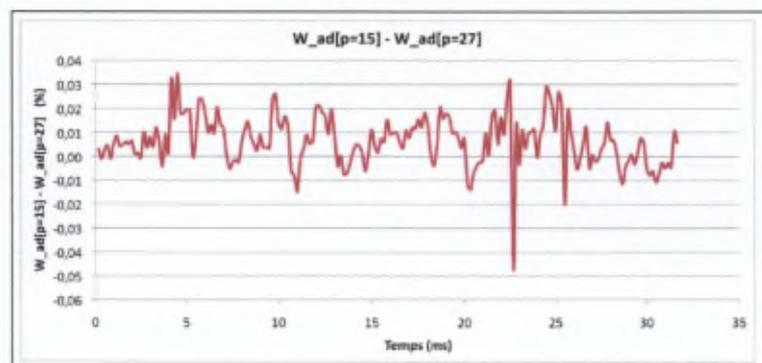
FIGURE 3.37. Comparaison de $W_{ad}(t)$ pour trois valeurs de p .

5.3.5 Sensibilité au pas de la méthode

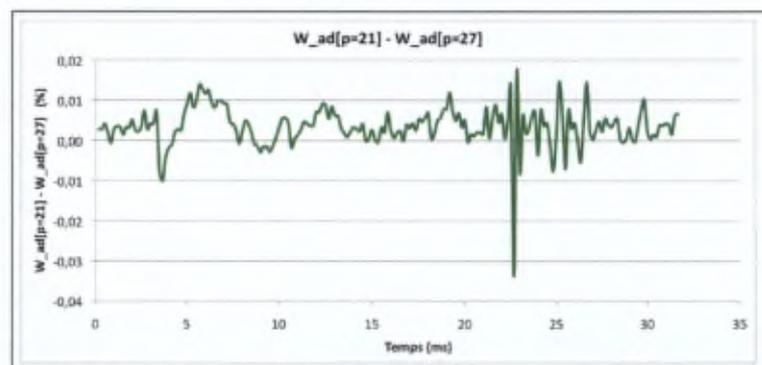
Le pas de la méthode ou pas de corrélation, noté s , est la distance, exprimée en pixels, entre le centre d'un voisinage et le centre du voisinage suivant. Il caractérise le recouvrement opéré lors du traitement de l'image. Un pas faible correspond à un recouvrement très important et s'accompagne d'un temps de calcul supérieur à celui engendré par un pas plus grand ; si le pas choisi est trop grand, l'appariement peut être mis en péril car la propagation spatiale sera plus difficile. Sur base des résultats de l'analyse de sensibilité relative à la taille p du voisinage, une valeur de p égale à 21 pixels a été choisie pour effectuer l'analyse consacrée à l'influence sur $W(t)$ du pas de corrélation ; des valeurs de 3, 5, 7 et 11 ont été choisies pour s . La figure illustrant les quatre résultats en W est



(a)



(b)

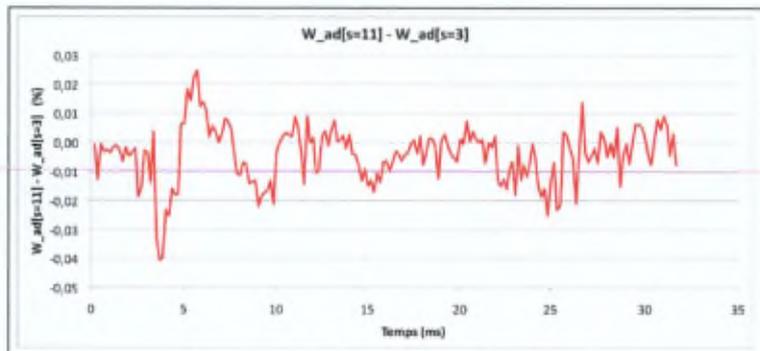


(c)

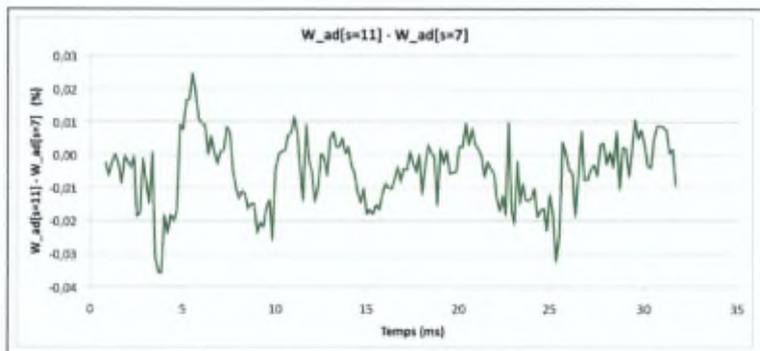
FIGURE 3.38. Sensibilité de $W(t)$ à la taille p du voisinage : (a) Ecart entre $p = 15$ et $p = 21$; (b) Ecart entre $p = 15$ et $p = 27$; (c) Ecart entre $p = 21$ et $p = 27$.

absolument identique à la figure 3.37 ci-dessus et n'a pour cette raison pas été représentée : aucune différence n'est visible.

Les quatre courbes ont dès lors été comparées deux à deux. Parmi les six résultats obtenus, tous semblables, deux font l'objet de la figure 3.39. Il apparaît que la sensibilité de W au pas de la méthode est également de l'ordre du centième de pour cent et peut dès lors être négligé. Le temps de calcul par contre est significativement plus long pour $s = 3$ que pour $s = 11$, puisqu'il faut, au sein d'une image de 256×256 pixels avec une valeur de $p = 21$, analyser 6084 voisinages dans le premier cas et seulement 441 dans le second.



(a)



(b)

FIGURE 3.39. Sensibilité de $W(t)$ au pas s de la méthode : (a) Écart entre $s = 11$ et $s = 3$; (b) Écart entre $s = 11$ et $s = 7$.

5.3.6 Sensibilité aux conditions d'éclairage et au type de peinture

La méthode de stéréoscopie choisie requiert des prises de vues où l'aspect aléatoire est clairement visible : c'est le critère de succès pour l'appariement par corrélation d'images. En pratique, les applications étudiées s'opèrent avec des caméras haute-vitesse et exigent donc un éclairage intense. A titre d'exemple, ce sont typiquement quatre projecteurs de 1000 W qui sont mis en œuvre simultanément pour le seul éclairage de l'arrière du panneau. Il est capital qu'aucune réflexion ne vienne polluer les images numériques, car leur blancheur uniforme et aveuglante est exempte de tout caractère aléatoire. Il est

dès lors indispensable d'utiliser des peintures les plus mates possible. D'autre part, il est tout aussi indispensable que cette peinture soit suffisamment accrochée au support pour résister au choc de l'impact⁶³. La figure 3.40(a) présente une image enregistrée lors d'un tir après qu'une peinture ait été appliquée sans utiliser de couche d'accrochage (*primer*) : on y voit dans le coin supérieur gauche l'alliage métallique mis à nu après que la peinture ait été arrachée. La figure 3.40(b), fruit du traitement par VIC-3D, confirme qu'aucune corrélation n'est possible dans cette zone de l'image.

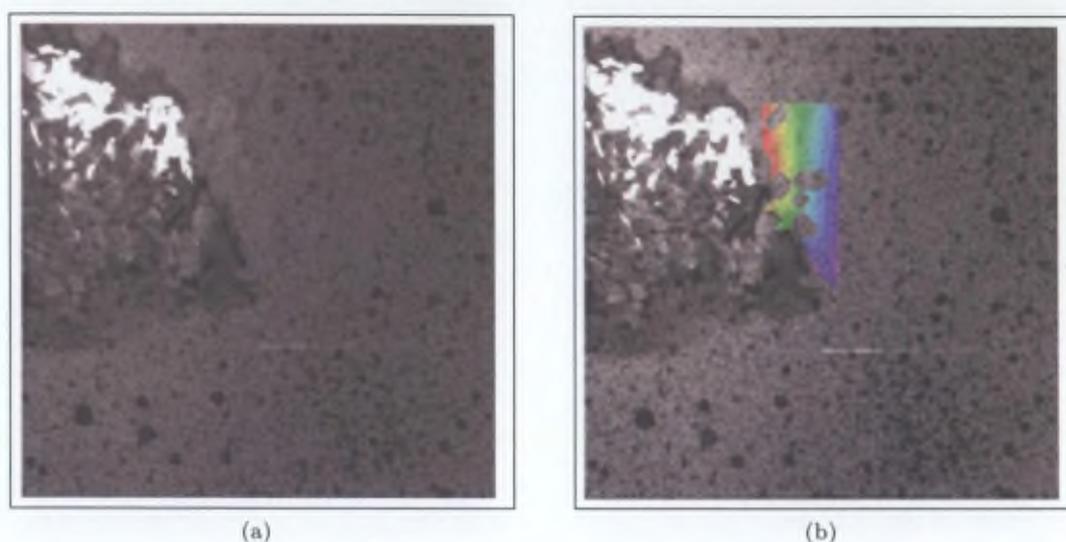


FIGURE 3.40. Echantillon dont la peinture est arrachée : (a) Vue originale ; (b) Absence de corrélation dans une zone sans peinture (Photos : Th. Vandeveld).

5.3.7 Sensibilité à la fréquence de prises de vue

La fréquence de prises de vue, exprimée en images par seconde, est un autre paramètre pouvant influencer la qualité de la corrélation numérique. En effet, si cette fréquence est trop faible par rapport à la vitesse de déformation hors plan, deux images successives pourraient être tellement différentes que le logiciel aurait du mal à les corrélérer. La position du capteur stéréoscopique joue également un rôle dans cette étude de sensibilité : s'il est placé trop près du panneau, un même allongement hors plan correspondra à des déplacements de pixels plus importants que si le capteur se trouve à plus grande distance du panneau.

Dans notre application, la fréquence d'enregistrement minimale imposée par les spécifications du paragraphe 3.1 était de 4000 i/s. Grâce à l'optimisation de l'éclairage, il a été possible de procéder à des enregistrements à 8000 i/s, augmentant de la sorte le

63. Dans certains cas, la peinture noire utilisée pour le mouchetis s'est détachée lors de l'impact. Un soin particulier a depuis lors été apporté au traitement des panneaux.

nombre d'échantillons disponibles pour reconstruire la courbe $W(t)$ et facilitant la mise en correspondance des images.

5.3.8 Répétabilité

Bien qu'il soit impossible de reproduire rigoureusement les mêmes impacts à plusieurs reprises, il nous a paru indispensable de nous assurer de la répétabilité de la technique de mesure.

Une première indication est donnée par la figure 3.41 qui illustre les courbes unidimensionnelles $W(t)$ de six tirs sur panneaux composites. Bien que les vitesses d'impact ne soient pas identiques, les oscillations traduites par ces six signaux sont homogènes tant en fréquence qu'en amplitude.

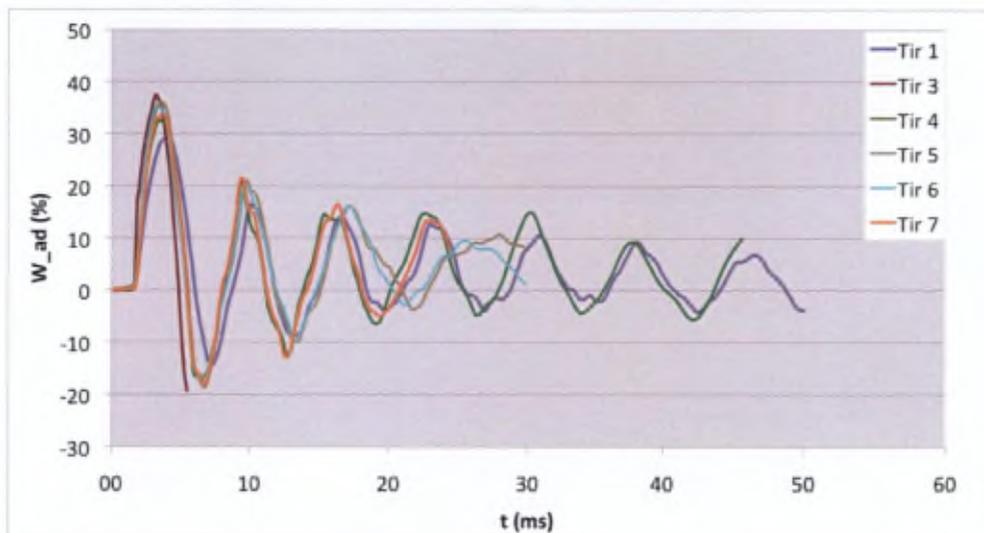


FIGURE 3.41. Résultats de six tirs sur panneaux composites : courbes $W_{ad}(t)$. Source [114].

Une seconde indication est fournie par l'exploitation, après un tir, de la mesure de $W(t)$ en plusieurs points d'un même panneau. Autour de la croix centrale, marquée d'un C, quatre marques notées A,B,D et E ont été apposées sur les diagonales du panneau, comme le montre la figure 3.42.

Les couleurs sur cette figure, représentatives de l'intensité de la déformation, permettent de classer qualitativement le déplacement transversal en chacun des cinq points : les valeurs les plus importantes sont à attendre aux points A et B; la valeur au point C, centre du panneau, est un peu plus faible et les déplacements transversaux en D et E sont clairement les plus faibles. A noter que la valeur maximale est à prévoir au centre de la zone rouge, en un endroit marqué F.

La figure 3.43 présente les courbes $W(t)$ extraites en ces six endroits. Il s'y confirme que c'est en F qu'a lieu le déplacement transversal le plus important ; les valeurs en A, B et C sont quasi semblables tandis que les déplacements transversaux les plus faibles sont effectivement observés en D et E.

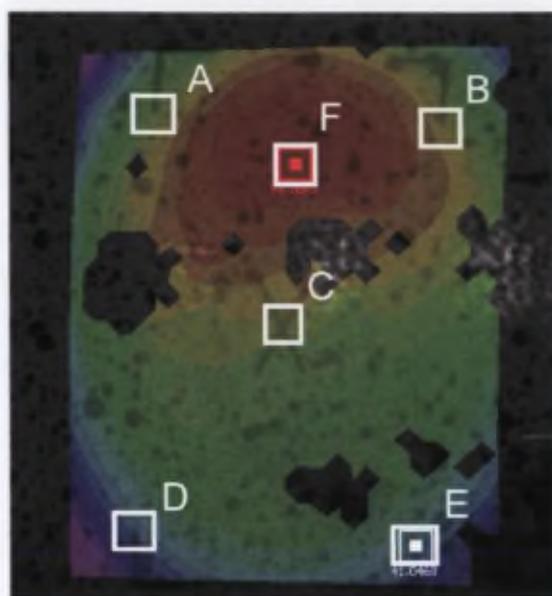


FIGURE 3.42. Exploitation d'un tir en six endroits.

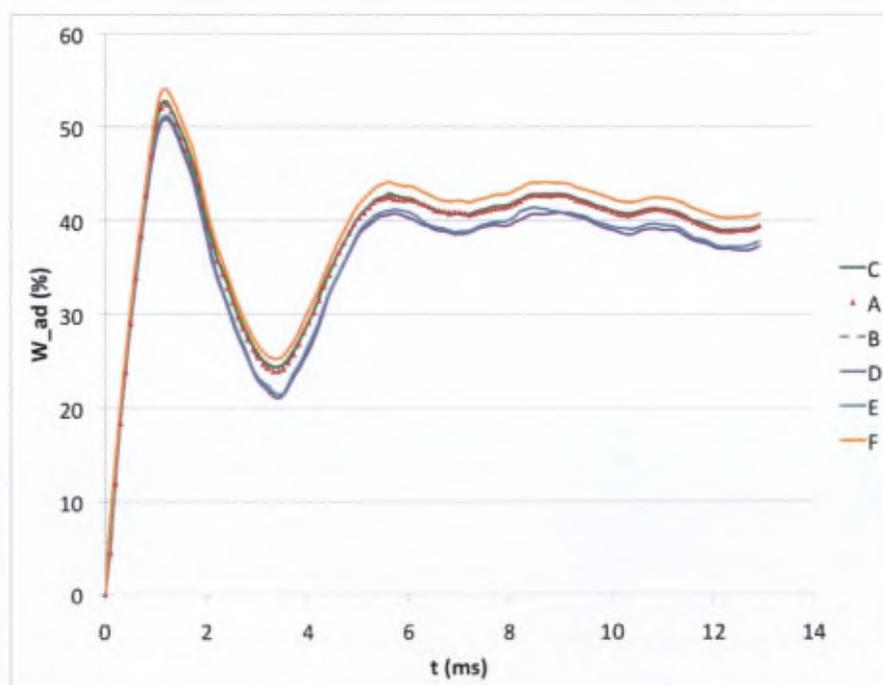


FIGURE 3.43. Résultats de l'exploitation d'un tir en six endroits : courbes $W_{ad}(t)$.

5.3.9 Vérification de la précision

La précision de la mesure fournie par VIC-3D est calculée lors de la corrélation. Elle est directement liée à la qualité de cette dernière et dépend de nombreux paramètres tels que les conditions d'éclairage, la qualité du calibrage, le temps entre deux paires d'images et bien d'autres encore.

Au cours des dizaines d'expériences réalisées, la valeur de la précision a toujours été comprise entre 0,02 et 0,03 pixels, garantissant qu'un intervalle de confiance à 95% autour de $W(t)$ ne dépasse pas 0,06 pixels, c'est à dire typiquement 3 μm . Cette précision répond largement aux exigences.

5.4 Comparaison et validation des mesures

5.4.1 Nécessité

Quelque excellente que soit la précision annoncée de la méthode stéréoscopique par corrélation d'images, il nous a paru indispensable d'en comparer les résultats à ceux obtenus par une autre méthode. Pour une telle comparaison, il est acceptable de réduire les exigences formulées au paragraphe 3.1 et de sélectionner une technique ponctuelle. Mettre au point une deuxième méthode de champ aurait en effet été disproportionné par rapport au besoin de comparer et de valider.

Deux approches ont été suivies. La plus simple consiste en une comparaison de la valeur finale du déplacement transversal dynamique, c'est-à-dire la valeur de $W(t)$ obtenue lorsque toute oscillation a disparu, avec la valeur du déplacement transversal résiduel mesuré à la fin de l'essai par un télémètre laser. L'autre technique, plus élaborée, mais également parmi celles ne fournissant pas de champ de déformations, est celle de l'extensométrie laser.

5.4.2 Comparaison avec le déplacement transversal résiduel mesuré par télémétrie laser

Pour mesurer le déplacement transversal résiduel à l'issue d'un tir, un télémètre laser a été employé. Il s'agit du même appareil que celui mis en oeuvre pour l'alignement du lanceur au paragraphe 5.1.5 du chapitre 2. Placé derrière le lanceur pyrotechnique, il est utilisé lorsque le canon de 20 mm est désolidarisé du tube de diamètre 160 mm. Son rayon laser est alors colinéaire avec l'âme du tube et dirigé vers le point d'impact désiré, au centre du panneau-cible. Une première mesure est faite avant le tir, une seconde à l'issue de l'impact. La différence entre les deux mesures donne la valeur résiduelle du déplacement transversal, notée W_{Res} .

Par rapport à la mesure manuelle de l'embossement à l'issue du tir à l'aide d'une jauge de profondeur, la télémétrie laser garantit non seulement une précision supérieure - l'erreur maximale des deux instruments est comparable mais l'endroit où la mesure se fait est déterminé avec moins de dispersion - mais présente un autre avantage : celui de ne pas devoir supposer que le panneau est parfaitement plan avant le tir. Il s'est en effet avéré que le panneau, lors de son bridage sur l'outillage du bâti porte-cible, était légèrement précontraint ; il se bombait et présentait une déformation vers le canon, en sens opposé du tir. Les mesures au pied de profondeur, effectuées uniquement après le tir, étaient dès lors systématiquement inférieures de deux à trois millimètres à celles fournies par le télémètre laser.

Déterminer avec précision la valeur résiduelle du déplacement transversal au départ de la courbe $W(t)$ s'est révélé moins aisé que prévu. En effet, de faibles oscillations persistent souvent en fin de signal. Ces perturbations peuvent être dues aux mouvements du capteur stéréoscopique qui subit, après l'impact du simulant sur le panneau, l'effet de souffle créé par les gaz de combustion qui contournent le bâti⁶⁴. Il en découle que la valeur ne peut être qu'estimée au départ de $W(t)$, avec une erreur maximale - également estimée - de deux millimètres. La figure 3.44 illustre l'extraction de la valeur résiduelle : la flèche en rouge indique la meilleure estimation possible au vu des oscillations finales de $W(t)$.

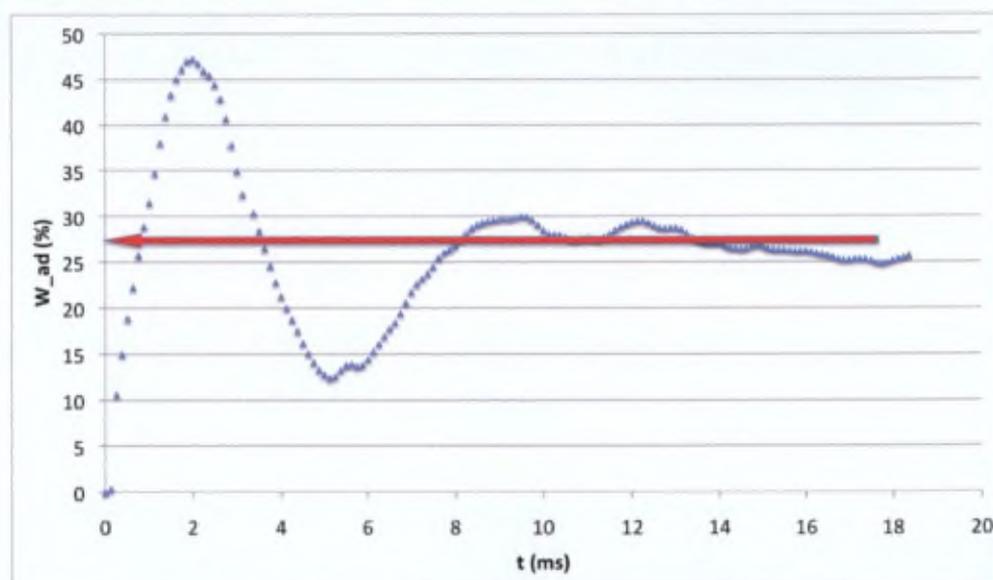


FIGURE 3.44. Extraction de la valeur résiduelle de $W_{ad}(t)$.

Quelques résultats typiques permettant de comparer les mesures manuelles (par mesure au pied de profondeur et au télémètre laser) et par stéréoscopie sont présentés à la table 3.6. La correspondance est satisfaisante.

64. Cette hypothèse est confirmée par le fait que l'extensomètre laser, dont les résultats sont décrits au paragraphe suivant, ne souffre pas de ces oscillations finales.

TABLE 3.6. *Déplacement transversal résiduel mesuré manuellement et par stéréoscopie.*

N° série	Vitesse (m/s)	Allongement mesuré au pied de profondeur (mm)	Allongement mesuré par télémètre laser (mm)	Allongement final par stéréoscopie (mm)
1	80	17	18	17
2	94	22	22	25
3	93	22	21	22
4	141	30	-	30
5	134	16	-	16

5.4.3 Comparaison avec le déplacement transversal dynamique par extensométrie laser

Au-delà de la valeur résiduelle, c'est la totalité de $W(t)$ qu'il faut valider par un moyen de mesure indépendant de la stéréoscopie. Le choix s'est porté sur un extensomètre laser, présenté à la figure 3.45. Il fonctionne selon le principe de la triangulation : un rayon de lumière monochromatique émis par une source laser est réfléchi sur l'objet en mouvement puis capté sur une matrice CCD. L'endroit sur la matrice où le rayon incident est observé permet de déterminer la position de l'objet par triangulation.

La fréquence d'échantillonnage de l'extensomètre sélectionné⁶⁵ est de 20 kHz, valeur suffisante pour l'objectif poursuivi. Sa résolution annoncée est de 1,5 μm .

Le point choisi pour effectuer la mesure est le centre du panneau-cible. Afin de désolidariser l'extensomètre du bâti porte-cibles, c'est un dispositif de suspension qui été mis en oeuvre pour positionner la tête de mesure derrière le panneau, à quelques centimètres de la croix centrale. Les figures 3.46 et 3.47 illustrent le montage.

5.4.4 Résultats sur mesures alternées

L'immobilité du dispositif suspendu a été vérifiée par l'enregistrement d'images haute-vitesse prises latéralement. On y observe [109] que la tige qui porte l'extensomètre est effectivement parfaitement immobile pendant l'impact alors que le bâti subit un léger mouvement.

La proximité requise entre la tête de mesure de l'extensomètre et le centre du panneau, de l'ordre d'une dizaine de centimètres⁶⁶, rend impossible la prise simultanée d'images stéréoscopiques. Le centre du mouchetis est en effet occulté par l'extensomètre

65. Il s'agit d'un appareil OptoNCD ILD 2220-100 de la société Micro-Epsilon.

66. Le début de l'intervalle de mesure pour l'extensomètre choisi se situe à 70 mm devant le capteur.

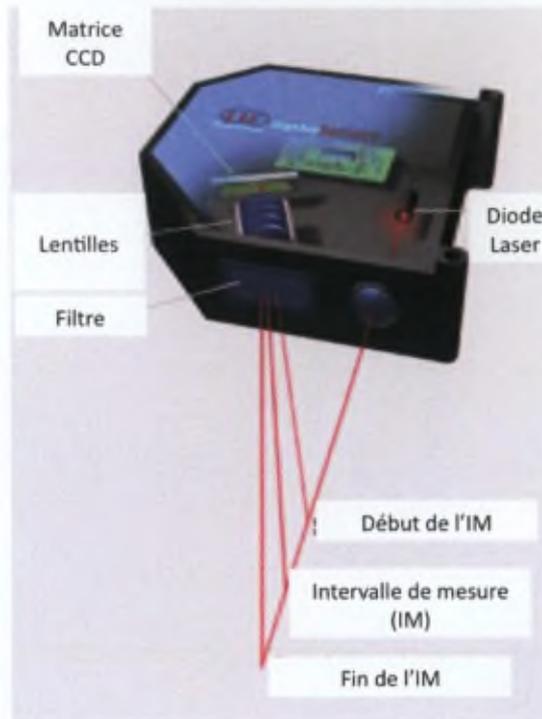
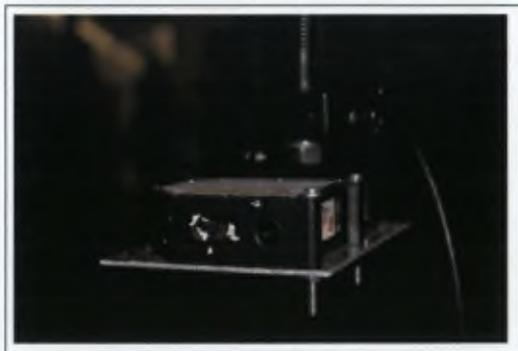
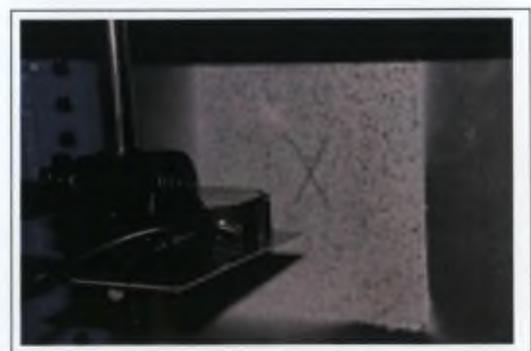


FIGURE 3.45. Extensomètre laser : schéma de principe (d'après [3]).



(a)



(b)

FIGURE 3.46. Extensomètre en place pour la mesure : (a) Vue de face ; (b) Vue arrière (Photos : Th. Vandeveld).



FIGURE 3.47. Extensomètre dans le dispositif global (Photo : Th. Vandeveld).

comme le suggère la figure 3.46(b). A défaut de pouvoir réaliser des mesures en parallèle lors d'un même tir, il a alors été décidé de procéder par paires de tirs. Un tir est exploité par stéréoscopie et le tir suivant, dans des conditions identiques, est exploité par extensomètre laser. Bien que les incertitudes liées à la dispersion balistique nuancent la notion de tirs "identiques", les essais ont été menés afin de pouvoir malgré tout comparer les résultats de la stéréoscopie à ceux d'une autre technique de mesure.

La figure 3.48 juxtapose les résultats de quatre tirs successifs effectués à 93 ± 2 m/s. Les tirs 3 et 4 de cette figure ont été exploités par extensomètre laser tandis que les tirs 5 et 6 l'ont été par stéréoscopie.

Les très faibles écarts entre ces quatre courbes ont suscité la construction de la figure 3.49 qui présente, en fonction du temps, l'écart maximal entre ces courbes. On constate qu'une fois résorbées les "palpitations" stéréoscopiques⁶⁷ du début du tir 6, la cohérence entre ces quatre mesures, dont deux sont stéréoscopiques et deux extensométriques, est remarquable.

67. Ces "palpitations" sont probablement dues à des difficultés de corrélation lors du flanc montant du déplacement transversal, mais aucune explication totalement satisfaisante n'a pu être trouvée pour ces anomalies, qui ne se sont d'ailleurs produites qu'à cette seule reprise.

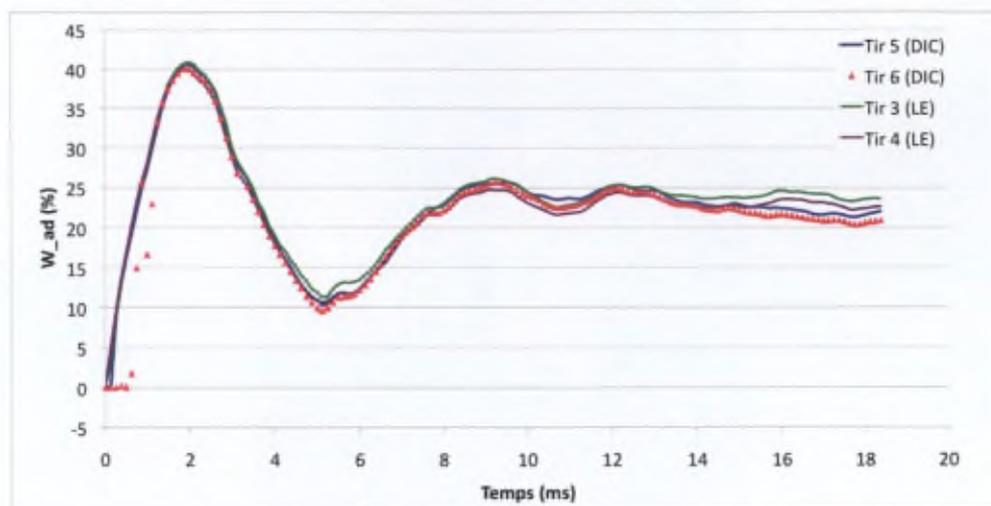


FIGURE 3.48. Comparaison des résultats par extensométrie et par stéréoscopie pour quatre tirs successifs.

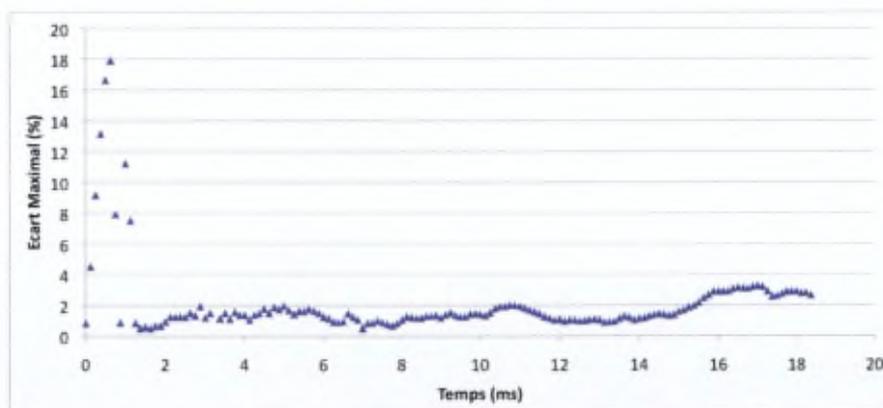


FIGURE 3.49. Ecart maximal entre les résultats des quatre courbes (extensométrie et stéréoscopie) de la figure précédente.

5.4.5 Résultats de mesures simultanées

Pour un tir en particulier, il a finalement malgré tout été possible d'effectuer les deux types de mesure simultanément. Les caméras ont pour cela été positionnées très près du panneau, afin de contourner l'occultation mentionnée précédemment. L'inconvénient de cette mise en oeuvre, visible à la figure 3.50, est que l'écart angulaire entre les caméras est très grand et dès lors défavorable pour une exploitation par corrélation. En effet, pour des dynamiques trop importantes, la propagation temporelle et, partant, la corrélation deviennent impossibles, comme déjà évoqué au paragraphe 5.3.7. Le seul tir pour lequel la mesure conjointe s'est révélée possible était un impact à 134 m/s amorti par un nid d'abeille fixé sur la face avant du panneau soumis à essai.

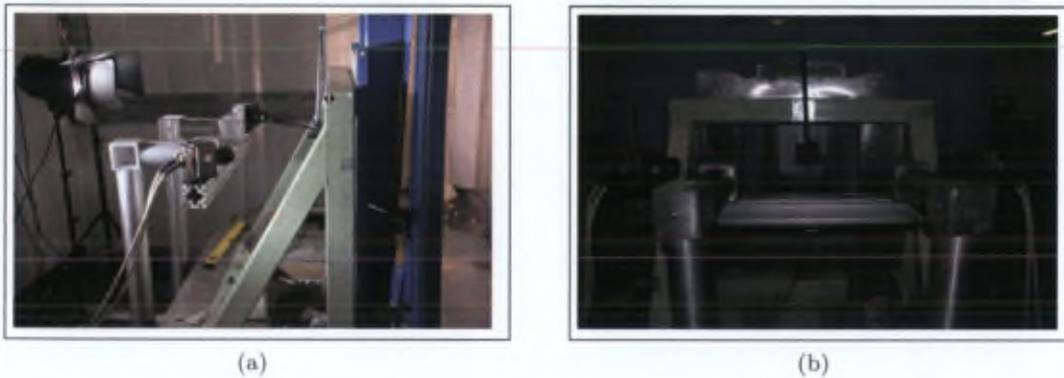


FIGURE 3.50. Emploi simultané de l'extensomètre et de la stéréoscopie : (a) Vue latérale ; (b) Vue arrière (Photos : Th. Vandeveld).

La figure 3.51 juxtapose les résultats de cette mesure. On y observe une remarquable correspondance entre les deux courbes de $W(t)$.

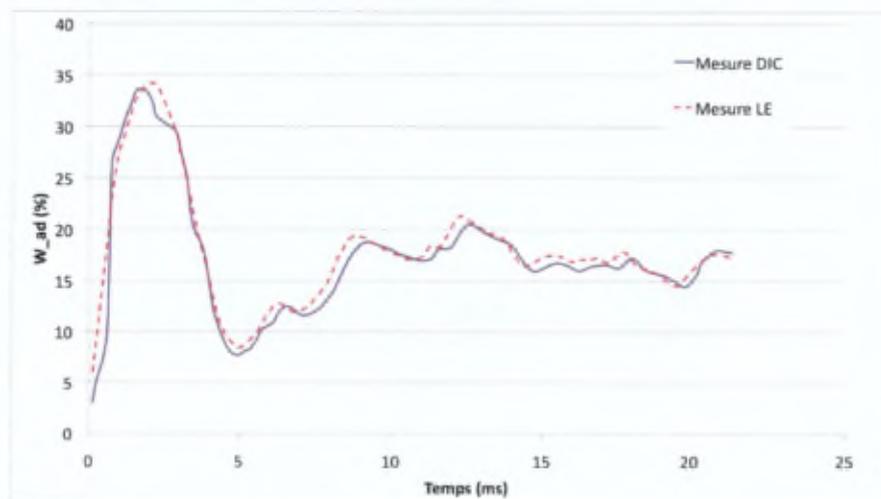


FIGURE 3.51. Résultats extensométriques et stéréoscopiques simultanés.

Au delà de cette information qualitative, les écarts relatifs entre les mesures ont été calculés en chaque instant de mesure. La figure 3.52 présente les valeurs absolues des écarts relatifs entre mesures stéréoscopiques et extensométriques. On peut en déduire que 89 % de points diffèrent de moins de 10 %, et que pour 66 % des mesures, cet écart est même inférieur à 5%.

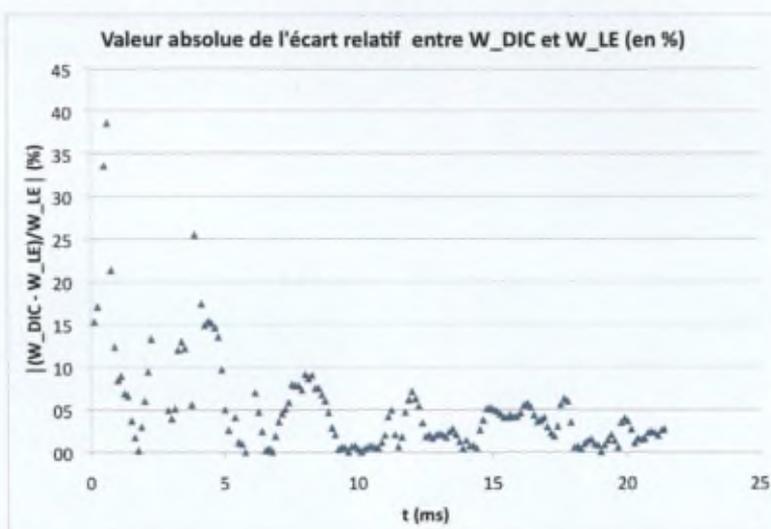


FIGURE 3.52. Ecarts entre mesures extensométriques et stéréoscopiques.

Une transformée de Fourier discrète des deux signaux est présentée à la figure 3.53. Cette réponse spectrale confirme la similitude des deux signaux dans tout le domaine de fréquences.

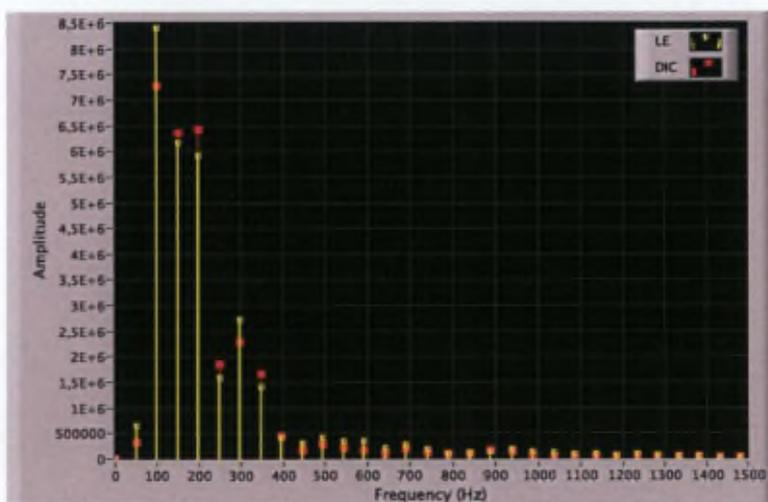


FIGURE 3.53. Transformée de Fourier des résultats extensométriques et stéréoscopiques simultanés (LE = Extensométrie Laser; DIC = Stéréoscopie).

5.5 Comparaison avec des simulations numériques

5.5.1 Principe des simulations numériques

Bien que ce sujet sorte du cadre de la présente thèse, il nous a paru intéressant de donner ici un bref aperçu d'une exploitation possible des résultats obtenus. En toute généralité, leur comparaison avec des résultats de simulations numériques permet d'améliorer les modèles utilisés dans ces calculs d'éléments finis. La littérature scientifique fournit quelques exemples de comparaison entre essais - avec cinématographie haute-vitesse ou stéréoscopie - et simulations : [74] présente des applications dans le domaine de la mécanique expérimentale tandis que [120] compare calculs et images haute-vitesse dans l'étude des verrières d'aéronefs.

Dans le cas des éléments de structure mis au point par la SONACA S.A., les simulations sont faites avec un code appelé Europlexus⁶⁸. [5] présente quelques applications liées à l'impact aviaire développées par SONACA S.A. et SAMTECH.

La méthode numérique utilisée pour modéliser le projectile est la méthode SPH (Smooth Particle Hydrodynamics). Cette méthode associe au domaine initial un ensemble de noeuds appelés « particules ». Ces noeuds sont reliés à leurs voisins par des efforts. La façon dont ces efforts sont déterminés est fonction de la méthode de discrétisation. Les liaisons entre particules peuvent être coupées lorsqu'un critère donné est atteint ; en présence de grande déformation ou de fragmentation, il est nécessaire de recalculer les noeuds voisins. Avec la méthode choisie dans Europlexus, le champ de vitesses est approché dans une sphère centrée en chaque noeud par une fonction elle-même pondérée par une autre fonction dite de lissage. La fonction de lissage utilisée est une fonction cubique active sur une longueur de lissage variable.

Les équations du mouvement exprimées en chaque point sont pondérées par la fonction de lissage et intégrées sur le domaine fluide en approchant ces intégrales par sommation discrète. Le principal avantage de cette méthode est qu'elle utilise un formalisme lagrangien. Il n'est donc pas nécessaire de mailler le domaine qui va être traversé par le fluide.

Le panneau métallique est modélisé à l'aide d'éléments finis de type coques. La taille du maillage est conditionnée par la valeur du diamètre des billes du modèle de l'oiseau. Le comportement du matériau est de type élasto-plastique. Le critère de Von Mises est utilisé pour la plasticité. La déformation plastique équivalente du matériau sert de seuil pour le critère de déchirure du panneau. Le panneau est bridé au cadre d'outillage en acier par l'intermédiaire de boulons-écrous. La modélisation des zones de connexions est réalisée au moyen d'éléments de contacts entre le panneau et l'outillage et d'éléments de ressort dont

68. Europlexus est un logiciel généraliste de la société SAMTECH pour l'analyse dynamique non linéaire explicite par éléments finis de systèmes fluide-structure soumis à des chargements rapides tels que des explosions dans une enceinte ou des études de chocs et d'impacts de projectiles sur une structure.

les comportements dans le plan et hors du plan sont assurés au moyen de courbes non linéaires exprimant la relation entre effort et allongement de l'assemblage.

L'interaction est réalisée au moyen de relations de contact entre les billes du modèle de l'oiseau et les éléments de coque du panneau cible. Une étude intéressante consacrée à la modélisation SPH dans le cas de l'ingestion aviaire fait l'objet de [62].

La figure 3.54 illustre le résultats d'une simulation par la méthode SPH.

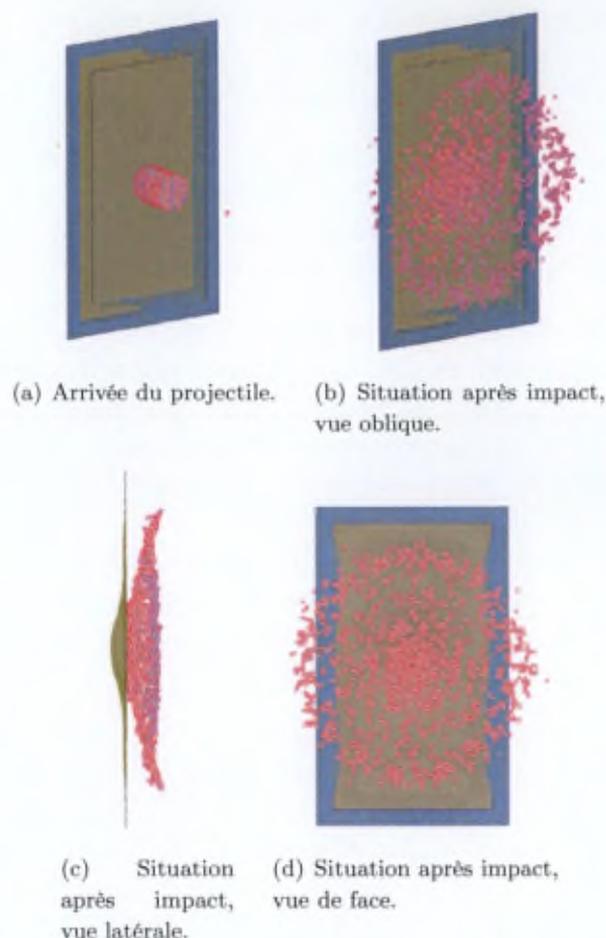


FIGURE 3.54. Simulation de l'impact par la méthode SPH (Source : SONACA S.A.).

5.5.2 Comparaison des résultats expérimentaux avec des résultats simulés

La figure 3.55 présente la superposition de résultat expérimentaux et simulés ; on y superpose les résultats de l'exploitation stéréoscopique de six tirs sous la forme des courbes $W_{ad}(t)$ et les résultats de simulations numériques, réalisées par la SONACA S.A., pour trois de ces six tirs. Les vitesses des projectiles figurent en légende.

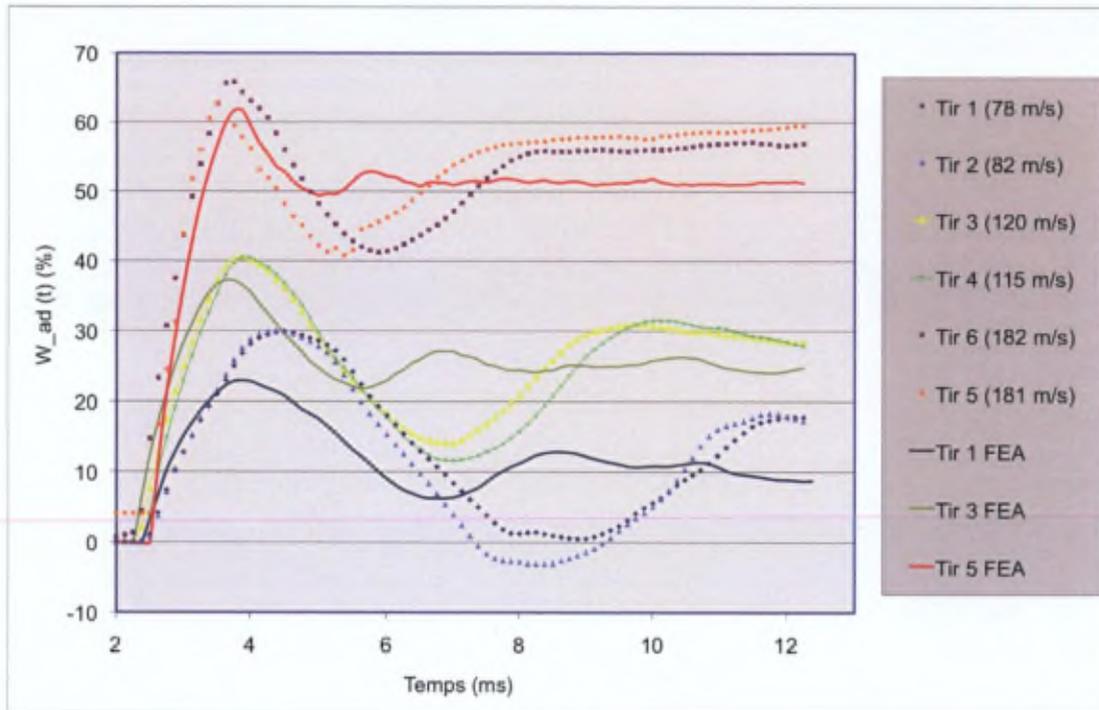


FIGURE 3.55. Comparaison de nos résultats expérimentaux avec des résultats FEA.
Source [111].

On observe tout d'abord que les courbes expérimentales pour chaque niveau de vitesse (tirs 1 et 2 aux environs de 80 m/s, tirs 3 et 4 aux alentours de 120 m/s, tirs 5 et 6 aux environs de 180 m/s) sont fort semblables.

La comparaison avec les courbes simulées permet ensuite de remarquer que celles-ci présentent un premier maximum du déplacement transversal trop faible par rapport aux résultats expérimentaux, mais que cette sous-estimation s'améliore lorsque la vitesse augmente.

D'autre part, les courbes simulées sont manifestement amorties trop rapidement : les courbes expérimentales oscillent encore franchement alors que les courbes simulées sont déjà amorties.

Enfin, la valeur résiduelle simulée est également sous-estimée ; cet écart se résorbe, ici aussi, lorsque la vitesse augmente.

Ces quelques constats sont des premiers éléments qui permettront d'améliorer les simulations numériques de l'impact aviaire sur panneaux-cibles.

6 Conclusions partielles

Ce chapitre a décrit les exigences en matière de mesure dynamique du déplacement transversal d'un panneau à l'essai. Il a parcouru quelques techniques possibles d'extensométrie, mécaniques puis optiques, avant de justifier le choix de la stéréoscopie binoculaire par corrélation d'images. L'état de l'art de ces techniques, et plus particulièrement des méthodes d'appariement, a été dressé. A une description en deux dimensions, fondement du principe de corrélation numérique d'images, a succédé l'extension vers la vision tridimensionnelle utilisant les propagation spatiale et temporelle.

Le logiciel choisi pour répondre aux exigences a été décrit et les particularités en ont été soulignées. Les résultats obtenus ont été exposés et analysés. Des tirs sur panneaux métalliques et composites ont été présentés et exploités. Une analyse de sensibilité a été effectuée par rapport aux principaux paramètres à considérer.

Une méthode de validation, basée sur la mise en oeuvre d'une technique de mesure tout à fait indépendante, a été proposée et mise au point. Cette validation par mesure multisensorielle du déplacement transversal a été effectuée sur plusieurs tirs de manière séquentielle et même sur un tir de manière simultanée. Ces essais mettent en évidence combien les différences entre les résultats des deux techniques sont minimes, confirmant la valeur de l'analyse par corrélation d'images.

Le chapitre se referme sur un aperçu de l'exploitation possible des résultats de mesure et une comparaison entre nos résultats expérimentaux et quelques simulations numériques.

* * * * *

Chapitre 4 :

Conclusions et recommandations

Le doute est le commencement de la sagesse.

Aristote

1 Résumé

Ce dernier chapitre présente les conclusions de la thèse doctorale.

Le contexte général est très succinctement retracé et les objectifs fixés sont rappelés. On reprend ensuite les aboutissements essentiels des travaux ; ces résultats sont présentés tant pour le lanceur pyrotechnique à double étage que pour les techniques de mesure dynamique du déplacement transversal d'un panneau-cible. Les conclusions qui peuvent être tirées de ces réalisations sont alors exposées. Une dernière partie ouvre la porte vers certaines améliorations des solutions proposées mais également vers de nouvelles pistes de recherche où les avancées de nos travaux pourraient avantageusement être réutilisées.

2 Le lanceur pyrotechnique à double étage

2.1 Rappel du contexte

Depuis des décennies, le péril aviaire impose aux responsables de la sécurité aéronautique d'oeuvrer à la gestion de ce risque. Eviter la collision entre l'oiseau et l'avion est évidemment la première priorité, et de nombreux acteurs s'y attellent tous les jours. La collision demeurant toutefois possible, comme le confirment les très nombreux incidents relevés chaque année, il est du devoir des constructeurs de concevoir les aéronefs commerciaux et militaires de manière à minimiser les conséquences d'un tel impact. Les réglementations internationales imposent dans ce cadre que les éléments exposés de l'avion offrent une résistance minimale telle que l'avion touché puisse terminer son vol en sécurité. Cette contrainte a entraîné la mise au point de dispositifs expérimentaux permettant

de lancer des simulants d'oiseaux sur des éléments de structure d'avion afin d'étudier la résistance de ces derniers.

2.2 Résultats essentiels

Sur base d'un état de l'art scientifique, l'opportunité de mettre au point un lanceur pyrotechnique à double étage pour simulants d'oiseaux été démontrée. L'objectif consistant à le concevoir, le réaliser et le valider a été atteint au moyen d'une série d'améliorations successives concernant tantôt le lanceur lui-même, tantôt le projectile - composé d'un conteneur et du simulant d'oiseau proprement dit -, tantôt les dispositifs de mesure. Une importante partie du travail a consisté à déterminer, par traitement numérique du signal de vitesse, les accélérations subies par le projectile au moment de sa mise en mouvement.

Le Département ABAL dispose aujourd'hui d'un dispositif fiable capable d'accélérer un simulant de masse 1,814 kg et son conteneur (d'environ 1,150 kg) à des vitesses comprises entre 80 et 180 m/s. Il est de dimensions plus réduites que les lanceurs pneumatiques et peut être employé à l'intérieur d'un laboratoire. Il est capable de lancer des projectiles à des cadences qui ne sont bridées que par le temps de changer les panneaux-cibles.

Statistiquement⁶⁹, la vitesse atteinte est, en moyenne, égale à la vitesse requise ; l'écart-type qui caractérise la dispersion autour de cette moyenne est comparable à celui relevé dans les autres centres d'essais européens.

Lors du lancement, la vitesse à la bouche du projectile est obtenue par le choix appropriée de sa position initiale dans le lanceur. L'outil de prédiction liant la position à la vitesse exploite une base de données reprenant les résultats des tirs précédents. La qualité cet outil de prédiction est en permanente amélioration puisque chaque nouveau tir enrichit la base de données. La mesure de la vitesse à la bouche s'effectue par deux bases filaires indépendantes, avec une erreur maximale de 1 %.

La séparation entre conteneur et simulant s'opère sans interférences. Le vol du simulant d'oiseau est horizontal et sans obliquité observable. Les prises de vue du projectile, indispensables pour s'assurer de son intégrité, s'effectuent par cinématographie haute-vitesse, monochrome ou couleur, à des fréquences d'enregistrement allant jusqu'à 10 000 images par seconde.

Les moyens métrologiques mis en oeuvre - vitesse, accélération et pression - ainsi que des moyens de cinématographie haute-vitesse ont permis de valider les solutions développées.

Plus de 90 tirs en conditions identiques ont déjà été effectués depuis la fin de la mise au point du lanceur. Sa fiabilité, tant au niveau des vitesses que de l'observation en vol, est démontrée.

69. Pour un intervalle de confiance de 95 %.

S'il fallait synthétiser cette partie de la thèse par un seul cliché pertinent, ce serait selon le triplet de la figure 4.1. Ces trois images extraites d'un enregistrement haute-vitesse peuvent selon nous être considérées comme démonstration visuelle finale de la qualité du système développé. L'intégrité du simulant gélatineux avant l'impact, sa position idéale sur la trajectoire, son attitude sans incidence observable et la parfaite symétrie axiale de l'écoulement sur le panneau-cible sont autant d'éléments probants qui permettent de couronner le travail de cette première étape, d'autant plus qu'ils ont été obtenus à une vitesse légèrement supérieure au maximum exigé.

La qualité remarquable des images et des vidéos de ces tirs à 670 km/h est obtenue grâce à la combinaison d'un éclairage puissant disposé de manière à éviter les réflexions parasites et de réglages des caméras permettant à la fois des fréquences de prises de vues et des vitesses d'obturation très élevées.

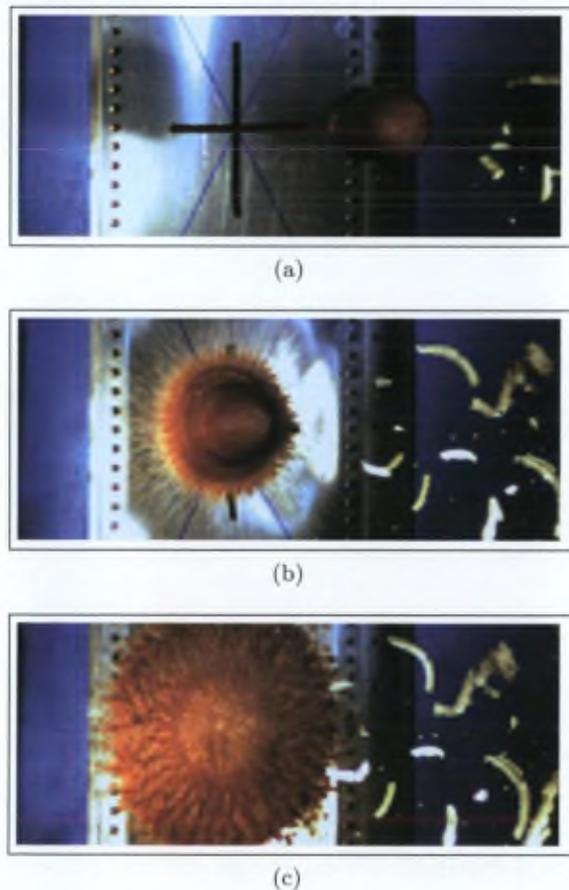


FIGURE 4.1. Trois images successives du simulant gélatineux en vol et à l'impact à 186 m/s (Photos : Th. Vandeveld).

3 La mesure dynamique du déplacement transversal

3.1 Rappel du contexte

La seconde partie de la thèse a été consacrée à l'étude de l'interaction entre le projectile, accéléré par le lanceur pyrotechnique, et un panneau de structure d'avion, métallique ou en matériau composite. C'est plus particulièrement la mesure dynamique du déplacement transversal du panneau qu'il s'agissait de déterminer.

3.2 Résultats essentiels

Une première étape a consisté à décrire précisément les exigences en matière de mesure dynamique du déplacement transversal d'un panneau à l'essai. Différentes techniques d'extensométrie, mécaniques puis optiques, ont été envisagées avant de choisir la méthode de stéréoscopie binoculaire par corrélation d'images.

L'état de l'art de ces techniques, et plus particulièrement celui des méthodes d'appariement, a été dressé. Une description détaillée de la corrélation numérique d'images en deux dimensions a été élaborée : il s'agit du fondement de la méthode stéréoscopique sélectionnée. L'extension à la troisième dimension a par la suite été exposée au moyen des propagations spatiale et temporelle.

Le logiciel choisi pour répondre aux exigences a été décrit et ses particularités ont été soulignées. Les résultats obtenus ont été exposés, illustrés et analysés. Des tirs sur panneaux métalliques et composites ont été présentés et exploités. Une analyse de sensibilité a été effectuée par rapport aux principaux paramètres à considérer. Une méthode de validation, basée sur une technique de mesure tout à fait indépendante, a été proposée et mise au point. Les résultats probants de cette validation ont été analysés et commentés.

S'il fallait retenir un seul graphique de cette partie de la thèse, ce serait sans aucun doute la figure 4.2 qui confronte les résultats expérimentaux de la mesure, par deux techniques indépendantes, du déplacement transversal du panneau en son centre. Cette validation par mesure multisensorielle dudit déplacement constitue à nos yeux l'apogée de la seconde partie de la thèse.

4 Conclusions globales

La lecture des deux synthèses qui précèdent nous amène à conclure que les objectifs fixés ont été atteints par la mise en oeuvre de méthodes pragmatiques judicieusement choisies. Identifiées au sein d'un large éventail de méthodes possibles, les solutions sélectionnées et développées ont déjà prouvé leur efficacité au cours de nombreux tirs.

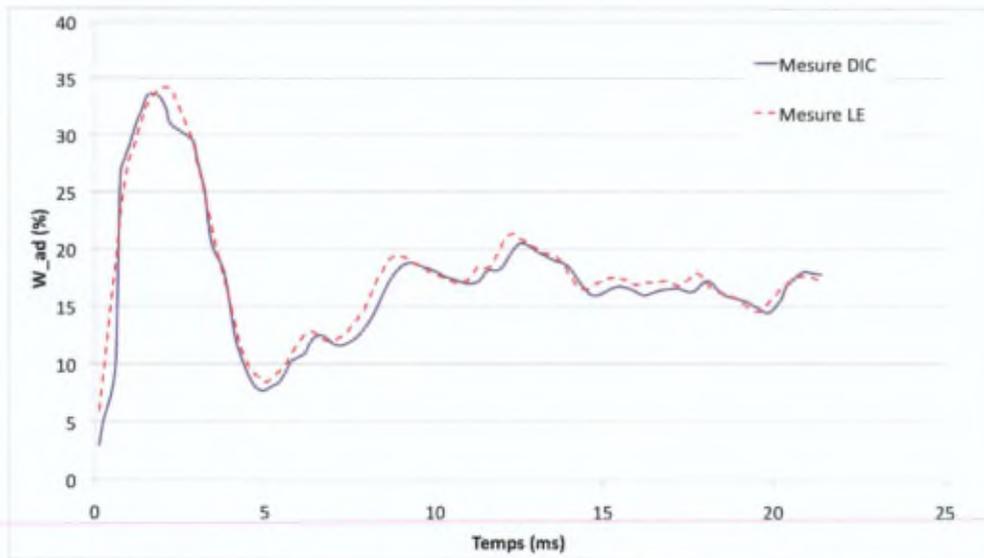


FIGURE 4.2. Résultats extensométriques et stéréoscopiques simultanés (DIC = Digital Image Correlation ; LE = Laser Extensometer).

Les données expérimentales dynamiques relevées pendant l'impact du simulant sur un panneau-cible permettront non seulement d'affiner les modèles de calculs par éléments finis, mais également de mieux comprendre les modes de rupture des panneaux en matériaux composites. Ces mesures permettront de contrôler la flèche maximale que présente le panneau et de vérifier qu'elle n'excède pas les tolérances imposées par la présence de divers composants placés derrière le bord d'attaque.

Appliqués au cas des panneaux métalliques, correctement modélisés aujourd'hui mais pour lesquels les mesures dynamiques n'étaient pas encore disponibles, ces résultats permettront d'affiner la connaissance de l'importance des conditions aux limites des modèles FEA : vérifier la validité des types d'encastresments choisis dans la modélisation en est un exemple parmi d'autres.

Ce bilan positif ne nous empêche pas d'envisager ci-dessous quelques compléments et améliorations aux techniques développées...

5 Perspectives et recommandations

Au delà du constat d'avoir atteint des résultats conformes aux attentes, force est de constater que le projet peut être mené plus loin encore au moyen de perfectionnements et d'extensions. Conscients de ne pas être exhaustifs, nous proposons ici quelques idées intéressantes.

5.1 Perspectives

Parmi les améliorations envisageables de l'outil développé, les suivantes nous ont paru devoir retenir l'attention.

Une première valeur ajoutée consisterait à arrimer plus solidement le capteur stéréoscopique pour que la valeur finale du déplacement transversal soit constante et ne souffre plus des actuelles oscillations. Ce perfectionnement n'a pas paru nécessaire pour la présente thèse, focalisée sur les effets transitoires intéressants pour caractériser la dynamique de la déformation, mais ne pourrait que contribuer à améliorer la qualité intrinsèque de la mesure.

Une seconde amélioration concerne la mesure de vitesse. On pourrait en effet remplacer les bases filaires, certes fiables et précises, par un dispositif sans contact nécessitant moins de manipulations entre chaque tir. Ici aussi, le maintien de la solution existante était acceptable pour le projet de recherche mais une automatisation serait la bienvenue pour l'exploitation en régime. Parmi les pistes à explorer, le radar Doppler présente selon nous l'avantage d'une insensibilité aux effets de fumées qui affectent les solutions optiques telles que les barrières lumineuses ou les diodes laser.

Au niveau des mouchetis enfin, la méthode employée a démontré sa précision par comparaison avec d'autres techniques (mouchetis généré numériquement puis extensomètre laser). Toutefois, la manière de mettre en oeuvre ce mouchetis reste primitive : l'application d'une couche de fond suivi du mouchetis proprement dit à la bombe aérosol pourrait entraîner des imperfections. Pour les éviter, l'emploi d'un mouchetis unique, imprimé sur un substrat applicable sur tout panneau, pourrait être envisagé. Ceci implique bien entendu une étude au niveau du type de mouchetis à générer, mais également au niveau du matériau à utiliser pour l'imprimer et de la manière de le faire adhérer sur l'échantillon à tester.

5.2 Recommandations pour la recherche future

Plusieurs spin-off de la technique mise au point sont déjà en cours de gestation ou de développement au sein du laboratoire ABAL. D'autres pourraient voir le jour, ici ou ailleurs... Nous les esquissons ici et renvoyons le lecteur intéressé à l'annexe D où elles sont détaillées.

Une première application, véritable modèle réduit de nos travaux, consiste à simuler l'impact de la grêle sur des structures aéronautiques. Des grêlons artificiels, en glace ou en matériau synthétique, sont accélérés et projetés sur des panneaux-cibles. Ici également, la face arrière de l'échantillon - métallique ou en matériau composite - est pourvue d'un mouchetis et son déplacement transversal est déterminé par stéréoscopie numérique. La figure 4.3 présente quelques images prise à haut-vitesse du vol d'un grêlon de calibre 25 mm.

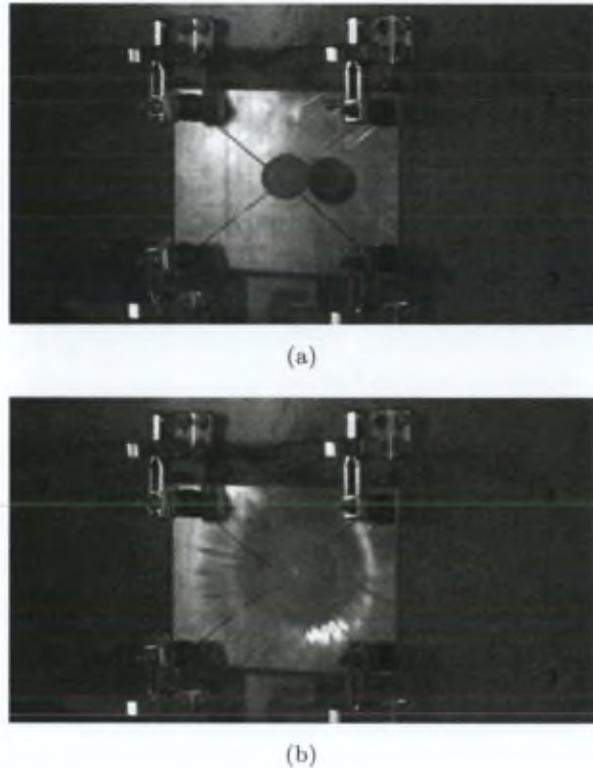


FIGURE 4.3. Lancement de grêlons de 25 mm sur panneaux métalliques : deux vues successives du grêlon avant et après impact (Photos : Th. Vandeveld).

Après les grêlons, ce pourraient être des gravillons qu'il s'agirait d'accélérer : ces essais auraient pour but de vérifier la résistance de certaines parties d'aéronefs aux projections de ces petits débris de piste lors du décollage ou de l'atterrissage.

Des essais sur des éléments de moteurs d'avion (aubes de compresseur notamment) pourraient également être envisagées, mais au prix du choix d'un lanceur plus volumineux : en effet, la masse des oiseaux prévus lors de ces essais ne vaut pas 1,814 kg (4 livres) mais le double.

Une toute autre application envisagée se situe dans le cadre d'études relatives aux protections balistiques individuelles et aux armes à létalité réduite. Ces protections balistiques comportent les gilets pare-balles, les vestes pare-éclats et des visières notamment ; ces équipements sont portés par les forces de l'ordre et les militaires en opérations.

Pour clore ces réflexions en revenant au domaine de l'aéronautique, il nous paraît envisageable aujourd'hui d'affiner la caractérisation des modes de défaillance des matériaux composites grâce à l'exploitation de la stéréoscopie à corrélation d'images.

En effet, l'objectif poursuivi aujourd'hui par le tir sur de tels panneaux est de déterminer la vitesse d'impact correspondant à une probabilité de 50 % de perforation.

Cette vitesse, notée V_{50} , est déterminée expérimentalement [75] pour chaque panneau à l'essai par des méthodes telles que Bruceton [12], Kneubuehl [52] ou Langlie [55]; elle s'accompagne bien entendu d'un écart-type puisqu'elle n'est jamais qu'un estimateur de la valeur V_{50} du lot de panneaux que l'on souhaite caractériser.

Tous ces essais sont du type succès/échec (*pass/fail*) et se soldent par un résultat binaire. A l'avenir, d'autres paramètres que la perforation ou la non-perforation pourraient être observés : le *déplacement transversal maximal admissible* qui garantirait l'absence de délamination tant qu'il n'est pas dépassé en serait un bel exemple. Le nombre d'essais, actuellement important si l'on veut une certaine précision sur la V_{50} , pourrait de la sorte être significativement réduit.

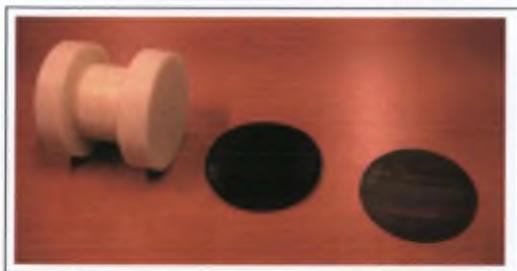
* * * * *

Annexe A :

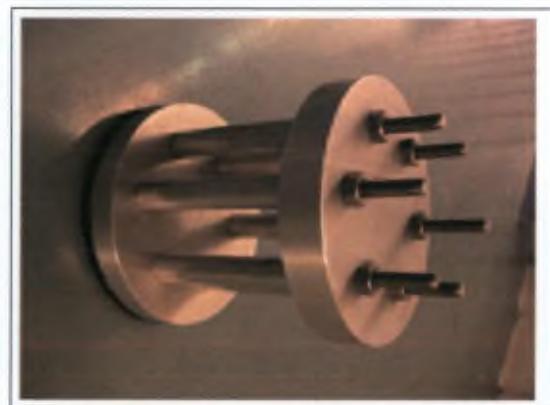
Aspects technologiques de la mise au point du lanceur

1 Introduction

Cette annexe complète le chapitre 2 en explicitant deux aspects liés aux technologies implémentées pendant la mise au point du lanceur pyrotechnique. Lors de celle-ci, plusieurs améliorations ont été apportées à la douille d'une part, au cône divergent faisant le lien entre le canon de 20 mm et celui de 160 mm d'autre part. Pour ce faire, des projectiles réutilisables ont été développés afin de ne pas consommer inutilement des simulants gélatineux et des conteneurs onéreux. La figure A-1 illustre deux projectiles expérimentaux réutilisables développés spécifiquement pour la mise au point de la charge propulsive.



(a) Projectile réutilisable en nylon (à gauche), avec jupe en caoutchouc (au centre) et disque en aluminium (à droite).



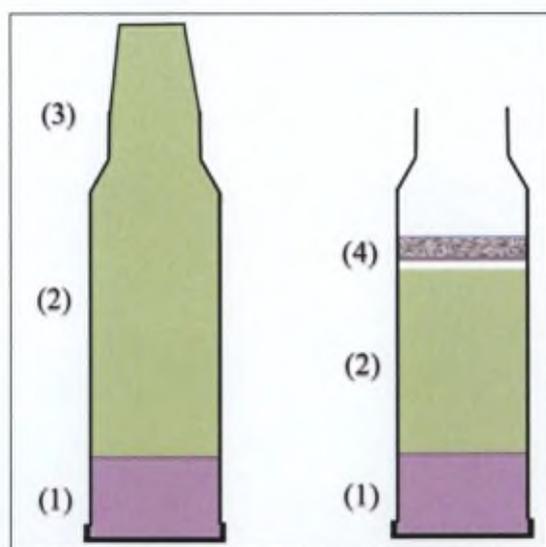
(b) Projectile réutilisable en aluminium.

FIGURE A-1. *Projectiles expérimentaux réutilisables de calibre 160 mm (Photos : Th. Vandeveld).*

Le volume de la douille étant insuffisant pour contenir toute la poudre propulsive nécessaire, elle a été allongée systématiquement. Quant au cône, il a été optimisé par l'emploi d'un logiciel de mécanique des fluides numérique.

2 Extension de douille

Au fil des essais, le besoin est apparu d'augmenter la masse de charge propulsive. Celle-ci doit en effet permettre au projectile complet d'atteindre la vitesse imposée de 180 m/s. La combinaison de 7 g de poudre vive pour 22 g de poudre lente, utilisée pendant de très nombreux essais, répondait à toutes les attentes, sauf celle de la vitesse maximale. Cette dernière plafonnait aux alentours de 150 m/s et la seule solution fut d'accroître la quantité de poudre. Or la douille était déjà quasi pleine. Il a donc été décidé de réaliser une extension de la douille permettant de charger plus de poudre propulsive. Dans un premier temps, il a été envisagé d'augmenter la masse de poudre vive. Le mélange était alors de 13 g de poudre vive pour 30 g de poudre lente. Ce mélange fut toutefois identifié comme trop violent au niveau des accélérations initiales imposées au projectile. Un mélange à combustion plus progressive fut sélectionné. La figure A-2 juxtapose, schématiquement et en photo, une douille remplie avec le mélange "7 + 22" et une douille allongée contenant le mélange "7 + 42". C'est cette dernière proportion qui est employée actuellement.



(a) Douilles de 20 mm remplies du mélange de poudres propulsives : (1) Poudre vive; (2) Poudre lente; (3) Extension de douille; (4) Bourre en matériau synthétique.



(b) Douilles de 20 mm. A gauche : Douille avec extension; A droite : Douille ordinaire.

FIGURE A-2. Douilles de 20 mm (Photo : Th. Vandeveld).

3 Amélioration du cône divergent

Le cône divergent initial, tel que présenté à la figure A-3, n'a fait l'objet d'aucune optimisation lors de sa conception. La grille métallique que l'on voit sur la photo A-3(b) à l'extrémité du cône a été utilisée pour d'autres essais exploratoires mais n'a pas été retenue pour la suite du développement.

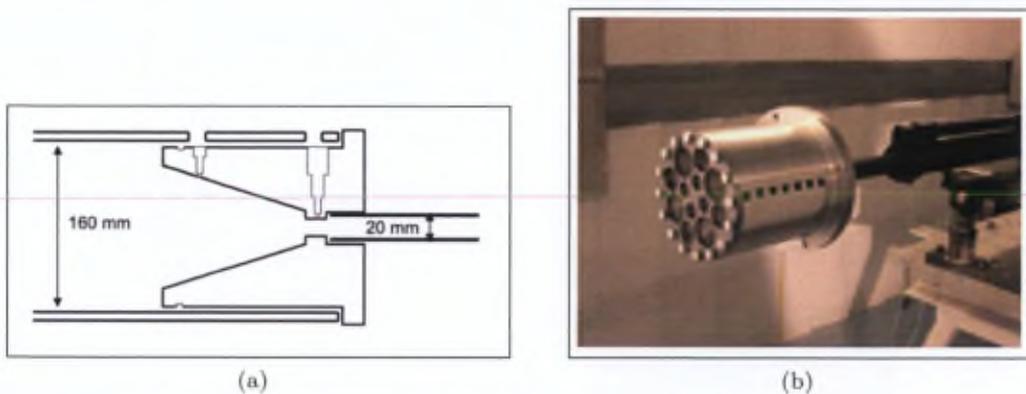


FIGURE A-3. Cône divergent initial : (a) : Schéma de principe ; (b) Vue avant (Photo : Th. Vandeveld)

Sur base des traces d'érosion que présente la face arrière des disques en acier après le tir, l'idée est née d'optimiser ce divergent pour qu'il épouse au mieux le flux de gaz chauds et minimise ainsi les turbulences en aval. Le logiciel de mécanique des fluides numérique FLUENT® a été utilisé [115] pour résoudre les équations de Navier-Stokes décrivant le comportement du fluide. Les lois unidimensionnelles de conservation de la masse, de la quantité de mouvement et de l'énergie ont été discrétisées et résolues par une méthode itérative de Gauss-Seidel. Le flux à haute-vitesse de gaz de combustion chauds a été supposé compressible. Lors des tirs d'essai, des pressions de 12 MPa ont été mesurées à l'extrémité du canon de 20 mm, tandis que les gaz ont atteint la vitesse de 1300 m/s mesurée par radar Doppler. Ces valeurs ont été prises comme données du problème. L'analyse chimique des gaz a fourni leur composition : 13,6 % N_2 , 13,6 % CO_2 , 41,0 % CO et 31,8 % H_2O . Les valeurs des capacités calorifiques spécifiques ont pu en être déduites : $C_p = 40,88 \text{ J/mol.K}$ et $C_v = 27,96 \text{ J/mol.K}$. La valeur de $\gamma = C_p/C_v$ vaut 1,47.

La géométrie du problème impose la formulation bidimensionnelle axisymétrique de ces équations, permettant de réduire considérablement la charge de calcul. La zone à mailler, illustrée à la figure A-4, comprend la fin du canon 20 mm, le cône proprement dit et le début du canon de 160 mm. Les zones avant et après le cône ont été pourvues de mailles rectangulaires, tandis qu'un maillage plus fin, triangulaire, a été choisi pour la zone du cône, dans laquelle des gradients importants de flux sont attendus. Ces données ont permis d'établir qu'un angle d'ouverture de 25° conviendrait pour l'objectif poursuivi.

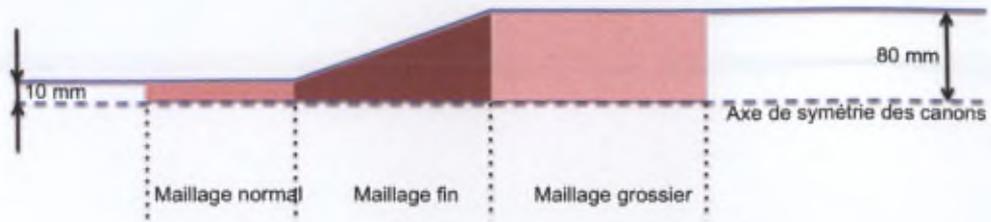


FIGURE A-4. Zones maillées pour l'optimisation du cône divergent.

La figure A-5 illustre le deuxième cône, encore utilisé actuellement, réalisé avec un angle d'ouverture de 25° .

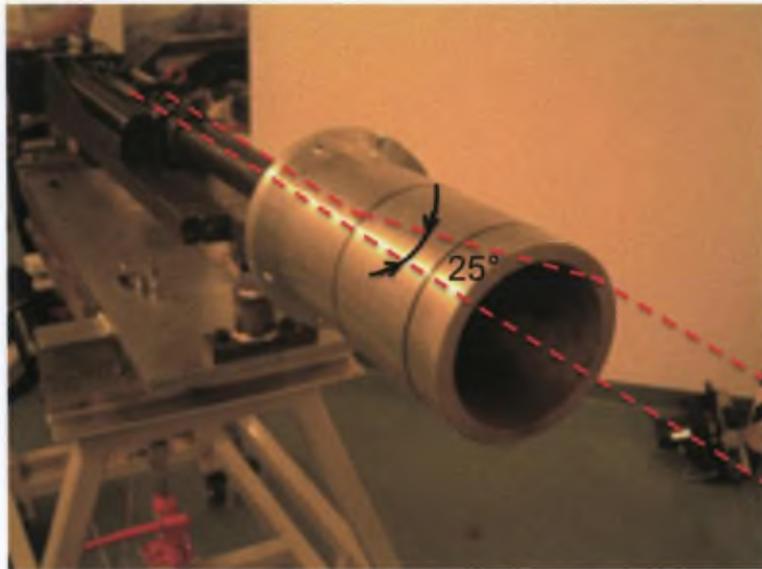


FIGURE A-5. Cône divergent amélioré, avec angle d'ouverture de 25° (Photo : Th. Vandeveld).

Annexe B :

Aspects métrologiques de la mise au point du lanceur

1 Introduction

Cette annexe explicite les détails de l'exploitation du signal radar Doppler pour la détermination de l'accélération du projectile dans le lanceur. Elle complète à ce titre le chapitre 2, et plus particulièrement le paragraphe 4.4.3.

2 Examen du signal après transformée de Fourier

Le signal analogique issu du mélangeur contient l'information relative à la vitesse de l'objet observé. Ce signal est échantillonné, dans notre cas à $F_s = 100$ kHz, et traité par un programme écrit sous LabVIEW⁷⁰. Pour l'analyse fréquentielle, l'algorithme choisi [80] est la transformée de Fourier de courte durée STFT, qui réalise une DFT glissante pour estimer la distribution spectrale d'énergie du signal. Les paramètres de cet algorithme sont au nombre de trois : le type de fenêtre temporelle qui intervient dans la convolution avec le signal, sa largeur L_W et le décalage temporel ΔT qui est appliqué entre deux fenêtres. Ces deux derniers paramètres sont exprimés en nombre d'échantillons, et ont été choisis égaux à $L_W = 128$ et $\Delta T = 25$.

Un premier type de fenêtre qui vient à l'esprit est un rectangle. Pourtant, les caractéristiques dans le domaine fréquentiel de cette fenêtre ne sont pas optimales, et on pourrait lui préférer une fenêtre gaussienne, de Blackman-Harris ou de Hamming. Ces quatre types de fenêtres ont été essayés, sans toutefois mettre en évidence de différence

70. LabVIEW (Laboratory Virtual Instrument Engineering Workbench) est un environnement de programmation graphique de National Instruments, initialement conçu pour piloter des chaînes d'acquisition de données, qui utilise des icônes au lieu de lignes de texte pour générer du code. La version 8.20, utilisée ici, se prête parfaitement à la simulation, aux calculs complexes et au traitement de signal sous toutes ses formes.

significative quant au résultat. Pour la simplicité, c'est dès lors avec une fenêtre de type rectangulaire que le signal fut traité.

Le résultat de la STFT est un ensemble de courbes d'intensité en fonction de la fréquence. Une telle courbe, représentée à la figure B-1, est calculée pour chaque tranche de signal temporel.

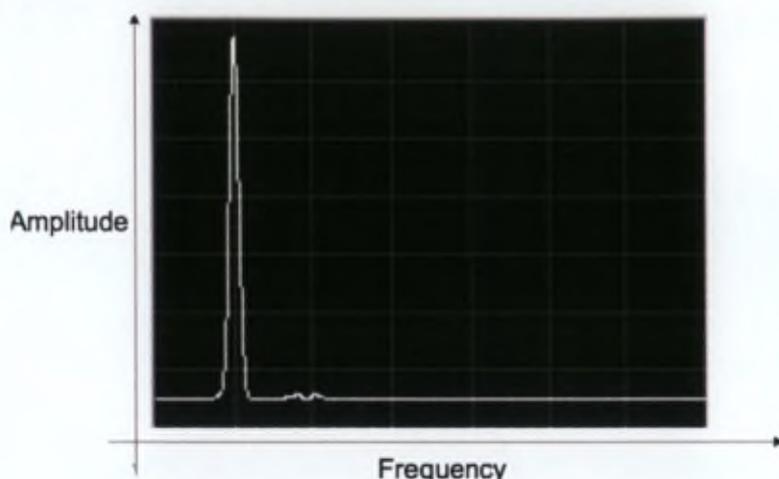


FIGURE B-1. Courbe unimodale résultant de la STFT.

Sur ces courbes, l'information pertinente est l'abscisse correspondant au maximum d'amplitude : cette fréquence est directement liée à la vitesse de l'objet observé à l'instant "moyen" pour laquelle cette courbe est valable. En effet, la vitesse V de l'objet observé est liée à la fréquence Doppler F_d par la relation

$$V = \frac{cF_d}{2F_t} \quad (46)$$

Tenant compte de l'équation 2.5 et notant F_g la fréquence de propagation des ondes associée à λ_g , il vient

$$V = \frac{cF_d}{2F_g} \quad (47)$$

Dans notre application, le nombre d'échantillons à considérer N du signal radar vaut typiquement 3800. Chacune des courbes comptera dès lors $N/2 = 1900$ valeurs, et il y en aura $M = N/\Delta T = 3800/25 = 152$.

Une manière classique de représenter toutes ces informations consiste à normaliser les intensités de ces courbes, à les décaler chacune d'une valeur constante par rapport à la précédente et à les pivoter de 90° pour les présenter avec les vitesses en ordonnée et le temps en abscisse : c'est le diagramme en cascade illustré à la figure B-2. Sur cette figure, on aperçoit, entre les instants $t = 8$ ms et $t = 18$ ms, une succession régulière de maxima qui indique l'augmentation de vitesse du projectile en fonction du temps.

Notant L_s la période d'échantillonnage ($L_s = F_s^{-1} = 10 \mu\text{s}$), ces courbes sont séparées l'une de l'autre par un intervalle $dt = \Delta T \cdot L_s = 250 \mu\text{s}$.

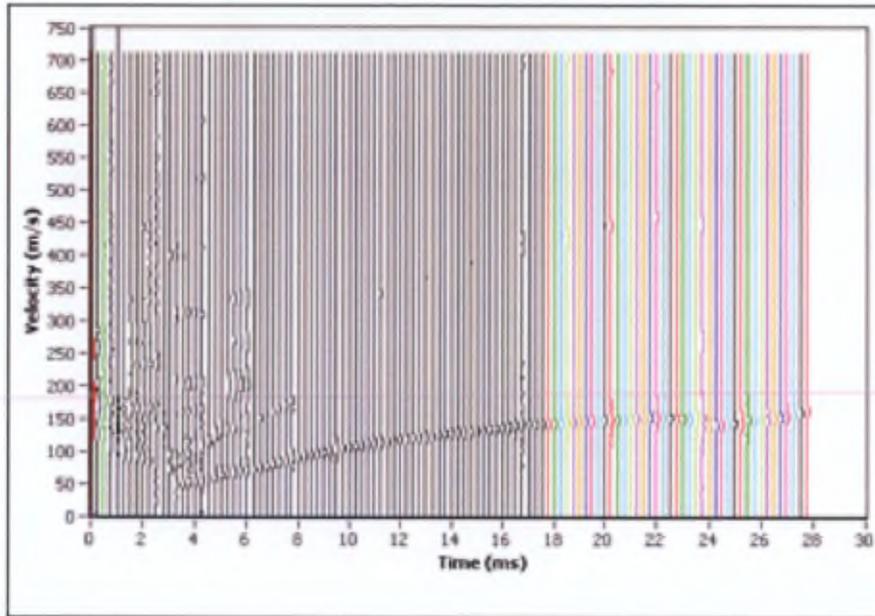


FIGURE B-2. Diagramme en cascade.

Pour chacune de ces 152 courbes, le signal n'est hélas pas aussi simple à exploiter que celui de la figure B-1. La figure B-3 présente un cas courant de signal avec plusieurs maxima. Lorsqu'on soumettra ce signal à une détection du maximum absolu, il est possible que la vitesse ainsi déterminée ne corresponde pas à une vitesse physiquement plausible : c'est un point erratique tel qu'on en voit beaucoup sur la figure B-2 pour des abscisses inférieures à 8 ms.

Epurant le graphique de la figure B-2 des courbes pour n'afficher que les maxima détectés automatiquement pour chacune d'elles, on obtient le graphique de la figure B-4.

3 Sélection des vitesses cohérentes

Le graphique B-4 contient sans aucun doute des vitesses qui correspondent à une réalité physique - nous les appellerons "cohérentes" - et d'autres qui sont manifestement erratiques. Une première opération de notre démarche consiste à identifier ces vitesses cohérentes et à les indiquer à LabVIEW. Comme ces vitesses constituent généralement un ensemble continu, cette opération se réalise en désignant la borne inférieure et de la borne supérieure des abscisses correspondant à ces points acceptables. Le résultat est représenté à la figure B-5 où les points verts représentent les vitesses jugées acceptables.

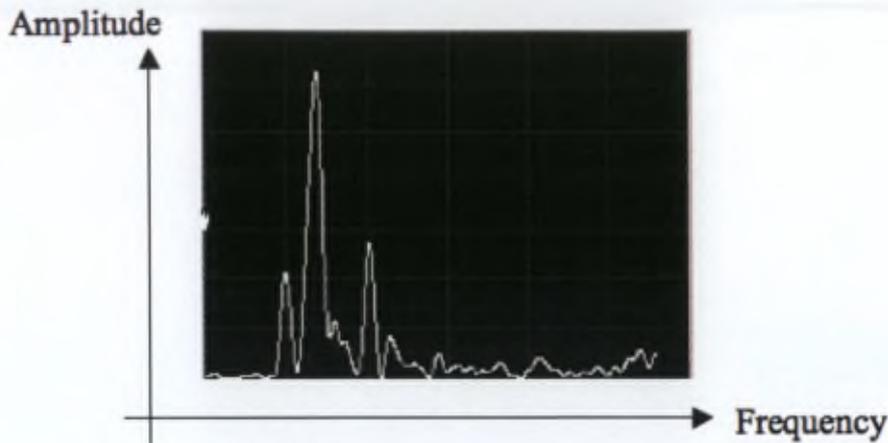


FIGURE B-3. Courbe multimodale résultant de la STFT.

4 Extrapolation polynomiale

Une fois ces vitesses cohérentes connues de LabVIEW, la deuxième étape réside en la construction de l'approximation polynomiale - généralement d'ordre deux ou trois - de cet ensemble de points. Le critère utilisé est celui des moindres carrés. L'extrapolation en-dehors du domaine des vitesses cohérentes fournit une courbe visible sur la figure B-6 qui couvre les vitesses de 0 à environ 150 m/s.

Pour des raisons de continuité, il est raisonnable d'admettre que pendant toute la durée du mouvement du projectile dans le tube, sa vitesse réelle se trouve dans un voisinage de ce polynôme. Dans la zone des faibles vitesses - qui nous intéresse puisque c'est l'accélération initiale qui doit être déterminée -, cette notion de voisinage peut se concrétiser sous forme d'un couloir centré sur le polynôme. Dans un premier temps, la largeur du couloir est fixée arbitrairement à 10 m/s. La figure B-7 illustre ce couloir sur un graphique qui est un agrandissement du coin inférieur gauche de la figure B-6.

5 Calcul des maxima locaux

Pour chacune des courbes de la figure B-2 correspondant à une abscisse inférieure à la borne minimale, LabVIEW calcule à présent non plus le maximum absolu mais le maximum relatif appartenant à l'intervalle de vitesse imposé par le couloir. Ces maxima locaux sont représentés sur la figure B-7 par des croix. Afin de déterminer si les vitesses ainsi proposées sont cohérentes ou non, différentes méthodes peuvent être appliquées. L'une consiste à calculer le rapport signal/bruit du maximum local. Une autre consiste à choisir une valeur pondérée dans les environs du maximum local détecté. Quelques essais avec ces

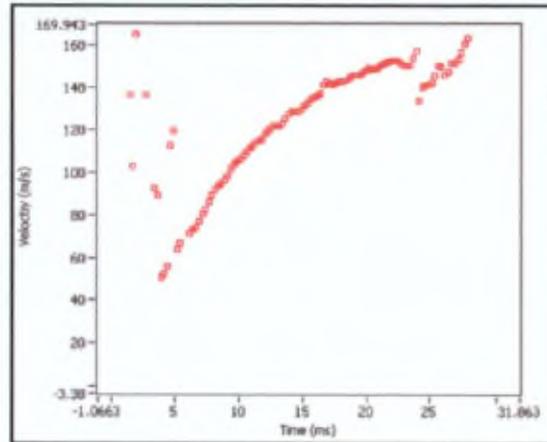


FIGURE B-4. Maxima absolus à l'issue de la STFT.

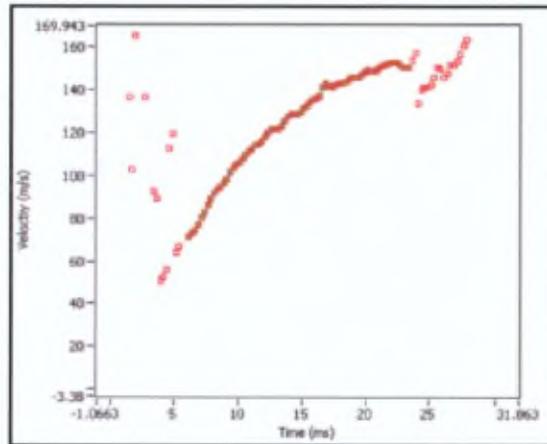


FIGURE B-5. Désignation des valeurs cohérentes de la vitesse.

deux méthodes et la comparaison avec une troisième, plus rapide, nous ont toutefois fait opter pour cette dernière, décrite ci-dessous. Les maxima locaux situés à moins de quatre mètres par seconde de la valeur du polynôme sont acceptés spontanément. Pour ceux qui s'écartent plus, on détermine, en faisant varier la largeur du couloir, si ces maxima locaux sont robustes (c'est-à-dire insensibles à la variation de largeur du couloir) ou non. Seuls les points robustes sont acceptés et désignés comme cohérents au moyen d'un curseur.

6 Extrapolation polynomiale améliorée

Après la sélection manuelle des maxima locaux acceptables, LabVIEW calcule un nouveau polynôme de régression. Celui-ci est qualitativement supérieur au premier puisqu'il se base sur des points cohérents s'étendant jusqu'à des instants très proches de l'instant de mise à feu. Typiquement, la borne inférieure des vitesses cohérentes a priori se situe

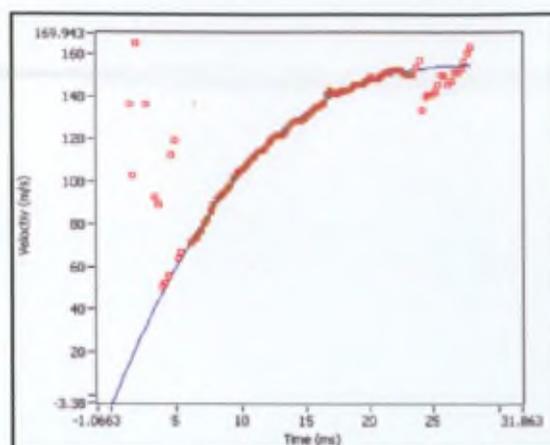


FIGURE B-6. Tracé du polynôme de régression par les points acceptés.

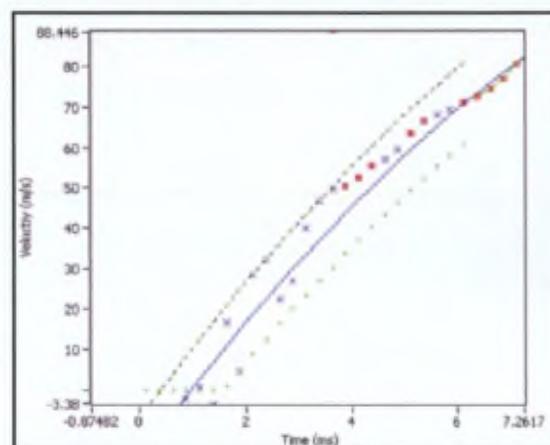


FIGURE B-7. Couloir en vitesse (lignes pointillées) et maxima locaux (croix).

vers $t = 6$ ms tandis que grâce au principe des maxima locaux, on accepte des vitesses correspondant à $t = 1,5$ ou 2 ms. Sur la figure B-8 apparaissent le curseur utilisé pour la désignation des maxima locaux acceptables ainsi que, en rouge, le polynôme "amélioré".

7 Résultats et conclusion

En dérivant l'expression analytique du polynôme "amélioré" des vitesses, on obtient l'expression de l'accélération du projectile. Sur le graphique de la figure B-9 apparaissent deux courbes d'accélération : la première (en bleu), au départ du polynôme initial (sans tenir compte des basses vitesses), la seconde (en rouge), en tenant compte des maxima locaux des basses vitesses. On constate que l'ordre de grandeur des accélérations reste bien entendu inchangé (autour de 15000 ms^{-2} ou 1500 g) dans les deux cas, mais qu'en tenant

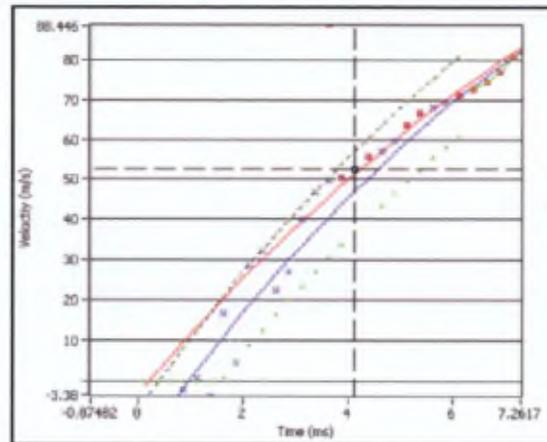


FIGURE B-8. Curseur pour maxima locaux cohérents et polynôme "amélioré" (en rouge).

compte des basses vitesses, cette accélération initiale est plutôt de l'ordre de 13500 ms^{-2} que de 15000 ms^{-2} .

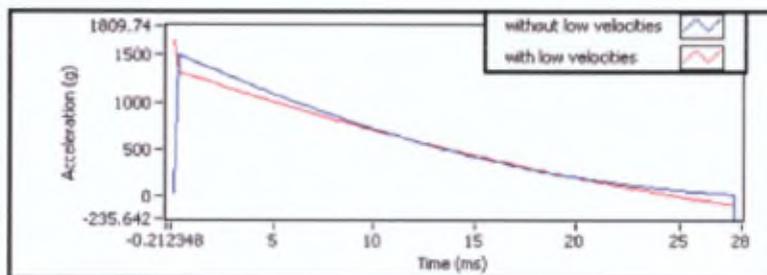


FIGURE B-9. Accélérations du projectile.

Si l'on intègre la vitesse, on obtient la position du projectile dans le tube en fonction du temps. La condition initiale est que $x = 0$ lorsque $t = 0$.

La figure B-10 illustre cette courbe.

Combinant toutes les informations à présent disponibles dans LabVIEW, on peut enfin tracer le graphique de la figure B-11 : la vitesse en fonction de la position dans le tube.

L'analyse qui précède permet de déterminer un ordre de grandeur de l'accélération que subit le projectile au départ. Elle vaut 13500 ms^{-2} dans le cas du tir étudié, dont les paramètres étaient une masse totale (conteneur et impacteur) de 2813 g, une distance initiale D de 100 cm et une charge de poudre de masse 43 g.

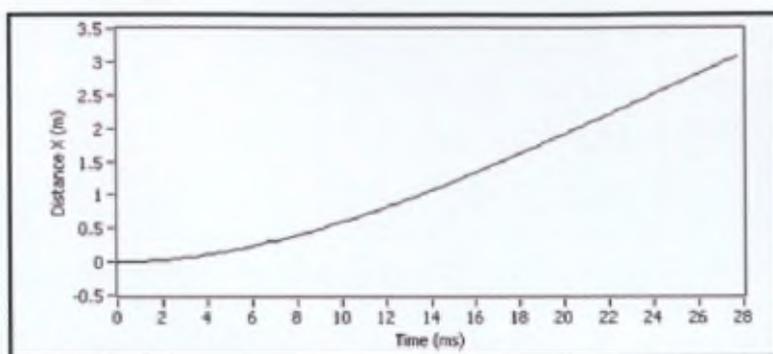


FIGURE B-10. Position dans le tube en fonction du temps.

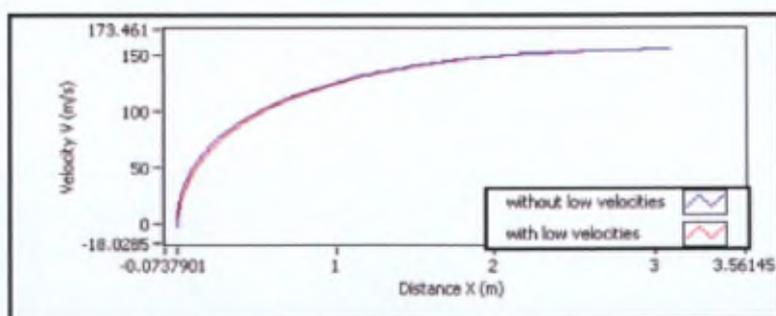


FIGURE B-11. Vitesse dans le tube en fonction de la position du projectile.

Annexe C :

Aperçu des méthodes d'extensométrie optique

1 Introduction

Cette annexe présente quelques méthodes d'extensométrie optique. Elle complète à ce titre le chapitre 3, et plus particulièrement le paragraphe 3.3.

2 Interférométrie holographique

La méthode la plus ancienne de l'interférométrie holographique est la méthode basée sur le principe de la double exposition [79]. On réalise un hologramme simple d'un objet à l'état 1, en l'éclairant avec une source lumineuse laser, intrinsèquement monochromatique et cohérente. On enregistre ensuite une seconde exposition sur la même plaque, l'objet étant cette fois dans l'état 2. A la restitution de la plaque, on obtient la superposition de deux ondes issues de l'objet dans les états 1 et 2. Ces deux ondes interfèrent et les franges d'interférences observées traduisent la modification subie par l'objet : les franges constituent des lignes d'isoamplitude de déplacement.

Outre sa lenteur de mise en oeuvre, les inconvénients de cette méthode sont l'exigence que l'amplitude du déplacement doit entraîner un nombre résolvable de franges et la stabilité très importante requise pour le montage holographique, l'objet et l'environnement pendant la durée de chaque pose.

Pour des applications plus dynamiques, l'interférométrie holographique analogique en temps réel [23, 53, 92] s'impose. Avec un laser continu, on enregistre l'hologramme de l'objet au repos. On développe le support photosensible puis on le remet exactement en place dans le montage. Le repositionnement doit être effectué à une longueur d'onde près. Ensuite, on éclaire simultanément l'hologramme avec le faisceau référence et l'objet avec le faisceau objet. On regarde à travers l'hologramme et on observe l'objet éclairé et l'image

holographique de l'objet. Si l'objet se déplace ou se déforme, des franges d'interférences apparaissent. On suit l'évolution de ces franges en temps réel avec une caméra haute-vitesse. La principale limite à cette technique d'analyse vient de ce que le support photosensible doit être remplacé dans le montage après son développement. Ce réglage doit être de haute précision et nécessite un dispositif mécanique isostatique.

L'interférométrie holographique analogique en temps moyenné, également appelée interférométrie holographique par intégration temporelle, est dédiée à l'analyse vibratoire des structures. Grâce à un montage holographique classique, on enregistre l'hologramme de l'objet en vibration avec un temps de pose long devant la période de la vibration. La méthode permet de visualiser la cartographie d'amplitude de l'objet en vibration périodique. Cette technique nécessite l'utilisation d'un laser à émission continue avec des temps de pose qui peuvent être longs.

De nombreuses autres variantes du même principe ont été mises au point. Parmi les plus connues, citons les méthodes utilisant un double faisceau de référence, celles faisant appel aux techniques numériques de traitement du signal ou la vibrométrie holographique. Une technique à double faisceau de référence [78] est illustrée à la figure C-1.

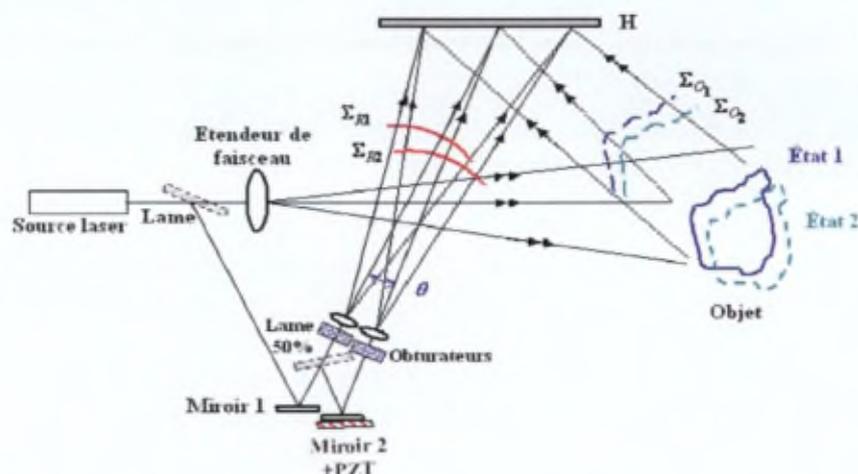


FIGURE C-1. Application d'interférométrie holographique. Source [78].

3 Interférométrie de speckle

Le speckle⁷¹ est l'aspect granuleux que prend une surface réfléchissante éclairée par un laser. Au niveau microscopique, toute surface présente en général une certaine micro-rugosité, c'est-à-dire des irrégularités de forme dont l'amplitude est supérieure ou égale à la longueur d'onde de la lumière visible. Quand une surface de ce type est éclairée par

71. L'emploi du mot français *tavelure* est encore tellement peu répandu que nous préférons l'emploi du *speckle* omniprésent dans la littérature.

de la lumière laser, l'onde diffusée subit un déphasage aléatoire à cause de la différence de chemin optique liée à la micro-rugosité. C'est l'origine de l'aspect granulaire visible en figure C-2. Les mesures de formes et de déformations dans la gamme de sensibilité de l'ordre du micron utilisent les techniques de photographie de speckle et d'interférométrie de speckle. Associées aux développements des caméras CCD (*Charge Coupled Device*) et des capacités de traitement numérique du signal, ces techniques s'imposent de plus en plus par rapport à l'interférométrie holographique.

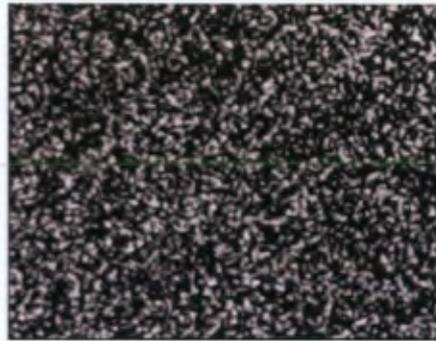


FIGURE C-2. Un speckle typique.

Ces techniques [81, 82] permettent de suivre des amplitudes de déplacement de plusieurs centaines de microns. Une application dans le domaine du contrôle non destructif [46] est illustrée à la figure C-3.

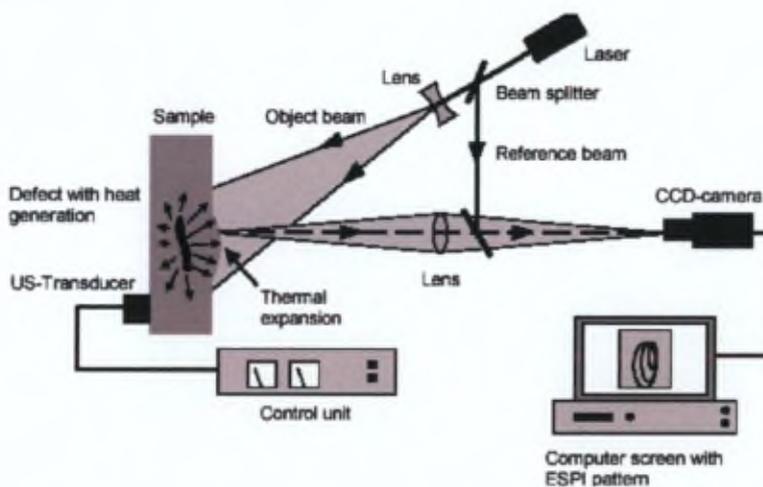


FIGURE C-3. Application de l'interférométrie de speckle. Source [46].

4 Interférométrie de moiré

Le moiré est un effet de contraste changeant avec la déformation d'un objet, indépendamment des effets d'ombre⁷².

D'une manière plus générale, le moiré est une figure composée de lignes sombres et claires résultant de la superposition de deux réseaux de lignes parallèles. La figure C-4 illustre le type de franges d'interférences obtenues. Ce phénomène d'interférences spatiales entre les deux réseaux peut être utilisé pour analyser la déformation d'un objet : le moiré est obtenu en traçant un réseau sur cet objet et en superposant le réseau de référence correspondant à l'état 1 au réseau déformé obtenu sur l'objet à l'état 2.



FIGURE C-4. *Franges de moiré.*

On distingue le moiré géométrique du moiré de projection. Dans le premier cas, le réseau de référence est physiquement appliqué sur l'objet, par collage ou gravure par exemple. Dans le second cas, on projette un réseau sur l'objet à l'état 1.

De nombreux ouvrages et publications traitent de l'interférométrie de moiré [76, 82, 84]. Deux applications récentes du moiré de projection dans le domaine de l'analyse de l'impact aviaire sont décrites en [33] et [91]. Enfin, [83] décrit une technique de mesure de phase de la topographie de moiré par projection qui permet une analyse en ligne entièrement automatique des figures de contour par les franges de moiré.

La figure C-5 illustre une application [39] où un réseau de traits parallèles est projeté à la surface d'un objet à l'aide d'un vidéo-projecteur ou d'un projecteur de diapositives. L'analyse, à l'aide d'une caméra CCD, de la phase de ce réseau objet permet de déterminer le relief de celui-ci. Un système de rotation permet d'obtenir le relief complet de l'objet.

72. Un tel effet s'obtient notamment en superposant deux voiles à maille régulière ou bien en observant deux grillages l'un derrière l'autre.

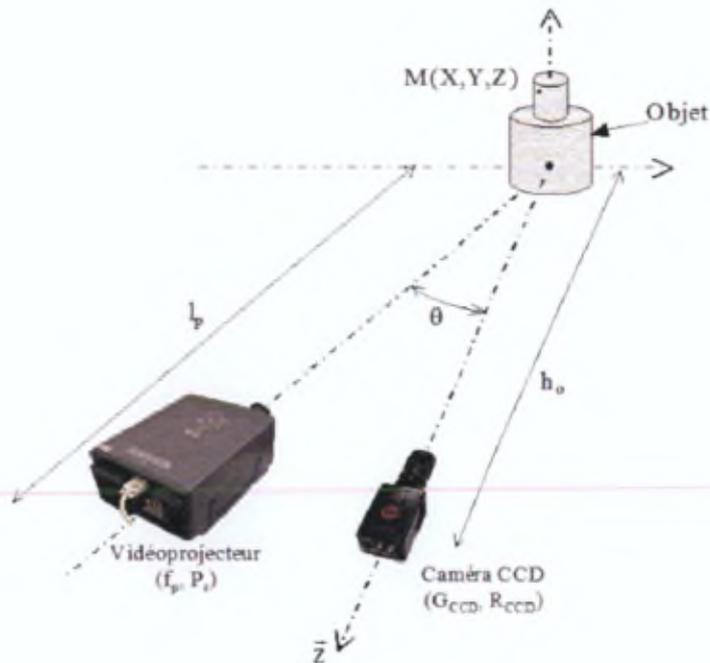


FIGURE C-5. Une application du principe des franges de moiré. Source [39].

5 Conclusion

Ces techniques, qu'il fallait examiner avant de choisir la méthode à appliquer pour résoudre notre problème lié à l'impact aviaire, se caractérisent par une mise en oeuvre à réserver à des laboratoires exempts de poussières où une extrême précision dans l'alignement des dispositifs peut être respectée.

Annexe D :

Perspectives pour la recherche future

1 Introduction

Cette annexe expose en détail quelles pistes de recherche pourraient être suivies pour compléter ou exploiter les résultats de la présente thèse.

2 Recommandations pour la recherche future

Plusieurs spin-off de la technique mise au point sont déjà en cours de gestation ou de développement au sein du laboratoire ABAL. D'autres pourraient voir le jour ici ou ailleurs...

Une première application, véritable modèle réduit de nos travaux, consiste à simuler l'impact de la grêle sur des structures aéronautiques. Des grêlons artificiels, en glace ou en matériau synthétique, sont accélérés par un lanceur pneumatique et projetés sur des panneaux cibles. Ici également, la face arrière de l'échantillon - métallique ou en matériau composite - est pourvue d'un mouchetis et son déplacement transversal est déterminé par stéréoscopie numérique. La figure D-1 présente quelques images prise à haute-vitesse du vol d'un grêlon de calibre 25 mm. La figure D-2 illustre le tir avec un grêlon de 50 mm de diamètre.

Après les grêlons, ce pourraient être des gravillons qu'il s'agirait d'accélérer : ces essais auraient pour but de vérifier la résistance de certaines parties d'aéronefs aux projections de ces petits débris de piste lors du décollage ou de l'atterrissage. On constate que dans le domaine du développement et de la certification de structures aéronautiques, les applications sont nombreuses.

Des essais sur des éléments de moteurs d'avion (aubes de compresseur notamment) pourraient également être envisagées, mais au prix du choix d'un lanceur plus volumineux : en effet, la masse des oiseaux prévus lors de ces essais ne vaut pas 1,814 kg (4 livres) mais le double. Il est certain que le calibre de 160 mm du lanceur actuel ne suffirait plus pour

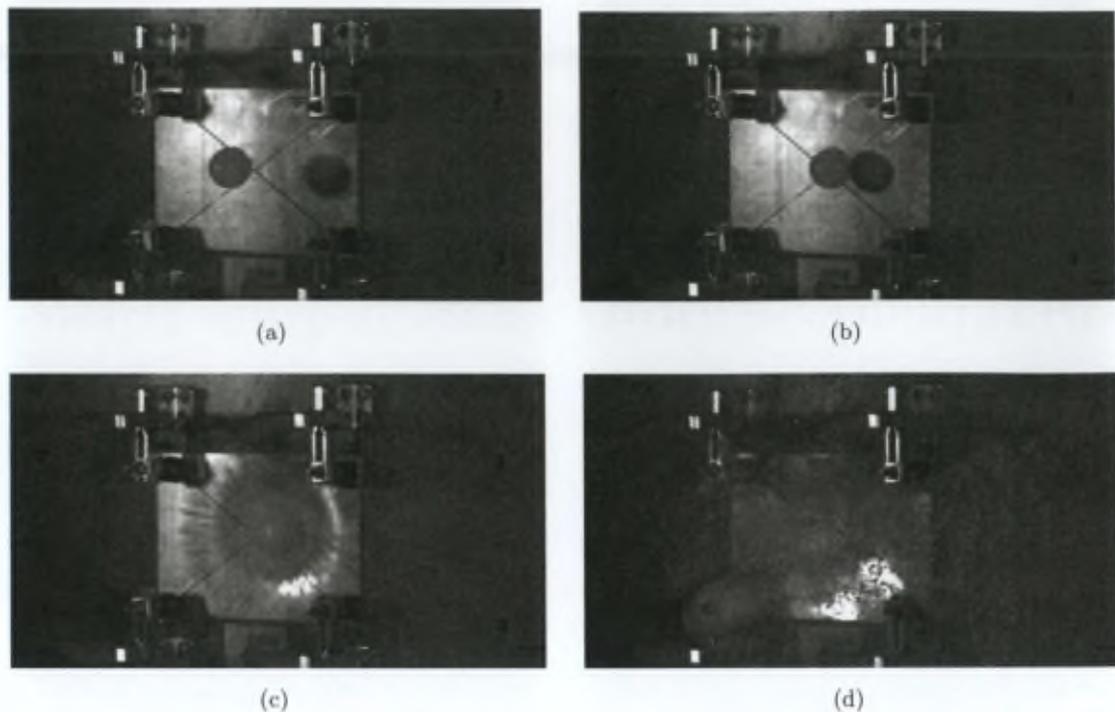


FIGURE D-1. Lancement de grêlons de 25 mm sur panneaux métalliques : quatre vues successives du grêlon avant et après impact (Photos : Th. Vandeveld)..

contenir les simulants de tels volatiles. Les principes pourraient cependant être utilisés et si le tir se fait sur des aubes à l'arrêt⁷³, la stéréoscopie pourrait être mise en oeuvre pour examiner les déformations dynamiques.

Une toute autre application envisagée se situe dans le cadre d'études relatives aux protections balistiques individuelles et aux armes à létalité réduite. Ces protections balistiques comportent les gilets pare-balles, les vestes pare-éclats et des visières notamment ; ces équipements sont portés par les forces de l'ordre et les militaires en opérations.

Ces études visent soit à comparer les degrés de protection offerts par différents éléments de protection face à la même menace, soit à comparer l'efficacité de différentes munitions sur une protection donnée. Les effets biomécaniques de certains projectiles à létalité réduite peuvent être évalués sur un torse artificiel, comme l'illustre la figure D-3.

Pour clore ces réflexions en revenant au domaine de l'aéronautique, il nous paraît envisageable aujourd'hui d'affiner la caractérisation des modes de défaillance des matériaux composites grâce à l'exploitation de la stéréoscopie à corrélation d'images.

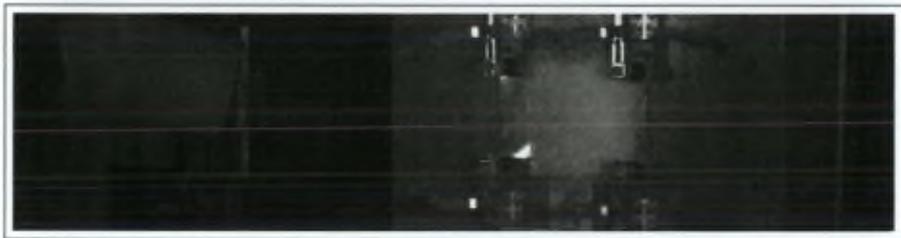
73. En matière d'ingestion aviaire, de nombreux essais sont exécutés sur des moteurs en fonctionnement pour évaluer non seulement les dégâts mécaniques sur les aubes du compresseur mais également les effets sur la combustion proprement dite.



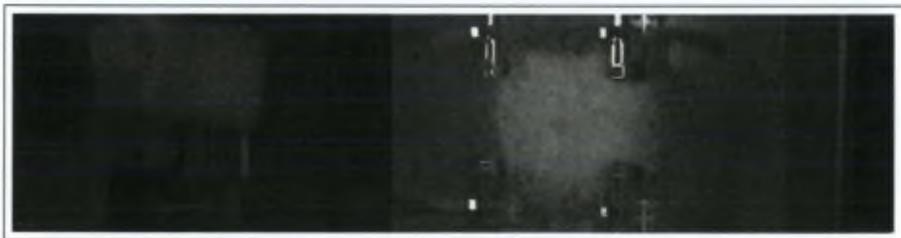
(a)



(b)



(c)



(d)

FIGURE D-2. Lancement de grêlons de 50 mm sur panneaux métalliques : quatre vues successives du grêlon avant et pendant l'impact (Photos : Th. Vandeveld).

En effet, l'objectif poursuivi aujourd'hui par le tir sur de tels panneaux est de déterminer la vitesse d'impact correspondant à une probabilité de 50 % de perforation. Cette vitesse, notée V_{50} , est déterminée expérimentalement [75] pour chaque panneau à l'essai par des méthodes telles que Bruceton [12], Kneubuehl [52] ou Langlie [55]; elle s'accompagne bien entendu d'un écart-type puisqu'elle n'est jamais qu'un estimateur de la valeur V_{50} du lot de panneaux que l'on souhaite caractériser.

Tous ces essais sont du type succès/échec (*pass/fail*) et se soldent par un résultat binaire. A l'avenir, d'autres paramètres que la perforation ou la non-perforation pourraient

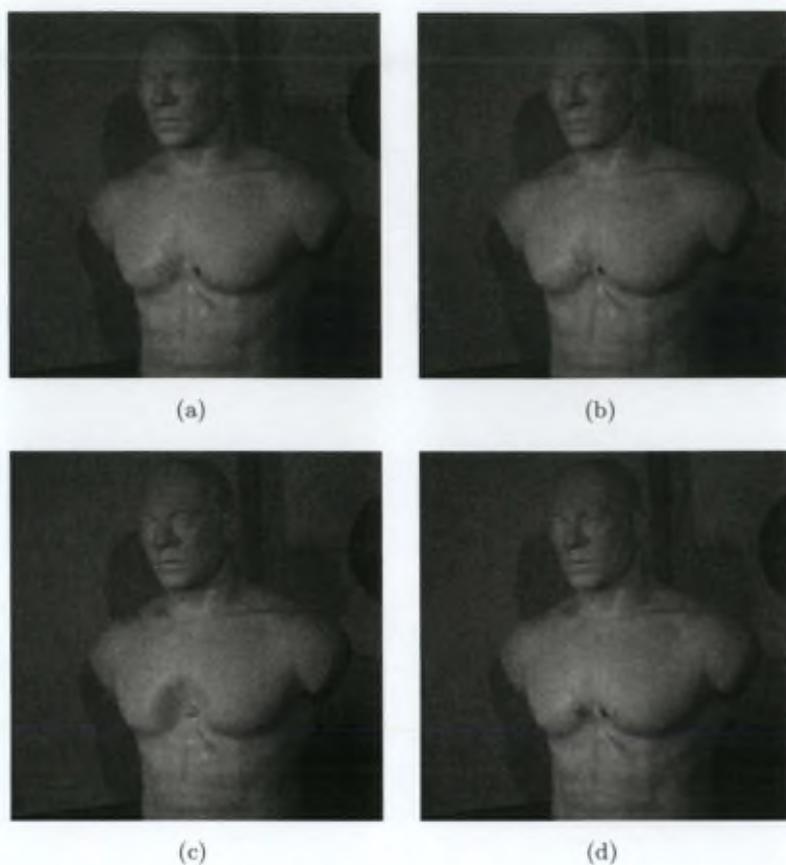


FIGURE D-3. *Impact de projectiles à létalité réduite sur un torse artificiel : quatre vues successives du projectile avant et après impact (Photo : Alain Vanhove).*

être observés : le *déplacement transversal maximal admissible* qui garantirait l'absence de délamination tant qu'il n'est pas dépassé en serait un bel exemple. Le nombre d'essais, actuellement important si l'on veut une certaine précision sur la V_{50} , pourrait de la sorte être significativement réduit.

* * * * *

Bibliographie

- [1] A. AIROLDI AND B. CACCHIONE, *Modelling of impact forces and pressures in lagrangian bird strike analyses*, International journal of Impact Engineering, 32 (2006), pp. 1651–1677.
- [2] A. AIROLDI AND D. TAGLIAPIETRA, *Bird impact simulation against a hybrid composite and metallic vertical stabilizer*, 42nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Seattle, WA, (2001).
- [3] ANONYMOUS, *Laser triangulation displacement sensors*, Documentation Micro-Epsilon UK Ltd, www.micro-epsilon.co.uk consulté le 20/04/09.
- [4] —, *National Wildlife Strike Database*, <http://wildlife.pr.erau.edu/public/index1.html> consulté le 28/01/09.
- [5] —, *Samtech - aeronautical applications on bird impacts*, http://www.samcef.com/applications/index/index_bird-impacts.html consulté le 14/04/09.
- [6] —, *The Top 10 Bird Strike Myths*, http://www.birdstrike.org/commlink/top_ten.htm consulté le 28/01/09.
- [7] —, *Gebiete mit Vogelschlaggefahr in Europa (1 :200.000). Ausgabe 1-DMG*, Series M30-BS. Amt für Wehrgeophysik, (1979).
- [8] —, *Textbook of ballistics and gunnery, Vol ii : Measurements, Instrumentation and Data derivation*, Her Majesty's Stationery Office, London, (1987).
- [9] —, *Joint Aviation Authorities, JAR Part 25 (Large Aeroplanes), Section 25.631 Bird Strike Damage*, <http://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/vorschriften/JAR-25.html> consulté le 28/01/09, (1994).
- [10] —, *Résumé des rapports concernant l'accident survenu au Lockheed C-130 Hercules (no d'immatriculation CH-06) sur la base aérienne d'Eindhoven le 15 juillet 1996*, Nationaal Brandweer Documentatie Centrum, <http://www.nbdc.nl/cms/show/id=498356> consulté le 14/11/08, (1996).
- [11] —, *Federal Aviation Administration, Code of Federal Regulations, Part 25 Airworthiness Standards : Transport Category Airplanes*, http://rgl.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgFar.nsf/FARBySectLookup/25.571 consulté le 28/01/09, (1998).
- [12] —, *Ballistic test method for personal armour materials and combat clothing*, NATO STANAG 2929 Edition 2, (2003).

- [13] —, *Standard test method for bird impact testing of aerospace transparent enclosures*, ASTM F330-89 (Reapproved 2004), (2004).
- [14] —, *Definition of pressure terms and their inter-relationship for use in the design and proof of cannons or mortars and ammunition*, NATO STANAG 4110 Ed 4, (2005).
- [15] —, *Sharing the skies manual*, Transport Canada, TP 13549, (2006).
- [16] —, *Bird Strike Committee USA - Understanding and reducing and other wildlife hazards to aircraft*, <http://www.birdstrike.org> consulté le 28/01/09, (2008).
- [17] —, *Transport Canada Online*, <http://www.tc.gc.ca/aviationcivile/AerodromeNavAer/Normes/ControleFaune/tp13549/Cliches.htm> consulté le 28/01/09, (2008).
- [18] —, *Wildlife strikes to civil aircraft in the US 1990-2007*, FAA - National Wildlife Strike Database - Serial report 14, (2008).
- [19] —, *La règle des 3 R : réduire, raffiner, remplacer*, http://www.inserm.fr/fr/outils_recherche/qualite/recherche_pre_clinique/experimentation/3r.html consulté le 30/04/09, (2009).
- [20] T. H. ANTOUN ET AL., *Description of a six-inch gas gun facility for soft body impact*, Proceedings of the 43rd Meeting of the Aeroballistic Range Association, (1992).
- [21] G. ASCH, *Les capteurs en instrumentation industrielle*, Dunod/L'Usine Nouvelle, Paris, (2006).
- [22] J. BARBER ET AL., *Characterization of bird impact on rigid plates*, Air Force Flight Dynamics Laboratory - Report AFFDL 75-5, (1975).
- [23] A. BAZERGUI, *Holographic interferometry*, École Polytechnique de Montréal, Montréal, (1993).
- [24] F. BOUHAS ET AL., *Apport de la corrélation d'images à l'étude du comportement des enrobés bitumineux en fatigue par cisaillement*, XXVIe Rencontres universitaires du génie civil, Nantes, 4-6 juin, (2008).
- [25] R. BUDGEY, *The development of a substitute artificial bird by the international bird-strike research group for use in aircraft component testing*, International Bird Strike Committee - IBSC25/WP-IE3, (2000).
- [26] R. BUISSON, *Méthode de champs : Speckle et corrélation d'images : des méthodes pour la visualisation des déformations*, Essais industriels, 46 (2008), pp. 24-28.
- [27] B. CASSENTI, *Hugoniot pressure loading in soft body impacts*, AIAA, 782 (1979), pp. 241-248.
- [28] S. CHAMBON, *Mise en correspondance stéréoscopique d'image en présence d'occultations*, Thèse de doctorat - Université Paul Sabatier Toulouse III, (2005).
- [29] T. CHU ET AL., *Applications of digital image correlation techniques to experimental mechanics*, Experimental Mechanics, 25 (1985), pp. 232-244.
- [30] C. PAULIN, J. TABOURY, AND P. CHAVEL, *Traitement non linéaire d'images stéréo par corrélation de phase locale*, Annales de physique, 24 (1999), pp. 103-123.

-
- [31] J.-P. CREPIN, *Utilisation du composite dans les programmes aéronautiques*, Le journal des Ingénieurs, (2008), pp. 22–27.
- [32] P. DAVIS, *Levenberg-Marquardt methods and nonlinear optimization*, Society of Industrial and Applied Mathematics News, 26 (1993).
- [33] J. DEGRIECK ET AL., *Optical measurement of target displacement and velocity in bird strike simulation experiments*, Measurement science and technology, 14 (2003), pp. 1–6.
- [34] A. DEKKER AND H. VAN GASTEREN, *Eurbase : Military Bird Strike Frequency in Europe*, International Bird Strike Committee IBSC27/WP IX-5, (2005).
- [35] DESPRES AND JOREZ, *Développement d'un lanceur pyrotechnique*, Mémoire de fin de stage ERM, Bruxelles, (2006).
- [36] F. DEVERNAY, *Vision stéréoscopique et propriétés différentielles des surfaces*, Thèse de doctorat - Institut National Polytechnique, Grenoble (France), (1997).
- [37] ———, *Stéréoscopie multi-vues*, Cours de l'Institut National de Recherche en Informatique et en Automatique, http://devernay.free.fr/cours/vision/pdf/vision6_multiview.pdf consulté le 13-03-2009, (2006).
- [38] ———, *Stéréoscopie par minimisation d'énergie*, Cours de l'Institut National de Recherche en Informatique et en Automatique, http://devernay.free.fr/cours/vision/pdf/vision5_stereo2.pdf consulté le 13-03-2009, (2006).
- [39] J. DUPRÉ AND V. VALLE, *Moiré de projection quasi-hétérodyne*, Laboratory of solid mechanics, measurement of relief and out of plan displacement, <http://www-lms.univ-poitiers.fr/article293.html?lang=en>, consulté le 23/02/09.
- [40] J. DUROU, *Vision par ordinateur*, Cours de l'Université Paul Sabatier, Toulouse III, sur <http://www.irit.fr/~Jean-Denis.Durou/ENSEIGNEMENT/VISION/COURS/co03.html#p33>, consulté le 23/02/09, (2009).
- [41] C. EDGE AND J. DEGRIECK, *Derivation of a dummy bird for analysis and test of airframe structures*, Bird Strike '99 proceedings, (1999).
- [42] M. EHLERS AND R. WELCH, *Stereo-correlation of landsat-tm images*, Photogrammetric Engineering and Remote Sensing, 53 (1986), pp. 1321–1327.
- [43] J. FRISCHBIER, *Bird strike capability of a transonic fan blisk*, Proceedings of the ASME Turboexpo, Orlando, FL (USA), (1997).
- [44] D. GARCIA, J. ORTEU, AND M. DEVY, *Accurate calibration of a stereovision sensor : Comparison of different approaches*, 5th Workshop on vision, modeling and visualization 2000, Saarbrücken (Germany), 22-24 November, (2000).
- [45] S. GEORGIADIS ET AL., *Bird-strike simulation for certification of the boeing 787 composite moveable training edge*, Composite Structures, (2008), pp. 258–268.
- [46] H. GERHARD AND G. BUSSE, *Deformation measurement with speckle interferometry by ultrasound excitation*, Proceedings of the 8th European Conference on Nondestructive Testing, Barcelona (Spain) June 17-21, (2002).
-

- [47] T. GORIS, *Lineaire Elasticiteit, cursus CO411-11*, Koninklijke Militaire School, Brussel, (2007).
- [48] Y. GUAN ET AL., *Sliced model for bird impacting blades*, Journal of the Nanjing university Aeronautics Astronautics, 36(6) (2004), pp. 784-786.
- [49] D. HAMERSHOCK ET AL., *Determination of body densities for twelve bird species*, Air Force Material Command Wright Laboratory - Report WL-TR-3049, (1993).
- [50] A. HANSSEN ET AL., *A numerical model for bird strike of aluminium foam-based sandwich panels*, International Journal of Impact Engineering, 32 (2006), pp. 1127-1144.
- [51] J. JUSTISS ET AL., *Microwave doppler measurements of projectile velocity in a signal-stage gas gun*, Institute for Advanced Technology, Austin, Texas, (2004).
- [52] B. P. KNEUBUEHL, *Improved test procedure for body armour*, Proceedings of the Personal Armour Systems Symposium, Colchester (Royaume-Uni), (1994), pp. 335-341.
- [53] T. KREIS, *Holographic interferometry - principles and methods*, Akademie Verlag, Berlin, (1996).
- [54] J. LAMBERT, *Photometria sive de mensura de gratibus luminis, colorum et umbrae*, Eberhard Klett, Augsburg (Allemagne), (1760).
- [55] H. J. LANGLIE, *A reliability test method for "one shot" items*, Technical Report U-1792, Third Edition, Aeronutronic Division of Ford Motor Company, Newport Beach (Etats-Unis), (1962).
- [56] B. LANGRAND ET AL., *Assessment of multi-physics FE methods for bird strike modeling - Application to metallic riveted airframe*, International journal of Crashworthiness, 7 (2002), pp. 415-428.
- [57] M. LANTAGNE, M. PARIZEAU, AND R. BERGEVIN, *VIP : Vision tool for comparing images of people*, Vision Interface, (2003).
- [58] T. LE BIHAN ET AL., *Apports de la stéréocorrélation dans le suivi des comportements des matériaux cimentaires au jeune âge*, 9ème édition des Journées scientifiques du $(RF)^2B$ (Regroupement Francophone pour la Recherche et la Formation sur le Béton) à Lausanne (Suisse) 28 - 29 Août 2008, sur mcs.epfl.ch/webdav/site/mcs/users/104495/public/RF2B/11%20Le%20Bihan.ppt consulté le 16-03-09, (2008).
- [59] D. LECOMPTE, *Elastic and elasto-plastic material parameter identification by inverse modelling of static tests using digital image correlation*, Ph D Thesis, Vrije Universiteit Brussel and Koninklijke militaire school, Brussel, (2007).
- [60] D. LECOMPTE ET AL., *Quality assessment of speckle patterns for digital image correlation*, Optics and Lasers in Engineering, 44 (2006).
- [61] —, *Study and generation of optimal speckle patterns for DIC*, Proceedings of the SEM Annual Conference and Exposition on Experimental and Applied Mechanics, Springfield (Massachusetts), 3-6 June, (2007).

-
- [62] A. LETELLIER, *Contribution à la modélisation des impacts d'oiseaux sur les aubes des réacteurs d'avions.*, Thèse de doctorat en sciences mécaniques- Université d'Evry (France), (1996).
- [63] D. LÉVÊQUE ET AL., *Intérêt des mesures de champs dans la caractérisation expérimentale du comportement des composites stratifiés*, 15èmes Journées Nationales sur les Composites (JNC15), Marseille, (2007).
- [64] W. LI AND L. KLEEMAN, *Fast stereo triangulation using symmetry*, Australasian Conference on Robotics and Automation 2006, Melbourne (Australia), (2006).
- [65] C. LOOP AND Z. ZHANG, *Computing rectifying homographies for stereo vision*, IEEE Conference Proceedings of Computer Vision and Pattern Recognition, I (1999), pp. 125–131.
- [66] Q. LUONG AND O. FAUGERAS, *Self-calibration of a stereo rig from unknown camera motions and point correspondences*, Rapport de recherche RR 2014 de l'Institut national de recherche en informatique et automatique (INRIA), Sophia-Antipolis (France), (1993).
- [67] R. MAO ET AL., *Finite element modeling of a bird striking an engine fan blade*, Journal of Aircraft, 44 (2) (2007), pp. 583–596.
- [68] M. MCCARTHY ET AL., *Modelling bird impact on an aircraft wing - part 2 : modelling with an sph bird model*, Applied Composite Material, 11 (2004), pp. 317–340.
- [69] W. McDONALD ET AL., *Uh-1 ballistic and bird impact study*, Army Materials and Mechanics Research Center - Report AMMRC CTR 75-7, (1975).
- [70] S. MEGUID ET AL., *FEA of geometry effects of an artificial bird striking an aeroengine fan blade*, International journal of Impact Engineering, 35 (2008), pp. 487–498.
- [71] K. MOESEN AND F. VANSPAUWEN, *Snelheidsprofiel van een projectiel in een loop door middel van elektromagnetische golven*, Travail de fin d'études, Ecole royale militaire, Bruxelles, (1999).
- [72] K. NORDBERG, *A linear mapping for stereo triangulation*, Proceedings of Scandinavian Conference on Image Analysis (SCIA) 2007, Aalborg (Denmark), (2007).
- [73] J. ORTEU, *Mesure 3D de formes et de déformations par stéréovision*, Editions techniques de l'ingénieur, Paris, BT (2002).
- [74] J. ORTEU, D. GARCIA, AND M. DEVY, *Mesure de formes et de champs de déplacements tridimensionnels par stéréo-corrélation d'images : applications en mécanique expérimentale*, Photoniques – La Revue de la Société Française d'Optique, 10 (2003), pp. 34–43.
- [75] P. MERMANS, M. MALDAGUE AND TH. VANDEVELD, *Influence of the twist rate of the barrel and the computation method on the V50 determination*, Proceedings of the Personal Armour System Symposium, Brussels, (2008).
- [76] K. PATORSKI AND M. KUJAWIŃSKA, *Handbook of the moiré fringe technique*, Elsevier, Amsterdam, (1993).
-

- [77] J. PFLUG ET AL., *Material efficiency and cost effectiveness of sandwich materials*, Department Metallurgy and Materials Engineering (MTM) Katholieke Universiteit Leuven, http://www.mtm.kuleuven.ac.be/Research/C2/poly/phds/jp/jp_sampe_us_2.pdf consulté le 28/01/09.
- [78] P. PICART, *Interférométrie holographique à double faisceaux de référence*, Archive Ouverte de la Société Française d'Optique, <http://hal-sfo.ccsd.cnrs.fr/sfo-00257053/en/>, consulté le 23/02/09.
- [79] —, *Optique pour l'instrumentation - ressources en ligne de l'Université du Maine*, http://prn1.univ-lemans.fr/prn1/siteheberge/optique/M10G2_PPicart/co/M10G2_1.htm consulté le 19/02/09.
- [80] S. QIAN AND D. CHEN, *Joint time-frequency analysis, methods and applications*, Prentice Hall, Upper Saddle River, NJ, (1996).
- [81] P. RASTOGI, *Digital speckle pattern interferometry and related techniques*, John Wiley and Sons, Chichester, (2001).
- [82] P. RASTOGI AND D. INAUDI, *Trends in optical non-destructive testing and inspection*, Elsevier, Amsterdam, (2000).
- [83] G. REID ET AL., *Absolute and comparative measurements of three-dimensional shape by phase measuring moiré topography*, *Optics and laser technology*, 16 (1984), pp. 315-319.
- [84] C. SALES, *Application de la méthode du moiré à la mesure des déformations sur le matériau bois*, *Bois et forêts des tropiques*, 173 (1977).
- [85] D. SCHARSTEIN AND R. SZELISKI, *A taxonomy and evaluation of dense two-frame stereo correspondence algorithms*, *International Journal in Computer Vision*, 47 (2002), pp. 7-42.
- [86] —, *High-accuracy stereo depth maps using structured light*, *IEEE Conference Proceedings of Computer Vision and Pattern Recognition*, I (2003), pp. 195-202.
- [87] H. SCHREIER AND J. BRAASCH, *Systematic errors in digital image correlation caused by intensity interpolation*, *Optical engineering*, 39 (2000), p. 291.
- [88] H. SCHREIER AND R. LICHTENBERGER, *VIC-3D User's manual*, Limes Messtechnik und Software GmbH, (2008).
- [89] H. SCHREIER AND M. SUTTON, *Systematic errors in digital image correlation due to undermatched subset shape functions*, *Experimental Mechanics*, 42 (2002), pp. 303-310.
- [90] S. DALLOUL, *Image correlation on deformative bodies including non-linear geometries*, Ph D Thesis, Mech.Eng.Dept, University of South Carolina, (1984).
- [91] A. SHULEV ET AL., *Projection moiré measurements of the deflection of composite plates subject to bird strike impact*, *Optical measurement systems for industrial inspection*, Munich (Germany), 18-21 June, (2007).
- [92] P. SMIGIELSKI, *Holographie industrielle*, Edition Teknea, Toulouse (France), (1994).

-
- [93] S. SMITH, *Digital signal processing : A practical guide for engineers and scientists*, Newnes, Boston (USA), (2002).
- [94] M. SUTTON ET AL., *Determination of displacements using an improved digital correlation method*, *Image and Vision Computing*, 1 (1983).
- [95] —, *Determination of deformations using digital correlation with the Newton-Raphson method for partial differential corrections*, *Experimental Mechanics*, 29 (1989).
- [96] R. SZELISKI, *Stereo algorithms and representations for image-based rendering*, *British Machine Vision Conference (BMVC'99)*, Nottingham (United Kingdom), 2 (1999), pp. 314–328.
- [97] R. SZELISKI AND R. ZABIH, *An experimental comparison of stereo algorithms*, *Proceedings of the International Workshop on Vision Algorithms*, Kerkyra (Greece), (1999), pp. 1–19.
- [98] A. VANDER VORST AND A. LALOUX, *Hyperfréquences : théorie, pratique et mesure*, Cabay, Libraire-Editeur (Louvain-La-Neuve), (1982).
- [99] T. VANDEVELD, *Extraction d'un signal d'erreur par traitement d'images numériques dans le cadre d'un système de poursuite*, Travail de fin d'études pour l'obtention du diplôme d'ingénieur civil en Automatique, Université libre de Bruxelles, (1992).
- [100] —, *Rapport des essais de tir sur lanceur pyrotechnique du 30 novembre 2006*, Ecole royale militaire, Département de Systèmes d'armes et Balistique, Bruxelles (Confidentiel industrie, consultable chez l'auteur), (2006).
- [101] —, *Dynamique des impacts d'oiseaux sur structures d'avions : mise au point d'un lanceur pyrotechnique*, Mémoire présenté pour l'obtention du Diplôme d'études approfondies en sciences appliquées, ULB, Bruxelles, (2007).
- [102] —, *Rapport des essais de tir sur lanceur pyrotechnique du 12 juin 2007*, Ecole royale militaire, Département de Systèmes d'armes et Balistique, Bruxelles (Confidentiel industrie, consultable chez l'auteur), (2007).
- [103] —, *Rapport des essais de tir sur lanceur pyrotechnique du 13 avril 2007*, Ecole royale militaire, Département de Systèmes d'armes et Balistique, Bruxelles (Confidentiel industrie, consultable chez l'auteur), (2007).
- [104] —, *Rapport des essais de tir sur lanceur pyrotechnique du 13 décembre 2007*, Ecole royale militaire, Département de Systèmes d'armes et Balistique, Bruxelles (Confidentiel industrie, consultable chez l'auteur), (2007).
- [105] —, *Rapport des essais de tir sur lanceur pyrotechnique du 13 février 2007*, Ecole royale militaire, Département de Systèmes d'armes et Balistique, Bruxelles (Confidentiel industrie, consultable chez l'auteur), (2007).
- [106] —, *Rapport des essais de tir sur lanceur pyrotechnique du 17 octobre 2007*, Ecole royale militaire, Département de Systèmes d'armes et Balistique, Bruxelles (Confidentiel industrie, consultable chez l'auteur), (2007).
-

- [107] —, *Rapport des essais de tir sur lanceur pyrotechnique du 29 mai 2007*, Ecole royale militaire, Département de Systèmes d'armes et Balistique, Bruxelles (Confidentiel industrie, consultable chez l'auteur), (2007).
- [108] —, *Rapport des essais de tir sur lanceur pyrotechnique du 16 avril 2008*, Ecole royale militaire, Département de Systèmes d'armes et Balistique, Bruxelles (Confidentiel industrie, consultable chez l'auteur), (2008).
- [109] —, *Rapport des essais de tir sur lanceur pyrotechnique du 17 et 18 décembre 2008*, Ecole royale militaire, Département de Systèmes d'armes et Balistique, Bruxelles (Confidentiel industrie, consultable chez l'auteur), (2008).
- [110] —, *Rapport des essais de tir sur lanceur pyrotechnique du 27 mars 2008*, Ecole royale militaire, Département de Systèmes d'armes et Balistique, Bruxelles (Confidentiel industrie, consultable chez l'auteur), (2008).
- [111] —, *Rapport des essais de tir sur lanceur pyrotechnique du 27 novembre 2008*, Ecole royale militaire, Département de Systèmes d'armes et Balistique, Bruxelles (Confidentiel industrie, consultable chez l'auteur), (2008).
- [112] —, *Rapport des essais de tir sur lanceur pyrotechnique du 29 février 2008*, Ecole royale militaire, Département de Systèmes d'armes et Balistique, Bruxelles (Confidentiel industrie, consultable chez l'auteur), (2008).
- [113] —, *Rapport des essais de tir sur lanceur pyrotechnique du 31 janvier 2008*, Ecole royale militaire, Département de Systèmes d'armes et Balistique, Bruxelles (Confidentiel industrie, consultable chez l'auteur), (2008).
- [114] —, *Rapport des essais de tir sur lanceur pyrotechnique du 27 janvier 2009*, Ecole royale militaire, Département de Systèmes d'armes et Balistique, Bruxelles (Confidentiel industrie, consultable chez l'auteur), (2009).
- [115] T. VANDEVELD ET AL., *Bird impact on airframes : a pyrotechnical projectile launcher*, Proceedings of the 23th International Symposium of Ballistics, Tarragona (Spain), (2007).
- [116] T. VANDEVELD AND L. HANSET, *Détermination expérimentale de la réponse impulsionnelle d'un système d'imagerie*, Travail de fin d'études pour l'obtention du diplôme d'ingénieur civil, Ecole royale militaire, Bruxelles, (1986).
- [117] G. WARZÉE, *Mécanique des solides et des fluides*, Presses universitaires de Bruxelles, (2002).
- [118] J. WILBECK AND J. BARBER, *Bird impact loading*, Shock and vibration bulletin, 48 (1979), pp. 115–122.
- [119] J. WILBECK AND J. RAND, *The development of a substitute bird model*, Journal of Engineering for Power, 103 (1981), pp. 725–730.
- [120] J. YANG ET AL., *Experimental and FEM study of windshield subjected to high speed bird impact*, Acta Mechanica Sinica, 19 (2003), pp. 543–550.
- [121] Z. ZHANG, *Determining the epipolar geometry and its uncertainty : A review*, International Journal of Computer Vision, 27 (1998), pp. 161–195.

- [122] —, *A flexible new technique for camera calibration*, IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 22 (2000), pp. 1330–1334.
- [123] A. ZIMMERMAN ET AL., *Metric calibration of a stereo rig*, Proc. IEEE Workshop on Representations of Visual Scenes, (1995).

