

RAPPORT D'EXPERTISE

DESTRUCTION EN VOL DU FALCON 50 KIGALI (RWANDA)

Ordonnance
de Commission
d'Experts
en date du :

21 avril 2010

Information suivie
contre :

Mme Rose KANYANGE
Épouse KABUYE

Numéro de
l'Instruction :

2272/00/13 & 1341

Numéro du
Parquet :

9729523030

Magistrats :

Mme Nathalie POUX
M. Marc TREVIDIC
Vice-Présidents chargés de
l'Instruction

Experts :

Claudine OOSTERLINCK

Daniel VAN SCHENDEL

Jean HUON

Jean SOMPAYRAC

Olivier CHAVANIS

5 janvier 2012

Rapport comportant 314 pages + 24 pages de conclusion numérotées de
C1 à C24 et 1 dossier de 4 annexes

SOMMAIRE

0. MISSION	4
1. RAPPEL DES FAITS	19
2. LE PROBLÈME POSÉ ET LA DÉMARCHE SUIVIE.....	20
3. ÉTUDE DES PIÈCES DE LA PROCÉDURE	21
3.1 Pièces de la procédure remises avant le déplacement au RWANDA	21
3.2 Pièces de la procédure remises après le déplacement au RWANDA.....	31
4. DESCRIPTION DU TRIREACTEUR FALCON 50	35
5. CHRONOLOGIE DES OPÉRATIONS MENÉES AU RWANDA.....	38
6. DÉTAIL DES INVESTIGATIONS CONDUITES AU RWANDA	40
6.1 Relevé topographique	40
6.2 Les sites relevés	47
6.3 Position des témoins	69
6.3.1 Principe de relevé.....	69
6.3.2 Synthèse des témoignages.....	88
6.4 Examen et identification des débris	89
7. DESCRIPTION DES SYSTÈMES D'ARMES ANTI-AERIENS	102
7.1 Rappel historique sur les missiles	103
7.2 Généralités sur la composition et le principe de fonctionnement	104
7.3 Comparatif entre la poursuite pure et la navigation proportionnelle	108
8. CIRCONSTANCES DE L'ÉVÉNEMENT	175
8.1 Conditions du jour	175
8.1.1 Conditions météorologiques	175
8.1.2 Obscurité	176
8.1.3 Date et heure de la destruction de l'avion	176
8.2 Données techniques et paramètres de l'avion	177
8.2.1 Configuration des réservoirs du Falcon 50.....	177
8.2.2 Estimation de la quantité de carburant, de la masse et de la vitesse de l'avion en finale	178
8.2.3 Trajectoire et type d'approche	178
8.3 Impact du missile et ses conséquences	186
8.3.1 Position de l'avion au moment de l'impact du missile	186
8.3.2 Le missile	193
8.3.3 Explosion de l'avion.....	208

8.4 Travaux de l'expert acousticien	224
8.5 Localisation des zones de tirs possibles	225
8.5.1 L'émission et la détection du rayonnement infrarouge	225
8.5.2 Performance balistique du missile SA16.....	237
8.5.3 Performances opérationnelles du missile SA 16 : acquisition et accrochage de la cible	239
8.5.4 Hypothèse de tir 1 : KANOMBE, intersection des chemins quartier PASUCH.....	243
8.5.5 Hypothèse de tir 2 : KANOMBE, cimetière.....	245
8.5.6 Hypothèse de tir 3 : MASAKA, pylône	247
8.5.7 Hypothèse de tir 4 : MASAKA, la Ferme.....	249
8.5.8 Hypothèse de tir n° 5 : porcherie	251
8.5.9 Hypothèse de tir n° 6 : KANOMBE, en bas du cimetière.....	253
8.5.10 Synthèse sur les hypothèses de tir	255
8.5.11 Perception des événements – Analyse des témoignages	260
8.5.11.1 Pièces de la procédure remises avant le déplacement au RWANDA	260
8.5.11.2 Témoins entendus et positionnés sur le site	260
8.5.11.3 Pièces de la procédure remises après déplacement au RWANDA	286
8.5.11.4 Synthèse des témoignages	287
8.6 Modélisation de la scène	290
8.7 Détermination de la zone de tir la plus probable	300
9. CONCLUSION	C1

Nous soussignés,

- Claudine OOSTERLINCK, Expert aéronautique près la Cour d'Appel de CAEN.
- Daniel VAN SCHENDEL, Expert en explosions, explosifs et incendies, près la Cour d'Appel de Toulouse.
- Jean HUON, Expert en armes, munitions, balistique, près la Cour d'Appel de Versailles, agréé par la Cour de Cassation.
- Jean-SOMPAYRAC, géomètre-expert.
- Olivier CHAVANIS, ingénieur en armements aéronautiques et pyrotechnie embarquée.

Commis par M. Marc TREVIDIC et Mme Nathalie POUX, Vice-Présidents chargés de l'Instruction au Tribunal de Grande Instance de PARIS, par ordonnance en date du 21 avril 2010, rapportée ci-après :

COUR D'APPEL DE PARIS
TRIBUNAL DE GRANDE INSTANCE
DE PARIS

CABINET DE M. MARC TREVIDIC
ET MME NATHALIE POUX
VICE PRÉSIDENTS CHARGÉS DE L'INSTRUCTION

ORDONNANCE DE
COMMISSION D'EXPERTS

N° du Parquet : . 9729523030 .
N° Instruction : . 2272/00/13 & 1341 .
PROCÉDURE CRIMINELLE

Le 21 Avril 2010,

Nous, M. Marc TREVIDIC et Mme Nathalie POUX, Vice Présidents Chargés de l'Instruction au tribunal de grande instance de Paris, étant en notre cabinet,

Vu l'information suivie contre Rose KANYANGE épouse KABUYE et tous autres des chefs de :
Assassinat en relation avec une entreprise terroriste, faits prévus et réprimés par les articles 221-3, 421-1-1, 421-3 du Code Pénal, 706-16 et suivants du Code de Procédure Pénale

Réquisitoire supplétif du 31/10/06

- Assassinats en relation à titre principal ou connexe avec une entreprise individuelle ou collective ayant pour but de troubler gravement l'ordre public par l'intimidation ou la terreur,
- Complicité d'assassinats en relation à titre principal ou connexe avec une entreprise individuelle ou collective ayant pour but de troubler gravement l'ordre public par l'intimidation ou la terreur,
Faits commis à l'encontre des passagers et membres d'équipage du Falcon 50 immatriculé 9XRNN de la Présidence de la République du Rwanda,
- Association de malfaiteurs en vue de préparer des actes de terrorisme,
Faits prévus et réprimés par les articles 421-1-1°, 421-2-1, 421-3, 421-5, 421-6, 422-3, 422-4, 422-5, 422-6, 422-7, 121-6, 121-7 du code pénal et les articles 203, 706-16 et suivants du code de procédure pénale

Parties civiles :

-Mme DEMENIEUX Brigitte veuve MINABERRY
-M. GIRAMAHORO Irénée
ayant pour avocat : Me Marie-Laure BARRE
-M. HABYARIMANA Jean-Luc
ayant pour avocats : Me Jean-Yves DUPEUX et Me Florence BOURG
-M. HABYARIMANA Léon Jean Baptiste Aimable
ayant pour avocats : Me Jean-Yves DUPEUX et Me Florence BOURG
-Mme HABYARIMANA MUKAMVUYE Marie Merci
ayant pour avocats : Me Jean-Yves DUPEUX et Me Florence BOURG
-Mme HABYARIMANA Marie-Rose
ayant pour avocats : Me Jean-Yves DUPEUX et Me Florence BOURG
-Mme HABYARIMANA NTILIVAMUNDA Jeanne Marie Aimée
ayant pour avocats : Me Jean-Yves DUPEUX et Me Florence BOURG
-M. HABYARIMANA RUGWIRO Bernard
ayant pour avocats : Me Jean-Yves DUPEUX et Me Florence BOURG
-M. HAKIZIMANA Janvier
ayant pour avocat : Me Marie-Laure BARRE
-Mme HERAUD Françoise
ayant pour avocat : Me LAURENT CURT
-Mlle IKUZE UWACU Delphine
ayant pour avocat : Me Marie-Laure BARRE
-Mme KANZIGA Agathe veuve HABYARIMANA
ayant pour avocat : Me Philippe MEILHAC
-Mme MINABERRY Sylvie
ayant pour avocat : Me Hélène CLAMAGIRAND

-Mme MPABWANAYO Sylvana veuve NTARYAMIRA
ayant pour avocat : Me Philippe MEILHAC
-Mme MUJAWAYEZU Marguerite veuve RENZAHU
ayant pour avocat : Me Marie-Laure BARRE
-Mme MUKAKAMANZI Alphonsine
ayant pour avocat : Me Marie-Laure BARRE
-Mme MUKAMPUNGA Marie-Gloria
ayant pour avocat : Me Marie-Laure BARRE
-Mme MUKANTAGARA Léoncie
ayant pour avocat : Me Marie-Laure BARRE
-Mme NIRAGIRE Domitille
ayant pour avocat : Me Marie-Laure BARRE
-M. NIYIGENA Aimé
ayant pour avocat : Me Marie-Laure BARRE
-Mme NSABIMANA Alice
ayant pour avocat : Me Marie-Laure BARRE
-Mme NSABIMANA Josiane
ayant pour avocat : Me Marie-Laure BARRE
-M. NSABIMANA Maurice
ayant pour avocat : Me Marie-Laure BARRE
-Mme PERRINE Annick
ayant pour avocat : Me Emmanuel BIDANDA
-M. PERRINE David
ayant pour avocat : Me Emmanuel BIDANDA
-M. PERRINE François
ayant pour avocat : Me Emmanuel BIDANDA
-Mme RENZAHU Angélique
ayant pour avocat : Me Marie-Laure BARRE
-Mme RENZAHU Anita
ayant pour avocat : Me Marie-Laure BARRE

copie certifiée conforme
à l'original
Le Greffier

-Mme RENZAHU Ariette
 ayant pour avocat : Me Marie-Laure BARRE
 -Mme RENZAHU Christine
 ayant pour avocat : Me Marie-Laure BARRE
 -Mme RENZAHU Juliette
 ayant pour avocat : Me Marie-Laure BARRE
 -M. RENZAHU Justin
 ayant pour avocat : Me Marie-Laure BARRE
 -M. RENZAHU René
 ayant pour avocat : Me Marie-Laure BARRE
 -M. RUKUNDO NSHUTI Régis
 ayant pour avocat : Me Marie-Laure BARRE

-Mme UWANYILIGIRA Jeanne
 ayant pour avocat : Me Marie-Laure BARRE
 -Mme UWIBAMBE Marie-Pierre
 ayant pour avocat : Me Marie-Laure BARRE
 -Mme UWIMANA Marie-Goretti
 ayant pour avocat : Me Marie-Laure BARRE
 -Mme UWIMBABAZI Marie Claire
 ayant pour avocat : Me Marie-Laure BARRE
 -Mme UWONKUNDA Irene
 ayant pour avocat : Me Marie-Laure BARRE

Vu les articles 156 et suivants du Code de Procédure Pénale ;

Attendu que Monsieur Olivier CHAVANIS n'est pas un expert inscrit mais qu'il est membre associé depuis 1996 de la Compagnie nationale des experts en armes et munitions, que ses compétences sont particulièrement adaptées, en considération des compétences des autres experts commis, pour participer à la présente expertise; que nous n'avons pas trouvé un expert inscrit présentant d'aussi bonnes références pour les spécialités recherchées en l'espèce;

Attendu que Monsieur SOMPAYRAC a déjà effectué des expertises très complexes, notamment en association avec Monsieur VAN SCHENDEL; qu'il dispose en outre d'un matériel parfaitement adapté à différents aspects de la mission;

Vu en conséquence les qualifications de Messieurs Jean SOMPAYRAC et Olivier CHAVANIS, particulièrement compétents pour la mission ordonnée ;

COMMETTONS :

- **M. Daniel VAN SCHENDEL, expert près la Cour d'Appel de Toulouse (explosions, explosifs et incendies)**

- **M. Jean SOMPAYRAC, qui prêtera serment (géomètre expert)**

- **M. Jean HUON, expert près la Cour d'Appel de Versailles, agréé par la Cour de cassation (armes, munitions, balistique)**

- **M. Olivier CHAVANIS, qui prêtera serment (armurier aéronautique, pyrotechnicien, armement embarqué)**

- **Mme Claudine OOSTERLINCK, expert près la Cour d'Appel de Caen (spécialités : aéronautique, transport aérien, instructeur falcon 2000, pilote de ligne)**

Aux fins de procéder aux opérations ci-joint indiquées.

Les experts remettront avant fin mars 2011, un rapport détaillé contenant leur avis motivé et l'attestation qu'ils ont personnellement accompli la mission qui leur a été confiée.

INDIQUONS que conformément aux dispositions de l'article 161-1 du code de procédure pénale, la présente ordonnance sera communiquée aux parties et est donc susceptible de connaître des modifications dans les délais prévus par ces dispositions ; en conséquence, les opérations d'expertise ne peuvent commencer avant l'expiration d'un délai de dix jours à compter de la notification ;

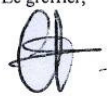
Le Vice-Président chargé de l'instruction

Marc PREVIDIC

Le Vice-Président chargé de l'instruction

Nathalie POUX

Copie transmise au procureur de la République et aux avocats des parties par télécopie le 22 avril 2010,
 Le greffier,



INSTRUCTION N° : 2272/00/13 .
 ORDONNANCE DE COMMISSION D'EXPERTS - page 2

Copie certifiée conforme
 à l'original
 Le Greffier 

MISSION

I- Prendre connaissance des cotes D1 à 6, 41, 45, 46, 69 à 86, 120 à 126, 134 à 135, 179 à 183, 186 à 198, 233, 234, 299 à 301, 353 à 364, 599 à 602, 1890 à 1896, 1898 à 1901, 2198, 2223 à 2235, 2237, 2238, 2569, 2570, 2572, 2582, 2587 à 2591, 2595 à 2597, 2649, 2650, 2663 à 2668, 2688 à 2691, 2694 à 2696, 2709, à 2712, 2715, 2716, 2719 à 2721, 2736, 2737, 2740 à 2742, 2755, 2756, 2763 à 2765, 2780, 2781, 2846 à 2852, 2865 à 2868, 2947 à 2950, 2962 à 2965, 2972 à 2989, 2991 à 3004, 3275 à 3277, 4083 à 4093, 4116 à 4118, 4226 à 4236, 4239 à 4242, 4812, 4813, 4818, 4819, 4939, 4946, 4967 à 4969, 5172 à 5177, 5192 à 5197, 5703 à 5705, 6015 à 6022, 6036, 6174, 6175, 6333, 6334, 6367, 6543, 6547, 6553, 6554, 6748, 6749, 6617, 6674, 6801, 6895 à 6902, 6936, 6937, 7007, 7036, 7039, 7040, 7048, 7049, 7087, 7089, 7144, 7149, 7153 à 7156, 7266 à 7268, 7278, 7280, 7288, 7366.

II- Nous indiquer dès que possible, par simple courrier, les moyens techniques et matériels indispensables pour réaliser les constatations techniques nécessaires au Rwanda.

III- Nous accompagner au Rwanda pour y faire les constatations indispensables à l'exécution de la mission d'expertise.

IV- Par une approche pluri-disciplinaire, tenter de déterminer, en considération de toutes les données recueillies (conditions météorologiques, obscurité, configuration des lieux à l'époque des faits, heure de l'attentat, topographie des lieux, témoignages recueillis, données techniques de l'avion et de son pilotage, données techniques des projectiles, éparpillement des débris, traces d'impact sur le sol ...)

1-la trajectoire d'approche de l'avion lors de sa phase d'atterrissage sur l'aéroport de Kigali au moment de l'attentat (prévoir des essais sur un simulateur Falcon 50)

- S'agissait-il d'une trajectoire d'approche habituelle ?
- Etait-ce la seule trajectoire envisageable ?
- Dans la négative, quelles sont les raisons possibles d'un choix de trajectoire inhabituel ?

2- la position et l'altitude de l'avion au moment du ou des tirs:

3- les projectiles utilisés pour atteindre l'avion:

- Décrire le fonctionnement, la portée, la trace lumineuse et le système d'auto-destruction de toutes les sortes de projectiles susceptibles d'avoir été utilisés pour abattre l'avion
- Si possible, déterminer le genre de projectile le plus susceptible d'avoir été utilisé
- Si possible, exclure les types de projectile ne pouvant pas avoir été utilisés

Copie certifiée conforme
à l'original

Le Greffier

4- Le mode opératoire qui aurait dû normalement être utilisé, en considération des caractéristiques de l'avion (décrire celles-ci), pour optimiser les chances de l'abattre avec les projectiles utilisés :

- Quel aurait été en théorie l'emplacement des tireurs le plus efficace par rapport à l'avion ?
- Est-il possible de reconnaître le bruit du moteur d'un falcon 50 et si oui à quelle distance ?
- Une autre méthode d'identification de l'avion en approche était-il indispensable ?
- L'utilisation de fusées éclairantes avant les tirs est-elle logique, fortement conseillée ou même indispensable ?
- Dans l'affirmative, de quel endroit, par rapport à l'avion et aux tireurs, doivent-elles être utilisées ?
- Quelles compétences techniques auraient dû être acquises par les tireurs ?
- Quel moment de la journée était le plus propice pour atteindre le résultat escompté et, en particulier, le fait de tirer sur l'avion la nuit était-il un avantage ou un inconvénient ?
- Quelles est la distance de tir la plus adaptée en théorie ?
- Aurait-il été plus facile d'abattre l'avion au moment de son décollage, aux différentes étapes de celui-ci, en tenant compte des lieux possibles de tirs qui auront été retenus ?
- La présence de brouillard, le matin du 6 avril 1994, était-elle de nature à compromettre l'efficacité de l'opération, à supposer que la commission de l'attentat ait été initialement prévue le matin ?

Au cours de nos investigations, plus précisément lors de nos recherches engagées pour déterminer le lieu de tir des missiles, il nous est apparu nécessaire de nous entourer d'un spécialiste dans le domaine de l'acoustique. C'est ainsi que nous avons adressé aux Magistrats Instructeurs un courrier en date du 17 mars 2011, sollicitant l'adjonction d'un expert acousticien et demandant un report de délai au 30 septembre 2011 :

Madame Claudine OOSTERLINCK
Monsieur Daniel VAN SCHENDEL
Monsieur Jean HUON
Monsieur Jean SOMPAYRAC
Monsieur Olivier CHAVANIS

Le 17 mars 2011

Monsieur Marc TREVIDIC

Vice-Président chargé de l'Instruction

Mme Nathalie POUX

Vice-Président chargé de l'Instruction

TRIBUNAL DE GRANDE INSTANCE DE PARIS

4 Bld du Palais - Cabinet 175

75001 PARIS

Procédure Criminelle

N° Parquet : 9729523030

N° Instruction : 2272/00/13 & 1341

Madame le Juge, Monsieur le Juge,

Dans le cadre de la mission que vous avez bien voulu nous confier, relative à l'attentat contre le Falcon 50 du Président de la République du Rwanda, Juvénal Habyarimana, le 6 avril 1994, et à mesure de l'avancement de nos travaux d'expertise, il est apparu de toute première importance une notion d'acoustique, à savoir la propagation du bruit de départ des missiles qui seraient à l'origine de la destruction de l'avion.

Suivant les modalités de propagation acoustique, nous pourrions être amenés à privilégier, ou à contrario rejeter, un ou plusieurs sites de tir possibles.

Pour ce faire, nous souhaiterions qu'une expertise complémentaire confiée à un expert acousticien puisse compléter nos travaux, conformément à l'article 162 du Code de Procédure Pénale, sous forme d'un rapport qui serait à remettre en même temps que notre rapport commun.

Ce nouveau développement nous conduit à solliciter une extension du délai qui nous était imparti pour la remise du rapport, à savoir le 31 mars 2011, que nous souhaiterions voir repositionné pour le 30 septembre 2011.

Nous restons bien entendu à votre disposition pour toute information que vous jugerez utile de nous demander et vous prions de croire, Madame le Juge, Monsieur le Juge, à l'expression de notre très haute considération.

Le 29 mars 2011, les magistrats instructeurs rendaient une ordonnance commettant M. Jean-Pascal SERRE comme expert acousticien. Ce même jour, ces magistrats nous informaient de l'adjonction de cet expert acousticien au collège d'experts et prolongeaient la date de dépôt du rapport au 30 septembre 2011 :

COUR D'APPEL DE PARIS
TRIBUNAL DE GRANDE INSTANCE
DE PARIS

CABINET DE M. MARC TREVIDIC
VICE PRÉSIDENT CHARGÉ DE L'INSTRUCTION
ET DE MME NATHALIE POUX
VICE PRÉSIDENT CHARGÉ DE L'INSTRUCTION

**ORDONNANCE DE
COMMISSION D'EXPERT
(ADJONCTION D'UN SPÉCIALISTE
- ARTICLE 162 DU CPP)**

N° du Parquet : . 9729523030 .

N° Instruction : . 2272/00/13 & 1341 .

PROCÉDURE CRIMINELLE

Nous, M. Marc TREVIDIC, Vice Président Chargé de l'Instruction au tribunal de grande instance de Paris et Mme Nathalie POUX, Vice Président Chargé de l'Instruction, étant en notre cabinet,

Vu la procédure instruite contre :

-M. KABAREBE James

ayant pour avocat : Me Léon-Lef FORSTER

-M. NZIZA Jack

ayant pour avocat : Me Léon-Lef FORSTER

-Mme KANYANGE Rose ép. KABUYE

ayant pour avocats : Me Léon-Lef FORSTER et Me Bernard MAINGAIN

-M. KANYEMERA Sam Kaka

ayant pour avocat : Me Léon-Lef FORSTER

-M. NZIZA Franck

ayant pour avocat : Me Léon-Lef FORSTER

-M. KAYONGA Charles

ayant pour avocat : Me Léon-Lef FORSTER

-M. TUMWINE Jacob

ayant pour avocat : Me Léon-Lef FORSTER

- Personnes mises en examen -

des chefs de :

assassinat en relation avec une entreprise terroriste, faits prévus et réprimés par les articles 221-3, 421-1-1, 421-3 du Code Pénal, 706-16 et suivants du Code de Procédure Pénale

Réquisitoire supplétif du 31/10/06

- Assassinats en relation à titre principal ou connexe avec une entreprise individuelle ou collective ayant pour but de troubler gravement l'ordre public par l'intimidation ou la terreur,

- Complicité d'assassinats en relation à titre principal ou connexe avec une entreprise individuelle ou collective ayant pour but de troubler gravement l'ordre public par l'intimidation ou la terreur,

Faits commis à l'encontre des passagers et membres d'équipage du Falcon 50 immatriculé 9XRNN de la Présidence de la République du Rwanda,

- Association de malfaiteurs en vue de préparer des actes de terrorisme,

Faits prévus et réprimés par les articles 421-1-1°, 421-2-1, 421-3, 421-5, 421-6, 422-3, 422-4, 422-5, 422-6, 422-7, 121-6, 121-7 du code pénal et les articles 203, 706-16 et suivants du code de procédure pénale

Vu les articles 156 et suivants du Code de Procédure Pénale ;

Vu notre ordonnance de commission d'experts en date du 21 avril 2010;

Copie certifiée conforme
à l'original
Le Greffier

Attendu que par courrier en date du 17 mars 2011 les cinq experts commis ont sollicité, en application de l'article 162 du code de procédure pénale, l'adjonction d'un expert acousticien pour les éclairer sur une question échappant à leur spécialité, ainsi qu'un report de la date du dépôt du rapport d'expertise pour tenir compte du délai nécessaire à l'accomplissement de la mission confiée à l'expert acousticien;

Attendu que cette demande est en effet justifiée dans la mesure où certains des témoignages dont les experts ont été chargés de prendre connaissance font état de constatations non seulement visuelles mais également auditives;

Vu l'article 162 du Code de Procédure Pénale;

COMMETTONS Monsieur Jean-Pascal SERRE

Expert acousticien inscrit sur la liste de la Cour d'Appel de Rouen

aux fins de procéder aux opérations ci-joint indiquées.

Conformément aux dispositions de l'article 162 du code de procédure pénale, le rapport de l'expert adjoint, établi en double exemplaire et décrivant ses diligences, sera annexé au rapport d'expertise mentionné à l'article 166 du code de procédure pénale dont **la date limite de dépôt a été repoussée au 30 septembre 2011**

Ce rapport de l'expert-adjoint contiendra son avis motivé et l'attestation qu'il a personnellement accompli la mission qui lui a été confiée.

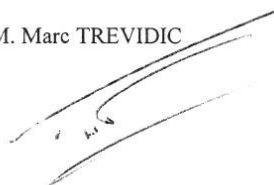
Fait à Paris, le 29 mars 2011,

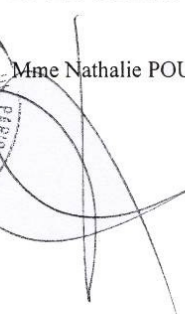
Le Vice Président Chargé de l'Instruction

Le Vice Président Chargé de l'Instruction

M. Marc TREVIDIC

Mme Nathalie POUX





Copie certifiée conforme
à l'original
Le Greffier

MISSION

- Prendre attache avec les experts commis par ordonnance ci-jointe du 21 avril 2010 et participer à toutes réunions utiles afin de prendre pleinement connaissance des aspects techniques des questions pour lesquelles les experts ont demandé son adjonction;

- Récupérer auprès d'eux toutes les données techniques utiles (nombre de décibels produits par le départ des divers missiles susceptibles d'avoir été utilisés, particularités topographiques etc...);

- Prendre connaissance en particulier des cotes ci-jointes D353 à D358 (Audition du Lieutenant-colonel Grégoire de Saint-Quentin), D2569 et D2570 (Audition de Daniel Daubresse), D2577 à D2579 (Audition de Massimo Pasuch), D2595 à D2597 (plan établi par la gendarmerie belge permettant de localiser notamment la maison de Monsieur Pasuch - matérialisée par le chiffre 2 sur la carte), D7267 (idem en A3), D2715 et D2716 (Audition de Philippe Leiding), D2866 (Journal de l'armée belge localisant la résidence du docteur Pasuch à 200 mètres à l'est de l'Hôpital militaire de Kanombe), D7280 (Audition de Joséphine MUKAZITONI);

- Nous préciser dès que possible les questions qu'il serait utiles de poser aux témoins déjà entendus mentionnés ci-dessus ou à ceux dont il est fait référence dans leur audition et qui aurait également pu entendre le départ des tirs;

- Dès que la planche photographique réalisée au Rwanda aura été établie, en prendre connaissance;

- Donner toutes indications techniques utiles sur la façon dont un bruit de tir est susceptible de se propager dans les circonstances de l'espèce (tirs partant du sol vers le ciel, vitesse de propagation, distance maximale de propagation, délai pour un témoin entre la perception du bruit et celle de la lumière);

- Tenter, pour chacun des témoins, de déterminer à quelle distance approximative (l'utilisation d'une fourchette est envisageable) il se trouvait pour pouvoir entendre le départ des tirs et, pour certains d'entre eux, entendre puis voir ensuite des traînées lumineuses dans le ciel pouvant correspondre à la trajectoire des projectiles;

- Donner toutes autres précisions techniques utiles en rapport avec la mission et les questions soulevées par les premiers experts commis.

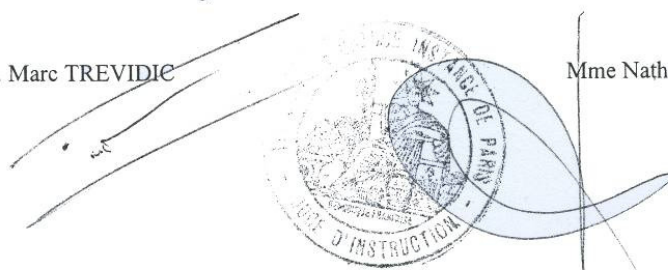
Fait à Paris, le 29 mars 2011,

Le Vice Président Chargé de l'Instruction

M. Marc TREVIDIC

Le Vice Président Chargé de l'Instruction

Mme Nathalie POUX



INSTRUCTION N° : 2272/00/13.
ORDONNANCE (Adjonction d'un spécialiste) - page 3

**COUR D'APPEL
DE PARIS**

**TRIBUNAL DE
GRANDE INSTANCE
DE PARIS**

CABINET DE **M. MARC TREVIDIC**
VICE PRÉSIDENT CHARGÉ DE L'INSTRUCTION
ET DE **MME NATHALIE POUX**
VICE PRÉSIDENT CHARGÉ DE L'INSTRUCTION

N° DU PARQUET : . 9729523030 .
N° INSTRUCTION : . 272/00/13 & 1341 .
PROCÉDURE CRIMINELLE

Les Vice Présidents Chargés de l'Instruction

à

Madame Claudine OOSTERLINCK
Monsieur Daniel VAN SCHENDEL
Monsieur Jean HUON
Monsieur Jean SOMPAYRAC
Monsieur Olivier CHAVANIS

Paris, le 29 mars 2011,

Madame et Messieurs les experts,

En vous transmettant une copie de l'ordonnance d'adjonction d'expert en date de ce jour, nous avons l'honneur de vous informer que, conformément à votre demande, le délai du dépôt de votre rapport est prolongé jusqu'au 30 septembre 2011.

Fait à Paris, le 29 mars 2011,

Le Vice Président Chargé de l'Instruction

Le Vice Président Chargé de l'Instruction

M. Marc TREVIDIC

Mme Nathalie POUX



Copie certifiée conforme
à l'original
Le Greffier

A la suite de nouvelles informations devant être étudiées avant le dépôt du rapport, le collège d'experts a adressé le 22 septembre 2011, le courrier suivant aux Magistrats Instructeurs :

Madame Claudine OOSTERLINCK
Monsieur Daniel VAN SCHENDEL
Monsieur Jean HUON
Monsieur Jean SOMPAYRAC
Monsieur Olivier CHAVANIS

Le 22 septembre 2011

Monsieur Marc TREVIDIC
Vice-Président chargé de l'Instruction
Madame Nathalie POUX
Vice-Président chargé de l'Instruction

TRIBUNAL DE GRANDE INSTANCE DE PARIS

4 Bd du Palais – Cabinet 175
75001 PARIS

Procédure Criminelle
N° Parquet : 9729523030
N° Instruction : 2272/00/13 & 1341

Madame le Juge, Monsieur le Juge,

Dans le cadre de la mission que vous avez bien voulu nous confier, relative à l'attentat contre le Falcon 50 du Président de la République du Rwanda, Juvénal Habyarimana, le 6 avril 1994, il apparaît que de nouvelles informations pourraient être disponibles dans les semaines à venir.

C'est pourquoi nous venons par la présente solliciter une extension du délai fixé pour la remise de notre rapport commun, à savoir le 30 septembre 2011, jusqu'au 30 novembre 2011.

Nous vous prions de croire, Madame le Juge, Monsieur le Juge, à l'expression de notre très haute considération.

Le 3 octobre 2011, les Magistrats Instructeurs nous communiquaient le courrier ci-après, repoussant la date limite du dépôt du rapport d'expertise au 30 novembre 2011 :

COUR D'APPEL
DE PARIS

TRIBUNAL DE
GRANDE INSTANCE
DE PARIS

CABINET DE
M. MARC TREVIDIC
VICE PRÉSIDENT CHARGÉ DE L'INSTRUCTION
ET DE MME NATHALIE POUX
VICE PRÉSIDENT CHARGÉ DE L'INSTRUCTION

N° DU PARQUET : . 9729523030 .
N° INSTRUCTION : . 272/00/13 & 1341 .
PROCÉDURE CRIMINELLE

Le Vice Président Chargé de l'Instruction

à

Madame Claudine OOSTERLINCK
Monsieur Daniel VAN SCHENDEL
Monsieur Jean HUON
Monsieur Jean SOMPAYRAC
Monsieur Olivier CHAVANIS
Monsieur Jean-Pascal SERRE

Paris, le 03 octobre 2011,

Madame et Messieurs les experts,

J'ai l'honneur de vous confirmer le report de la date limite du dépôt du rapport d'expertise au 30 novembre 2011.

Je vous prie d'agréer, Madame et Messieurs les experts, l'expression de ma considération distinguée.



Copie certifiée conforme
à l'original
Le Greffier

Par la suite :

- les magistrats instructeurs nous ont remis des auditions de témoins à exploiter avant de déposer le rapport :
- par soit transmis du 9 novembre 2011, s'agissant des témoignages de Philippe LEIDING, de Jean COLIGE, du Dr DAUBRESSE et son épouse, de Brigitte DELNEUVILLE épouse PASUCH, du Dr Massimo PASUCH, pièces cotées D7968, D7982/4, 7 et 8, D7983, D7987, D7988, D7990 et D7991,
- par courrier électronique du 7 décembre 2011, s'agissant de l'audition du général Grégoire de SAINT QUENTIN (pièce cotée D7998 – 10 pages),
- l'un des magistrats instructeurs, M. Marc TREVIDIC, a rendu une ordonnance complémentaire de commission d'expert en date du 22 décembre 2011, en vue d'exposer les travaux d'expertise aux parties et à leurs avocats, lors de l'acte d'instruction du 10 janvier 2012 à 14h00 au Tribunal de Grande Instance de PARIS

COUR D'APPEL DE PARIS
TRIBUNAL DE GRANDE INSTANCE
DE PARIS

CABINET DE M. MARC TREVIDIC
VICE PRÉSIDENT CHARGÉ DE L'INSTRUCTION
ET DE MME NATHALIE POUX
VICE PRÉSIDENT CHARGÉ DE L'INSTRUCTION

ORDONNANCE COMPLEMENTAIRE DE COMMISSION D'EXPERT

N° du Parquet : . 9729523030 .
N° Instruction : . 2272/00/13 & 1341 .
PROCÉDURE CRIMINELLE

Nous, M. Marc TREVIDIC, Vice Président Chargé de l'Instruction au tribunal de grande instance de Paris, étant en notre cabinet,

Vu la procédure instruite contre :

-M. KABAREBE James
ayant pour avocat : Me Léon-Lef FORSTER
-M. NZIZA Jack
ayant pour avocat : Me Léon-Lef FORSTER
-Mme KANYANGE Rose ép. KABUYE
ayant pour avocats : Me Léon-Lef FORSTER et Me Bernard MAINGAIN
-M. KANYEMERA Sam Kaka
ayant pour avocat : Me Léon-Lef FORSTER
-M. NZIZA Franck
ayant pour avocat : Me Léon-Lef FORSTER
-M. KAYONGA Charles
ayant pour avocat : Me Léon-Lef FORSTER
-M. TUMWINE Jacob
ayant pour avocat : Me Léon-Lef FORSTER
- Personnes mises en examen -

des chefs de :

assassinat en relation avec une entreprise terroriste, faits prévus et réprimés par les articles 221-3, 421-1-1, 421-3 du Code Pénal, 706-16 et suivants du Code de Procédure Pénale
Réquisitoire supplétif du 31/10/06
- Assassinats en relation à titre principal ou connexe avec une entreprise individuelle ou collective ayant pour but de troubler gravement l'ordre public par l'intimidation ou la terreur,
- Complicité d'assassinats en relation à titre principal ou connexe avec une entreprise individuelle ou collective ayant pour but de troubler gravement l'ordre public par l'intimidation ou la terreur,
Faits commis à l'encontre des passagers et membres d'équipage du Falcon 50 immatriculé 9XRNN de la Présidence de la République du Rwanda,
- Association de malfaiteurs en vue de préparer des actes de terrorisme,
Faits prévus et réprimés par les articles 421-1-1°, 421-2-1, 421-3, 421-5, 421-6, 422-3, 422-4, 422-5, 422-6, 422-7, 121-6, 121-7 du code pénal et les articles 203, 706-16 et suivants du code de procédure pénale

Vu les articles 156 et suivants du Code de Procédure Pénale ;

Vu notre ordonnance de commission d'experts en date du 21 avril 2010 et notre ordonnance d'adjonction d'expert en date du 29 mars 2011;

Copie certifiée conforme
à l'original
Le Greffier

Attendu que nous avons convoqué les parties et leurs avocats le 10 janvier 2012 à 14 heures au Tribunal de grande instance de Paris afin de leur donner connaissance des conclusions des experts, conformément aux dispositions de l'article 167 du code de procédure pénale;

Attendu que la particulière technicité et complexité des opérations d'expertise justifie l'assistance des experts pour cette notification de conclusions en application des dispositions du dernier alinéa de l'article 161 du code de procédure pénale; qu'il s'agit en effet que les parties appréhendent totalement le sens de celles-ci;

COMMETTONS

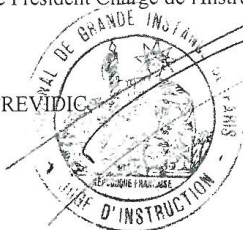
- Monsieur Jean-Pascal SERRE, expert acousticien inscrit sur la liste de la Cour d'Appel de Rouen
- M. Daniel VAN SCHENDEL, expert près la Cour d'Appel de Toulouse (explosions, explosifs et incendies)
- M. Jean SOMPAYRAC, qui a prêté serment (géomètre expert)
- M. Jean HUON, expert près la Cour d'Appel de Versailles, agréé par la Cour de cassation (armes, munitions, balistique)
- M. Olivier CHAVANIS, qui a prêté serment (armurier aéronautique, pyrotechnicien, armement embarqué)
- Mme Claudine OOSTERLINCK, expert près la Cour d'Appel de Caen (spécialités : aéronautique, transport aérien, instructeur falcon 2000, pilote de ligne)

aux fins de procéder aux opérations ci-joint indiquées.

Fait à Paris, le 22 décembre 2011,

Le Vice Président Chargé de l'Instruction

Marc TREVIDIC



Copie certifiée conforme
à l'original
Le Greffier

MISSION

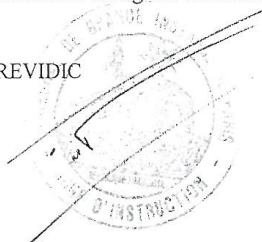
- Préparer la présentation orale de leurs travaux d'expertise pour exposer ceux-ci lors de l'acte d'instruction du 10 janvier 2012 à 14 heures;
- Prévoir un power point et tout autre mode de présentation des travaux d'expertise susceptibles d'éclairer les parties sur les conclusions des experts,
- Nous assister lors de l'acte d'instruction du 10 janvier 2012 à 14 heures au Tribunal de grande instance de Paris,
- Actualiser le devis initial pour tenir compte de cette mission complémentaire

NB : Les diligences effectuées en exécution de cette mission complémentaire avant le dépôt du rapport d'expertise seront mentionnées dans celui-ci. L'assistance à l'acte de notification des conclusions prévue le 10 janvier 2012 ne donnera pas lieu à l'établissement d'un rapport, les experts étant appelés à signer le procès-verbal qui sera établi.

Fait à Paris, le 22 décembre 2011,

Le Vice Président Chargé de l'Instruction

Marc TREVIDIC



Copie certifiée conforme
à l'original
Le Greffier

INSTRUCTION N° : 2272/00/13.
ORDONNANCE (Adjonction d'un spécialiste) - page 3

1. RAPPEL DES FAITS

Le 06 avril 1994, vers 20h30, le FALCON 50 transportant le président du Rwanda, le président du Burundi, leurs accompagnateurs et l'équipage, est abattu lors de son approche en piste 28 de l'aéroport de KIGALI.

Les débris sont tombés à l'intérieur et à proximité de la résidence présidentielle. Tous les occupants de cet avion sont morts dans le crash.



Photo de presse prise après l'attentat

2. LE PROBLÈME POSÉ ET LA DÉMARCHE SUIVIE

Les magistrats instructeurs nous ont communiqués de nombreuses pièces de la procédure, citées dans la mission, ayant trait aux circonstances de cet événement. Ces pièces ont été étudiées avant de nous transporter au RWANDA, dans le but de se fixer une démarche pour les opérations et constatations techniques à réaliser.

Nous nous sommes transportés au RWANDA du 12 au 17 septembre 2010 et avons pris connaissance de l'environnement, de la géographie des lieux, du relief, de l'aéroport, de la piste d'atterrissage, de la trajectoire d'approche des avions, mais nous avons également procédé :

- aux constatations des débris de l'épave de l'avion,
- à l'examen des lieux de tirs possibles cités par des témoins, conformément à la mission,
- aux relevés topographiques des différentes scènes d'investigations,
- aux relevés des positions et des coordonnées des témoins entendus par les magistrats instructeurs,
- à l'appréciation du moment où l'avion peut être visuellement repéré la nuit et à l'évaluation du temps d'acquisition et du délai dont dispose le tireur pour une mise à feu.

Les indices matériels recueillis sur le terrain ont représenté des données objectives devant être analysées pour déterminer le (ou les) lieu (x) possible (s) de tirs, en se référant aux performances balistiques et aux capacités d'acquisition des systèmes d'armes à guidage infrarouge sol-air envisageables dans ce contexte.

La synthèse entre l'analyse de ces données objectives et les réalités scientifiques sera la véritable démonstration à partir de laquelle nous pourrons établir des conclusions.

3. ÉTUDE DES PIÈCES DE LA PROCÉDURE

Il existait au Rwanda au moment des faits les **FAR** (Forces Armées Rwandaises) et le **FPR** (Front Patriotique Rwandais), mouvement armé d'opposition. Par la suite, il est question des **FGR** (Forces Gouvernementales Rwandaises)¹. Nous avons extrait des pièces de la procédure que nous avons étudiées, certains points pouvant avoir un lien direct avec les circonstances des tirs, dont celui qui a touché l'avion.

3.1 Pièces de la procédure remises avant le déplacement au RWANDA

Note : les documents n'ayant aucun rapport direct avec les circonstances du tir et les perceptions visuelles et acoustiques des événements survenus, ont été consultés, mais ne sont pas mentionnés.

Documents examinés	Observations des témoins concernant les tirs
Témoignage de M. Jean-Luc HABYARIMANA en date du 6 juillet 1994 <i>Cote D 6</i> <i>Le témoin, qui se trouvait à proximité de la piscine, déclare avoir vu l'avion où avait pris place son père, touché par deux missiles. Le premier y a mis le feu, le second l'a fait exploser en vol.</i>	
Déposition de M. Jean-Luc HABYARIMANA en date du 8 octobre 1998 <i>Cote D 45</i> <i>M. Jean-Luc HABYARIMANA confirme avoir vu deux traces lumineuses se diriger vers l'avion qui a été touché par le second et s'est enflammé au niveau de l'arrière du fuselage. Puis il a explosé.</i>	<i>Le témoin a observé un trait lumineux qui sans être vraiment derrière l'avion, semblait être un peu en biais par rapport à celui-ci.</i>
Lettre de M. Jean-Pierre MINABERRY <i>Cote D 179 et suivantes</i> <i>L'auteur de la lettre est le pilote du Falcon 50 du président rwandais. Il fait part à son correspondant de ses craintes d'avoir appris que des missiles SA 7, seraient aux mains du FPR (Front Patriotique Rwandais).</i>	
Note concernant les lance-missiles en date du 6 décembre 1999	

¹ Les points remarquables sont surlignés en jaune.

Les observations des témoins concernant le site de MASAKA, sont imprimés en rouge et ceux concernant KANOMBE sont imprimés en bleu.

<p><i>Cotes D 196 et suivantes</i></p> <p><i>Un officier rwandais aurait vu les deux tubes lance-missiles après les tirs. Il s'agirait de missiles russes, marqués :</i></p> <ul style="list-style-type: none"> - 9 П 322-1-01 sur les tubes, - 9 П 519-2 et 9 П 313-1 sur les poignées, - date de fabrication 04-87, - numéros de série 04835 et 04814 sur les tubes, - numéros de série 3555406 et 5945107 sur les poignées. 	
<p>Déposition de M. Augustin MUNYANEZA en date du 20 mars 2000 à 11h00 <i>Cote D 233</i></p> <p><i>Le témoin est ancien lieutenant des FAR, c'est lui qui a signalé avoir vu les deux tubes lance-missiles, dont il a pu déchiffrer les inscriptions, étant russophone.</i></p>	
<p>Déposition de M. Augustin MUNYANEZA en date du 20 mars 2000 à 13h00 <i>Cote D 299</i></p> <p><i>Le témoin déclare avoir eu entre les mains deux tubes lance-missiles trouvés par la population déplacée entre le 24 ou le 25 avril 1994. Il s'agissait de tubes d'environ 120 mm de diamètre, de couleur vert kaki, avec des inscriptions en russe.</i> <i>Ce matériel n'était pas en service dans l'Armée rwandaise.</i></p>	
<p>Déposition du lieutenant colonel Grégoire de SAINT QUENTIN en date du 8 juin 2000 <i>Cote D 353</i></p> <p><i>L'officier était assistant militaire technique au Rwanda. Il se trouvait à son domicile, au camp de Kanombe.</i> <i>Selon ses déclarations : « j'ai nettement entendu deux départs de coups que je veux assimiler à un départ de lance-roquettes. Ces deux coups de départs sont très rapprochés l'un de l'autre mais pas simultanés. Ensuite, très rapidement, j'ai entendu une explosion plus importante. Je me suis rendu immédiatement à une fenêtre et j'ai vu une boule de feu dans le ciel en direction de l'Est ».</i> <i>Il s'est rendu sur place et a observé que les débris de l'avion étaient éparpillés, tant dans la résidence présidentielle qu'à l'extérieur.</i> <i>Ses recherches effectuées le lendemain, concernant la "boîte noire" de l'appareil, sont restées vaines.</i></p>	
<p>Résultat d'une enquête de l'Equipe Internationale D 1891</p> <p><i>Document belge classé "Secret".</i> <i>L'attentat aurait été perpétré par une équipe issue des FPR et connue sous le nom de code "Net Work". Elle était</i></p>	

composée de dix personnes d'origines rwandaise, burundaise, ougandaise et zaïroise. Ils étaient armés de deux missiles SAM et d'un RPG, qui n'a pas été utilisé.	
Renseignements concernant une correspondance de M. Jean-Pierre MINABERRY Cote D 1898 La correspondance fait état de la situation politique au Rwanda et de la présence de missiles.	
Annexe I en date du 10 avril 2001 Cote D 2198 Document faisant état de la présence de missiles SA 16 au Rwanda et en Ouganda.	
Album photographique du lance-missile SA 16 Cote D 2223 La photocopie de ce document est <u>inexploitable</u> .	
Exploitation de documents Cote D 2237 Corrélation pouvant exister entre les missiles tirés et les stocks de l'Armée ougandaise.	
Déposition du caporal Mathieu GERLACHE en date du 13 avril 1994 Cote D 2575 Le militaire belge était de permanence radio à l'ancienne tour de contrôle de l'aéroport de Kigali. Il est sorti pour voir atterrir un C 130 Hercules et il a vu arriver entre temps un autre appareil. Il a aperçu un point lumineux partir du sol et se diriger vers l'avion dont les feux se sont éteints. Une dizaine de secondes plus tard, un second point lumineux est parti du même endroit et a touché l'avion qui a explosé en vol. Ces missiles ont été tirés à droite de la piste	Feux de l'avion allumés. Départ missile à droite de la piste. Extinction des feux de l'avion. Deuxième départ 10 secondes après le premier. Origine des tirs à droite de la piste (vu de l'ancienne tour, face à l'avion en finale). Direction Sud-Nord.
Déposition du caporal Mathieu GERLACHE en date du 30 mai 1994 Cote D 2590 Le militaire confirme sa précédente déposition	Origine : Camp de KANOMBE.
Déposition du sergent Philippe LEIDING en date du 30 mai 1994 Cote D 2715	

<p>Le militaire belge se trouvait sur la base "Top gun". Il a assisté aux deux tirs de missiles et la destruction du Falcon 50.</p>	<p>Origine des tirs non précisée.</p>
<p>Déposition du caporal Stéphane MEUNIER en date du 30 mai 1994 Cote D 2740]</p> <p>Le militaire belge a vu deux traces rouges qui se dirigeaient vers des lumières clignotantes dans le ciel, puis une énorme explosion et un grand flash. Localisation : GITARAMA.</p>	<p>Observation de deux traces rouges se dirigeant vers des lumières clignotantes dans le ciel. Origine des tirs non précisée.</p>
<p>Déposition du soldat Nicolas MOREAU en date du 3 juin 1994 Cote D 2780</p> <p>Cette déposition recoupe la précédente. Le témoin a vu une flamme vive qui a fait une cloche et a commencé à redescendre, puis il en a vu une seconde et une cascade de flammes. Une boule de feu percute le sol, suivie d'une détonation.</p>	<p>Le témoin ne se souvient plus du nom de l'endroit où il se trouvait. Il situe l'origine des tirs "vers le bout de la piste" (ou au-delà ?).</p>
<p>Autres dépositions de militaires belges ou de ressortissants belges Cotes D 2569, D 2572, D 2580, D 2577, D 2649, D 2665, D 2667, D 2688, D 2694, D 2719, D 2736, D 2755, D 2763,</p> <p>Ces dépositions concernent principalement les événements qui ont succédé à l'attentat. Elles émanent de :</p> <ul style="list-style-type: none"> - médecin-major Daniel DAUBRESSE, - capitaine Bruno VANDRIESSE, - adjudant-chef Jean LECHAT, - médecin-colonel Massimo PASUCH, - caporal Roan SMARS, - M. Hong Cam TRAN, - Mme Marie-Madeleine GERNIERS, - sergent Yves CORNET, - caporal Stéphane LAZARON, - soldat Thierry TAMBOUR, - soldat Fabrice CANFIJN, - Jacques BARAS, 	<p>La position telle qu'indiquée par le major DAUBRESSE, n'a pu être identifiée sur la carte.'</p>
<p>Déposition de M. Paul HENRION en date du 21 juin 1994 Cote D 2846</p> <p>Le témoin qui se trouvait à son domicile à Kigali, avenue des Grands Lacs, a vu à 20h20, une grande lueur du côté de l'aéroport, suivie de deux explosions presque simultanées.</p>	
<p>Note de synthèse concernant le 6 avril 1994 Cote D 2865</p> <p>La note reprend les témoignages des militaires belges.</p>	<p>Origine du tir : Camp de KANOMBE.</p>

<p>Nouveau témoignage du caporal GERLACHE en date du 30 mai 1994 Cote D 2962</p> <p><i>Le militaire mentionne que le camp des FAR se trouvait en contrebas de son point d'observation ancienne (tour de contrôle).</i></p>	<p><i>L'éclairage de la piste s'est allumé, puis s'est éteint après l'accident de l'avion.</i></p>
<p>Déposition de M. Innocent MARANA en date du 29 août 2001 Cote D 3275</p> <p><i>Il a été, fin 1993, le témoin de trois réunions où ont été définis les préparatifs de l'attentat contre le président HABYARIMANA.</i> <i>Il désigne les membres du commando ayant tiré les deux missiles.</i> <i>L'un des tireurs lui aurait déclaré que le premier missile avait raté sa cible et c'est le second qui l'a abattu.</i></p>	
<p>Déposition de M. Innocent MARANA en date du 03 septembre 2001 Cote D 4083</p> <p><i>M. MARANA confirme sa précédente déposition et confirme la présence d'engins qui lui ont été présentés comme des armes destinées à tirer sur des avions.</i></p>	
<p>Procès verbal de synthèse en date du 1^{er} octobre 2001 Cote D 4116</p> <p><i>Synthèse des renseignements recueillis à propos des deux missiles.</i></p>	
<p>Déposition du caporal Pascal VOITURON en date du 30 mai 1994 Cote D 4967</p> <p><i>Le militaire belge confirme le tir de deux missiles dont le premier a raté sa cible.</i></p>	<p><i>Origine des tirs non précisée.</i></p>
<p>Procès verbal de renseignements en date du 16 janvier 2002 Cote D 5172</p> <p><i>Renseignements fournis par M. Bruno DECOIN, ancien capitaine de l'Armée de l'Air, détaché au Rwanda :</i></p> <ul style="list-style-type: none"> - <i>le point d'impact du missile sur l'avion se situe à environ 1 500 / 2 000 m du seuil de piste,</i> - <i>l'altitude de l'appareil se situait entre 150 et 300 mètres.</i> 	

<p>Rapport d'expertise de M. Philippe PLANTIN DE HUGUES, expert au BEA, en date du 10 avril 2002 Cote D 6036</p> <p><i>Analyse des bandes magnétiques de la tour de contrôle.</i></p>	
<p>Rapport d'expertise de M. Bernard GUILLERAND, expert Cote D 6367</p> <p><i>Analyse des bandes magnétiques et transcription des conversations.</i> <i>La page 119 (repère 04.06.18.05) mentionne un vol à 130 nautiques.</i> <i>La page suivante (repère 04.06.18.27) fait état d'une rupture de contact et de tirs anti-aériens.</i> <i>Page 121, confirmation de la destruction de l'appareil.</i></p>	
<p>Audition de M. Abdoul RUZIBIZA en date du 4 juillet 2003 Cote D 6617</p> <p><i>Le témoin est un ancien officier du FPR et il disait faire partie d'un groupe chargé de l'élimination de certaines personnalités et autres basses besognes.</i> <i>Après une première tentative avortée le 5 avril 1994, l'équipe dont il faisait partie s'est repositionnée le jour suivant.</i> <i>Il n'a pas vu les missiles utilisés, mais il s'agirait de SAM 16 provenant d'Ouganda.</i> <i>Les tireurs avaient été formés en Ouganda.</i> <i>Le jour de l'attentat, son rôle était de protéger les tireurs.</i> <i>Le premier tir effectué par Eric HAKIZIMANA a raté sa cible, mais il a déséquilibré l'appareil.</i> <i>Le second missile a été tiré par Franck NZIZA, 4 ou 5 secondes plus tard et l'avion a été détruit.</i></p>	<p><i>Les sites éventuels de tir de KANOMBE, MASAKA et NDERA sont cités.</i></p>
<p>Audition de M. Abdoul RUZIBIZA en date du 3 juillet 2003 Cote D 6674</p> <p><i>Cet ancien capitaine du FPR, réfugié politique en Ouganda il faisait partie d'un commando d'élimination appelé "Net Work".</i> <i>Il indique quels ont été sa formation, sa carrière militaire, ses missions.</i> <i>Il connaissait le projet d'attentat contre le président rwandais et donne les détails de sa préparation.</i> <i>Il précise qu'aucun européen n'était impliqué dans la formation des militaires de son unité.</i> <i>Il savait que cet attentat était le prélude à une reprise des hostilités et déclare que quatre caches d'armes avaient été dissimulées, la plus importante renfermant <u>120 tonnes d'armement.</u></i></p>	<p><i>Les tirs auraient eu lieu à partir de MASAKA.</i></p>

<p>Audition de M. Emmanuel RIZIGANA en date du 29 mars 2004 Cote D 6748</p> <p><i>M. RUZIGANA était militaire, membre du commando "Net Work". Il était au courant du projet d'attentat et le jour des faits, il faisait partie d'une équipe de couverture. Il confirme que les tireurs étaient bien le sous-lieutenant Franck NZIZA et le caporal Eric HAKIZIMANA. Il indique très clairement que le lieu du tir était le lieu dit La Ferme à MASAKA et que les missiles ont été abandonnés sur place.</i></p>	
<p>Audition de M. Aloys RUYENZI en date du 25 mai 2004 Cote D 6749</p> <p><i>Ancien militaire, membre du FPR, M. RUYENZI a été témoin de l'expédition des deux missiles à KIGALI. Il a aussi été témoin de la réunion préparatoire à l'attentat.</i></p>	
<p>Audition de M. Aloys RUYENZI en date du 26 mai 2004 Cote D 6801</p> <p><i>M. RUYENZI de nationalité rwandaise a d'abord servi dans l'Armée ougandaise avant de rejoindre le FPR, puis le commando "Net Work". Cette unité comprenait une trentaine de personnes et était elle-même cloisonnée en trois groupes. Le FPR possédait un peu plus d'une dizaine de missiles. Ceux utilisés pour l'attentat ont été livrés le 22 mars 1994 par le sous-lieutenant Hussene MUSEKERA aux quatre militaires chargés de leur acheminement à KIGALI. Les missiles avaient été dissimulés sous un chargement de bois, dans un camion escorté par le "Minuar" (O.N.U.). L'entraînement des servants de ces missiles s'est effectué en Ouganda.</i></p>	<p><i>Le témoin n'a pas assisté à l'attentat.</i></p>
<p>Audition de M. Thierry KOSINSKI en date du 10 septembre 2007 Cote D 6895</p> <p><i>Le témoin est un ancien militaire du NEDEX, actuellement fonctionnaire au laboratoire Central de la Préfecture de Police à PARIS. Il fournit des renseignements techniques sur le missile SAM 16 :</i></p> <ul style="list-style-type: none"> - <i>missile très rapide pouvant atteindre Mach 2,</i> - <i>technologie "Fire and forget",</i> - <i>guidage infrarouge,</i> - <i>il s'autodétruit au bout de 17 secondes,</i> - <i>portée 3 500 m,</i> - <i>distance minimum d'emploi 300 m,</i> <p><i>Un dossier technique est joint à l'audition.</i></p>	

<p>Procès verbal de synthèse en date du 15 octobre 2008 Cote D 7007</p> <p><i>Synthèse des divers témoignages concernant la localisation des tirs contre la résidence du président; ainsi que des événements ayant précédé ou suivi l'attentat.</i></p>	<p><i>Les collines de MASAKA et GASOGI sont citées dans un document (rapport BARRIL).</i></p> <p><i>La colline de NDERA est également citée comme lieu possible du tir.</i></p>
<p>Procès-verbal d'interrogatoire de Mme Rose KANYANGE, épouse KABUYE, en date des :</p> <ul style="list-style-type: none"> - 18 mars 2009 (Cote D 7036) - 12 mai 2009 (Cote D 7039) - 13 mai 2009 (Cote D 7040) - 22 septembre (Cote D 7048) - 23 septembre 2009 (Cote D 7049) <p><i>La personne interrogée répond aux questions concernant ses relations avec les parties présence à l'époque et le commando "Net Work". En fait, elle déclare connaître peu de monde et fait peu de commentaires sur la plupart les faits.</i></p>	
<p>Rapport d'enquête établi par un comité indépendant d'experts en République du Rwanda, en date du 20 avril 2009 Cote D 7087</p> <p><i>Etude des causes et circonstances de l'attentat.</i> <i>Il semble établi que les FAR possédaient bien des missiles sol-air SA 7 et/ou SA 16. Notamment des SA 16 cédés par la France qui le saurait récupéré au Koweït.</i> <i>Renseignements sur la trajectoire d'atterrissage, le lieu de chute et l'origine des tirs (page 15 à 19).</i></p>	<p><i>Le rapport conclut que le Falcon 50 du président HABYARIMANA a été abattu à partir du domaine de KANOMBE, par des éléments des FAR qui contrôlaient cette zone</i></p>
<p>Rapport de l'Académie Militaire du Royaume-Uni (Université de Cranfield) en date du 27 février 2009 Cote D 7089</p> <p><i>Le lieu des faits a été considérablement modifié en 15 ans.</i> <i>Certaines parties de l'épave sont manquantes.</i> <i>Visites des lieux entourant l'aéroport.</i> <i>Analyses des déclarations des témoins.</i> <i>Croquis du lieu des faits en 1994 (Cote D 7089/55 et suivantes)</i> <i>Spécifications techniques du SA 16 (Cote D 7089/57 et suivantes)</i> <i>Photos de l'épave en 1994, 2007 et 2009.</i></p>	<p><i>Les conclusions du rapport mentionnent que la composition du métal du cône de charge est différente de celle des débris en termes de composantes secondaires et de traces de métaux, ce qui suggère que les matières du cône de charge analysées ne correspondent pas à la source des débris.</i></p>

<p>Note de synthèse en date du 27 juillet 1994 D 7149/3</p> <p>Le caporal GERLACHE, de garde à la tour de contrôle (ancienne tour), voit l'avion arriver et un point lumineux blanc partir du sol. Un <u>second missile part du même endroit et abat l'avion.</u></p> <p>Selon un autre témoin (soldat MOREAU) le missile venait de la gauche. L'angle de tir était d'environ 70°.</p> <p>Le capitaine DAUBRESSE mentionne que la direction du tir serait Sud-Est vers Sud-Ouest.</p>	<p>Origine : Camp de KANOMBE.</p>
<p>Note de l'Etat-Major de la Force Aérienne Belge en date du 1^{er} août 1994 Cote D 7154</p> <p>Descriptions sommaires des SA 7 « Grail », SA 14 « Gremlin », SA 16 « Gimlet », Red Eye et Stinger.</p> <p>Description des lieux du sinistre.</p> <p>Plan.</p> <p>Croquis des lieux avec légendes en néerlandais.</p>	
<p>Témoignage de M. Jacques GASHOKE en date du 1^{er} janvier 1995 Cote D 7156</p> <p>Le témoin a vu passer un point lumineux rougeâtre qui a frôlé la queue de l'avion. Un deuxième point suivait, très proche et il a percuté l'avion, apparemment dans le flanc. L'avion a immédiatement explosé. La distance entre les points lumineux était d'environ 50 mètres.</p>	<p>Origine : colline de MASAKA</p>
<p>Note du ministère des Affaires Etrangères Belge Carte de la région de l'aéroport Cote D 7266 et D 7267</p> <p>Le document mentionne la localisation :</p> <ul style="list-style-type: none"> - du camp de militaire KANOMBE, - de la « Ferme » - de la résidence présidentielle. 	<p>Détermination des zones probables des tirs.</p>
<p>Note concernant le matériel du FPR en date du 07 juillet 1992 Cote D 7268</p> <p>La note mentionne les matériels suivants :</p> <ul style="list-style-type: none"> - canons de 23 mm, portée 2 000 m, - canons de 30 mm Oerlikon, portée 3 000 m, - missiles SA 16, portée 6 000 m, - missiles SA 7, portée 4 000 m. 	
<p>Transmission d'informations au procureur du Roi en date du 12 novembre 1996 Cote D 7278</p> <p>Vol de deux missiles « Stinger » au SHAPE, matériel éventuellement envoyé à Kinshasa, puis à Kigali.</p>	

<p><i>Témoignages relatifs à la présence de ces deux missiles dans la région.</i></p>	
<p>Témoignage de Mme Joséphine MUKAZITONI, en date du 19 novembre 1998 <i>Cote D 7280</i></p> <p><i>Le 6 avril 1994, vers 20 heures, le témoin a entendu deux détonations et a vu deux fusées qui se suivaient monter vers le ciel.</i> <i>La situation dans le pays étant devenue très tendue, le témoin a trouvé refuge au Congo, puis en Belgique.</i></p>	<p><i>Témoin positionné à côté du stade.</i></p> <p><i>Origine non précisée.</i></p>
<p>Témoignage de M. Tharcisse RENZAGHO, ancien Préfet de KIGALI en date du 20 mai 1997 <i>Cote D 7288</i></p> <p><i>Destruction de l'avion présidentiel le 06 avril 1994, vers 20h30.</i> <i>Combats dans la capitale.</i> <i>Mort de 10 Casques Bleus belges.</i></p>	
<p>Courrier et article de M. Michel RIBARDEY en date du 1^{er} avril 2010 <i>Cote D 7366</i></p> <p><i>Observations relatives au rapport britannique.</i> <i>Mention de certaines interventions politiques et du manque d'indépendance des auteurs du rapport.</i> <i>Les débris de l'avion auraient servi de cible, avec mention de la page 9 où nous n'avons rien retrouvé concernant ce point.</i> <i>Analyse des témoignages et mise en doute de certaines versions.</i> <i>Suspicion sur la compétence des experts en matière de missiles.</i> <i>Contestation du point d'impact, de la trajectoire des missiles et des conclusions du rapport.</i></p>	
<p>Témoignage de M. Daniel DAUBRESSE, médecin militaire, en date du 13 avril 1994 <i>Cote D2569</i></p> <p><i>Il a entendu un bruit ressemblant au départ d'un missile léger et vu monter, en regardant en direction de l'Est, de la droite vers la gauche, un projectile propulsé par une flamme rouge orange.</i> <i>En sortant de la maison il a entendu le moteur de l'avion s'arrêter après une explosion puis une ou deux secondes après le ciel s'est violemment éclairé au Nord-Est de sa position.</i></p>	

Témoignage de M. Massimo PASUCH, médecin lieutenant colonel, en date du 9 mai 1994

Cote D2577

Il a entendu dans un premier temps un bruit de souffle, puis a aperçu un éclairage filant orangé. Le souffle a été suivi de **deux détonations** et il n'a plus entendu les réacteurs de l'avion. En sortant de chez lui il a vu une **boule de feu** s'écraser sur la parcelle du président.

Il dit qu'entre les détonations et le moment où il est sorti de chez lui, le ciel était éclairé en jaune orangé.

3.2 Pièces de la procédure remises après le déplacement au RWANDA

Note : les documents n'ayant aucun rapport direct avec les circonstances du tir et les perceptions visuelles et acoustiques des événements survenus, ont été consultés, mais ne sont pas mentionnés.

• **Soit transmis du 9 novembre 2011**

Audition de Mme VAN DEENEN Denise en date du 12 octobre 2011

Cote D7988/3-4-5-6-7-8

Le témoin (médecin militaire) se trouvait au moment des faits dans la maison du docteur PASUCH. Une grande fenêtre donnait sur le jardin, côté piste.

Mme VAN DEENEN a entendu une détonation similaire à celle d'un tir de FNC (*).

Puis elle se souvient qu'il y a eu des tirs avec quelque chose de visible, d'éclairant dans le ciel de la nuit, elle pense deux ou trois.

Les bruits lui semblaient proches, de l'ordre d'une dizaine de secondes. Après ces bruits, dans la foulée il y a eu un bruit plus puissant dont la lueur était plus puissante, comme une explosion avec un illuminement et en a conclu que c'était le résultat de ce qu'elle venait de voir et d'entendre auparavant.

Assise à la table par rapport à la fenêtre qui donnait sur le jardin, les tirs venaient de gauche et se dirigeaient vers la droite. Elle indique les axes de directions supposées des tirs ainsi que des lueurs sur un plan joint à son audition.

Audition de M. LEIDLING Philippe en date du 11 octobre 2011 (daté par erreur du 11 novembre 2011)

Cote D2717

Le témoin (militaire) se trouvait près de la tour de contrôle de l'aéroport au lieu dit "Top Gun".

Il a entendu une détonation similaire à celle de l'explosion d'une grenade. Ses souvenirs sont imprécis.

<p>Audition de M. COLIGE Jean-François en date du 11 octobre 2011 (daté par erreur du 11 novembre 2011) <i>Cote D2688</i></p> <p>Le témoin (militaire) se trouvait dans la villa qu'il occupait à proximité de l'hôtel Méridien à environ 2 km au Nord-Ouest de l'aéroport.</p> <p>Il a entendu une forte détonation, sans pouvoir la localiser.</p> <p>Le bruit était similaire à l'explosion d'une grenade, il fait une comparaison avec le bruit de départ d'une roquette tirée dans un LAW (**) (Light Antitank Weapon).</p> <p>Ses souvenirs sont imprécis.</p>	
<p>Audition de Mme DELNEUVILLE Brigitte, épouse PASUCH, en date du 20 novembre 2011 <i>Cote D7987</i></p> <p>La personne entendue a accompagné son mari (militaire belge) au Rwanda de 1990 à 1994.</p> <p>Ils logeaient dans une maison située dans le camp militaire, qu'elle décrit et dont elle dresse un croquis.</p> <p>Cette maison se trouvait en bout des pistes de l'aéroport.</p> <p>Au moment des faits, les fenêtres de la maison étaient fermées, elle a entendu deux déflagrations puis elle a senti une odeur d'essence ou de kérosène et vu une lueur.</p> <p>Le bruit semblait provenir de la vallée, du fond du jardin vers l'entrée de la maison, il s'agit de la même direction d'où atterrissaient les avions quand ils passaient au-dessus de leur maison. Elle ne sait pas préciser la chronologie des événements mais se souvient que c'était très proche. Elle ne sait pas affirmer si après ces bruits et éclairage elle a entendu des bruits d'explosion car c'est trop confus. Elle se demande si elle n'a pas entendu tirer également.</p>	<p><i>Sont joints au document : 2 croquis cotés D7987/8/9</i></p>
<p>Audition de M. Massimo PASUCH, en date du 21 octobre 2011 <i>Cote D7983-2/3/4/5/6/7/8/9/10/11/12/13</i></p> <p>Le témoin se souvient d'un premier coup suivi rapidement d'un deuxième coup et d'un espèce de bruit de souffle sans pouvoir préciser si c'était le bruit du missile qui monte vers l'avion ou celui du missile au moment où il touche l'avion. Il ne sait pas dire s'il y a eu trois coups. Il a vu une et non deux traînées partant dans une direction solaire, verticale inclinée vers la gauche avec certitude. De l'endroit où il se trouvait, il a été frappé par rapport aux arbres, de l'endroit d'où cette traînée était partie. En sortant par la baie vitrée de sa maison, il a vu des traces de filantes qui partaient presque à la verticale, en oblique vers la gauche vue de son living. Elles étaient presque en face de lui.</p> <p>Quand il parle de missile, il veut dire un type roquette ou missile, ce n'était pas une rafale anti-aérienne. C'était un coup comme un souffle avec une traînée comme ce qui peut suivre un missile ou une roquette.</p>	<p><i>Sont joints 6 croquis cotés : D7983/8/9/10/11/12/1</i></p>

<p>Par contre il ne se souvient plus de la couleur de la traînée de feu, sinon que c'était comme un feu d'artifice.</p> <p>M. PASUCH est certain d'avoir entendu en premier deux coups et c'est ensuite qu'il a vu une traînée ou un restant de traînée, une ou deux il ne saurait le préciser, mais à tendance à dire deux sans le jurer.</p> <p>Après ces souffles de détonations il a aperçu, du côté de la résidence du président, une boule de feu qui tombait du ciel vers cette direction, le ciel étant parsemé d'une pluie de flammèches et a senti une très mauvaise odeur d'essence. Il précise avoir eu parfaitement en tête la chronologie de cette séquence lors de son témoignage en 1994, ce qui n'est plus le cas actuellement.</p> <p>M. PASUCH ne peut localiser la direction du bruit du souffle, mais selon lui il provenait du fond du jardin, vallée NYABARONGO, direction MASAKA. C'est ce qu'il indique sur son croquis en hachuré comme étant la zone probable.</p> <p>Il pense avoir entendu le bruit de souffle avant d'apercevoir l'éclairage filant orangé, mais sans pouvoir le préciser à ce jour et se demande si le ou les coups qu'il a entendus par la suite étaient les bruits de l'impact sur l'avion. Il dit quand même que le bruit de souffle et l'éclairage filant provenaient de la même direction, celle indiquée sur son croquis.</p>	
<p>Audition de M. Ghislain DAUBRESSE, en date du 26 octobre 2011 <i>Cote D7968-2/3/4/5/6/7/8/9/10</i></p> <p>Le témoin se trouvait chez le Docteur PASUCH, résidence située à l'extrémité de la bas de KANOMBE, dans le prolongement des pistes. Il avait la piste dans le dos et la colline de MASAKA face à lui.</p> <p>Il était en train de dîner dans une pièce avec grande baie vitrée du sol au plafond qui donnait sur cette colline. Il faisait beau et clair, sans vent particulier.</p> <p>Il ne se souvient plus s'il a entendu un bruit mais quelque chose a attiré son attention et de son siège a vu d'abord une puis une deuxième traînée lumineuse qui montait dans le ciel un peu à l'image d'une belle traçante mais en plus gros. Il a pensé à un tir accidentel de RPG7 mais au vu de la deuxième traînée a pensé que ce n'était pas accidentel. Le ciel s'est éclairé et a pensé à l'avion de ses collègues Belges qu'il attendait qui avait été abattu.</p> <p>Quelques secondes, trois à quatre, se sont écoulées entre les deux traînées qu'il estime avoir vues à une distance de l'ordre du kilomètre, mais sans toutefois être précis. Il en indique par contre formellement la direction en dessinant sur un plan un faisceau représentant son angle de vision ce soir là. Les traînées allaient de droite à gauche avec un angle d'ascension de 60 degrés environ, sachant que le deuxième tir lui semblait plus vertical que le premier. Elles venaient de la direction de la colline de MASAKA, soit de la colline elle-même, soit de devant par rapport à son champ de vision.</p>	<p>Sont joints 5 photographies cotées D7968-5/6/7/8/9/ et 1 croquis D7968/10</p>

(*) **La FNC** est un fusil d'assaut belge de 5,56 mm. La détonation au départ du coup est similaire à celle d'une arme de même type (FAMAS, M 16, etc).

(**) **Le LAW** ou M 72 (orthographié LOW dans le P.V.) est un lance roquette anti-char américain à usage unique. Son usage et sa portée réduite, le rendent incompatible avec les circonstances des événements.

• **Courrier électronique du 7 décembre 2011**

**Audition du général Grégoire de SAINT QUENTIN,
en date du 7 décembre 2011**

Cote D7998 (10 pages)

Ce témoin indique qu'au moment des faits il se trouvait dans sa résidence entre 100 et 200 mètres des trois maisons des médecins belges alignées, sur une parcelle appelée aussi quartier des officiers. Sa maison se situait plus à l'intérieur du camp de KANOMBE que les maisons des coopérants belges.

Sur une photographie (cote D7999) et un plan de cette zone (D8000), il a repéré les maisons des médecins belges et la sienne.

Il confirme avoir entendu « *les deux départs de coups assez rapprochés* », sans qu'il puisse dire s'il s'agit « *d'une arme anti-aérienne ou une arme de tir à terre* ». Après ces départs de coups, il a entendu une explosion plus importante et s'est rendu à la fenêtre. Sur les deux premières détonations, à la question posée par les magistrats instructeurs, il a répondu : « *je me réfère à mon « catalogue », dans la mesure où j'ai entendu pas mal de départs de coups dans ma vie. Je dirais entre 500 et 1000 mètres. C'était suffisamment proche pour que je crois qu'on attaquait le camp.* »

Sur la première explosion il déclare : « *avec les flammes, j'aurais dit 500 mètres. Je ne peux dire l'endroit d'où provient cette plus forte explosion* ».

Il indique qu'il a pu y avoir « *2 ou 3 secondes entre les deux premières détonations et 5 à 10 s entre la deuxième détonation et l'explosion* ».

*Est joint 1 croquis coté
D8000 et une
photographie cotée D7999*

4. DESCRIPTION DU TRIRÉACTEUR FALCON 50

Dassault-Aviation a lancé en 1974 l'étude du Falcon 50 pour répondre à la demande américaine d'un avion à long rayon d'action. L'avion effectue son premier vol le 7 novembre 1976. Il est équipé en 1977 d'une aile à profil « supercritique », présentant des performances aérodynamiques améliorées ; le Falcon 50 se place alors en pointe de l'état de l'art de l'époque.

Le Falcon 50 est équipé de trois réacteurs Allied Signal TFE 731 (ex-Garrett) de 3 700 livres de poussée, placés à l'arrière du fuselage, soit deux latéraux et un central. Par convention, les moteurs sont numérotés de droite à gauche vus de la place pilote, soit 3-2-1, c'est la dénomination que nous utiliserons au cours du présent rapport.

Un groupe auxiliaire de puissance (APU – Auxiliary Power Unit) est installé dans le cône de queue ; il s'agit d'un turboréacteur de faible puissance destiné à assurer le démarrage des moteurs, la génération électrique et le conditionnement d'air avant la mise en route des moteurs.

La cabine est habituellement équipée de huit sièges, mais elle peut accommoder jusqu'à 19 sièges. On a la certitude que l'aménagement du 9XR-NN était supérieur à huit sièges, puisque douze occupants y avaient pris place le jour des faits.

Le Falcon 50 est conçu et certifié pour être piloté par un équipage composé de deux pilotes ; néanmoins l'équipage de l'avion présidentiel comportait un « troisième homme » : le mécanicien de bord. Tous trois ont péri dans l'accident.

Caractéristiques et performances du Falcon 50

DIMENSIONS EXTERNES

Envergure	18,86 m
Longueur	18,52 m
Hauteur	6,98 m

DIMENSIONS INTERNES

Hauteur Cabine	1,8 m
Largeur Cabine	1,86 m
Volume soute à bagages	2,55 m ³

MASSES

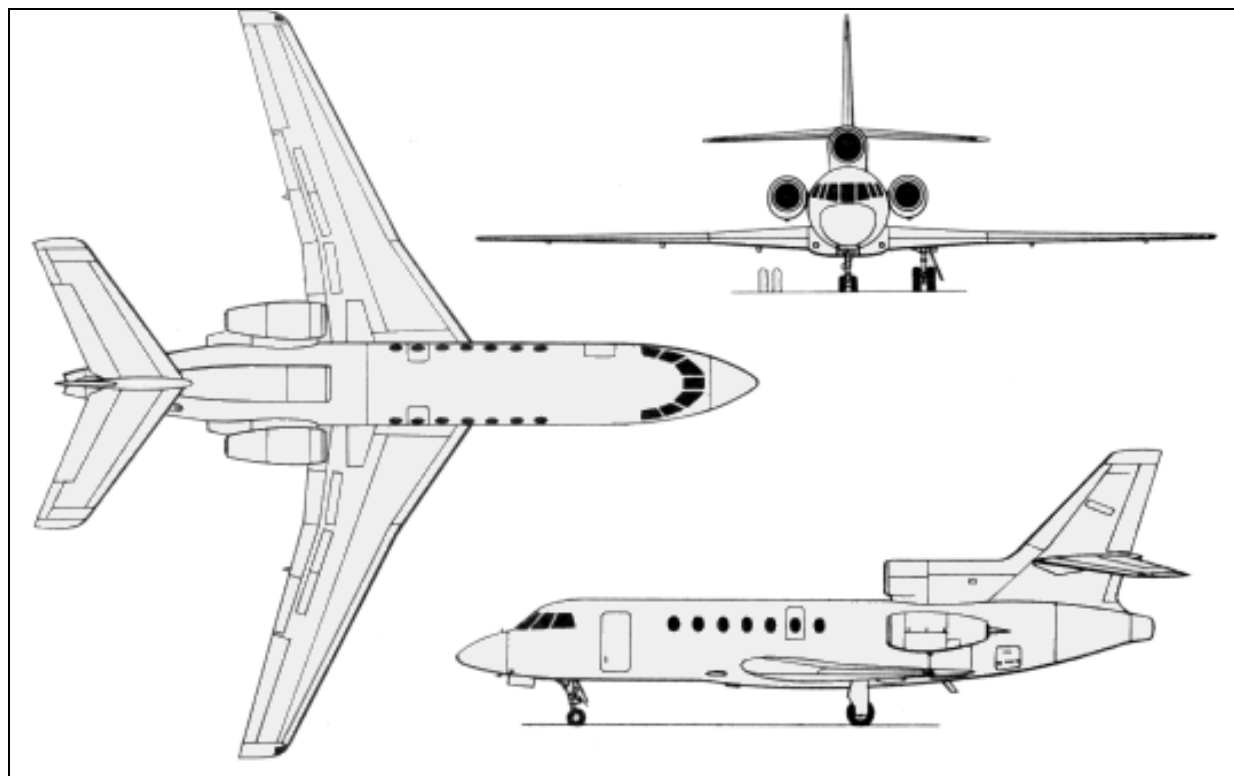
A vide	9163 kg
Masse maximale au décollage	17 600 kg
Capacité carburant	8 763 l (7 040 kg)

PERFORMANCES

Vitesse maximale	Vitesse de croisière maximum à 31 000 ft (9450 m) : 870 km/h
Rayon d'action ou distance franchissable	5 830 km

MOTEURS

3 réacteurs Allied Signal (Garrett) TFE 731-3 3 X 1
680 kgp



Plan 3 vues du Falcon 50

Certifié le 27 février 1979, le Falcon 50 a connu une longue carrière, prolongée par une nouvelle version capable de voler plus haut, plus vite et plus loin : le Falcon 50 EX (« Extended Range »).

En France, l'Escadron de Transport, d'Entraînement et de Calibration (ETEC) basé à Villacoublay utilisait en 2010 quatre Falcon 50, principalement pour le transport d'autorités gouvernementales ; ces appareils effectuent également des missions d'évacuations sanitaires et humanitaires.



Le 9XR-NN

5. CHRONOLOGIE DES OPÉRATIONS MENÉES AU RWANDA

Lors de notre déplacement au Rwanda, les opérations que nous avons menées sont résumées ci-après :

Dimanche 12 septembre 2010

Matin : Réunion à la Cour Suprême en présence des autorités rwandaises, des magistrats, experts et policiers français (DNAT, Identité judiciaire), des représentants des parties et des experts britanniques.

Après-midi : Reconnaissance générale des lieux où se dérouleront les opérations.

Soirée : Synthèse du travail de la journée.

Lundi 13 septembre 2010

Matin : Briefing avec les magistrats.
Visite de l'ancienne tour de contrôle à l'aéroport (zone militaire).

Déplacement à l'ancienne résidence présidentielle.

Examen de l'épave de l'appareil.

Après-midi : Déplacement sur les lieux des différents check-points existant dans les zones supposées des tirs au moment des faits :

- Route de Masaka.
- Carrefour route de N'Dera.
- Usine Gutanite.
- Ferme Cebol à Masaka.

Retour à l'ancienne tour de contrôle pour assister à un atterrissage.
Réunion avec les magistrats pour fixer le programme de la semaine.

Soirée : Synthèse du travail de la journée.

Mardi 14 septembre 2010

Matin : Etude de l'axe d'arrivée et de l'altitude de l'avion sur les cartes.
Visite des sites du camp militaire de Kanombe (anciennes résidences des coopérants, hôpital militaire).
Déplacement à l'ancienne résidence présidentielle pour assister à des phases d'approches pour l'atterrissage.

Après-midi : Audition de témoins en plusieurs lieux :

- Hôpital militaire.
- Observation d'un atterrissage de nuit.

Soirée : 22H00. Déplacement à l'ancienne résidence présidentielle (près de la porcherie) pour assister à une phase d'approche.
Synthèse du travail de la journée.

Mercredi 15 septembre 2010

Matin : Travail sur le dossier.
Visite des sites de N'Dera, Roussororo, maison communale de Nyarugunga.

Après-midi : Travail sur le dossier.
Visite du site de Rutongo à 20 km environ au Nord-Est Kigali, altitude 1 873 m.
Retour à la maison communale de Nyarugunga, phase d'approche de nuit.

Soirée : Synthèse du travail de la journée.

Jeudi 16 septembre 2010

Matin : Nouvel examen de l'épave.
Prises de mesures, photos, retournement de la dérive à l'aide d'un engin de levage.

Après-midi : Usine Gutanite.
Masaka (village, ferme Cebol), phase d'approche de jour
Kikukiro (papyrus).
Retour à Masaka, ferme Cebol, phase d'approche de nuit.

Soirée : Kanombe, cimetière militaire (phase d'approche de nuit).

Vendredi 17 septembre 2010

Matin : Synthèse du travail de la veille.
Réunion informelle entre experts avec participation des deux experts anglais et des avocats.
Réunion au Ministère de la Justice avec le Ministre rwandais de la Justice, le vice-président de la Cour Suprême, le procureur général, de l'Ambassadeur de France, les magistrats français, les avocats, les experts et en présence de la presse nationale et internationale. Les autorités rwandaises remettent officiellement aux magistrats français un certain nombre de documents.

Après-midi : Aéroport.
Audition d'un témoin contrôleur aérien :
Camp de Kanombe.
Audition d'un témoin
Colline de Masaka.
Cette colline se trouve à l'est/sud-est de la ferme Cebol. On y accède par plusieurs chemins. À son sommet (altitude 1 550 m env), on trouve une chapelle et quelques constructions.
Il y a là une excellente visibilité. C'est l'endroit idéal pour un guetteur.
Sur le chemin du retour, nous nous arrêtons au lieu dit Remera 3, d'où un témoin aurait entendu quelque chose.

6. Détail des investigations conduites au RWANDA

6.1 Relevé topographique

6.1.1 Méthodologie pour le relevé topographique

6.1.1.1 *Préambule*

La zone d'étude est immense ; elle représente une longueur de 20 km environ sur une largeur de 10 km.

Ainsi et afin d'avoir une bonne définition de la scène, il a été proposé d'effectuer des relevés topographiques sur les zones sensibles et de les relier entre eux dans le même système de coordonnées afin d'avoir une vue d'ensemble.

6.1.1.2 *Les appareils utilisés*

LE TACHEOMETRE ELECTRONIQUE



La représentation en plan d'une zone à lever nécessite une prise de mesures sur le terrain.

Nous disposons de plusieurs type d'appareils topographiques et avons pour cette mission retenu le tachéomètre électronique type TCRP 1202 qui se situe dans la gamme la plus précise et la plus fiable chez le constructeur leader du marché LEICA GEOSYSTEMS.

LA PRECISION

Les caractéristiques techniques sont les suivantes :

- ***Précision angulaire 0,3mgon***
- ***Compensateur : 0,2mgon***
- ***Distance : 1mm + 1,5ppm***

Les distances les plus longues mesurées sur le site avoisinaient les 300m, soit des précisions intrinsèques :

- ***Précision en longueur de 4.5mm***
- ***Précision angulaire de 2,5mm***
- ***Précision de calage etc. 3mm***

Soit une précision planimétrique brute par point relevé de **7,1 mm**.

PRINCIPE DE RELEVÉ

Le tachéomètre électronique relevé et stocke sur une carte mémoire les informations suivantes :

- numéro du point relevé,
- la distance oblique entre l'axe des tourillons de l'appareil et le prisme situé à la verticale du point à relever,
- l'angle horizontal,
- l'angle vertical,
- une codification personnalisée permettant d'identifier le point relevé.

Le principe du relevé tachéométrique est le suivant :

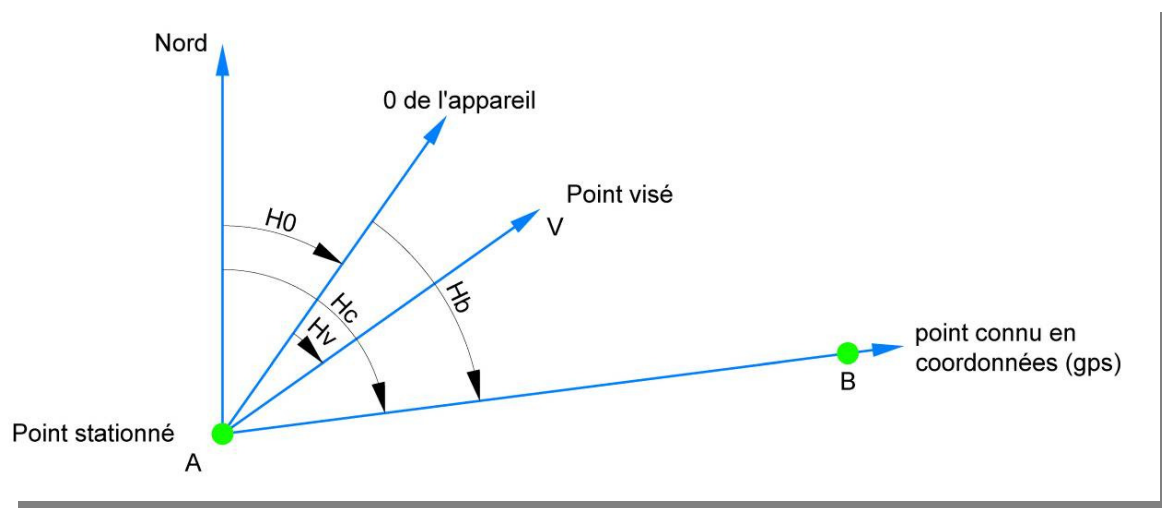
Un opérateur vise le prisme depuis l'appareil qui est tenu par une personne située sur le point à déterminer (B).

L'appareil mesure la distance oblique entre l'axe de l'appareil (A) et le prisme (B), l'angle horizontal et l'angle vertical.

La hauteur du prisme par rapport au sol est mesurée ainsi que la hauteur d'appareil et toutes ces informations sont automatiquement stockées dans la mémoire de l'appareil.

Calcul des coordonnées planimétriques

Schéma de principe



A partir d'un point « A » qui sera stationné (connu dans un système de coordonnées), il sera visé un point « B » le plus éloigné possible qui servira de référence pour l'ensemble du lever.

Les points « A » et « B » étant déterminés en coordonnées, il est facile de calculer le gisement de B par rapport à A, c'est à dire l'angle que forme la direction AB par rapport au Nord depuis A, soit sur le schéma H_c .

$$H_c = \arctan ((X_b - X_a) / (Y_b - Y_a))$$

La station sera dite orientée et il sera possible lorsque le chef de brigade se positionne avec le prisme sur le point « V » de mesurer depuis la station « A » l'angle horizontal, l'angle vertical et la distance oblique jusqu'au point « V » à déterminer.

Le calcul en coordonnées rectangulaires sera effectué comme suit :

$$X_v = X_a + D_h \times \sin (H_0 + H_v)$$

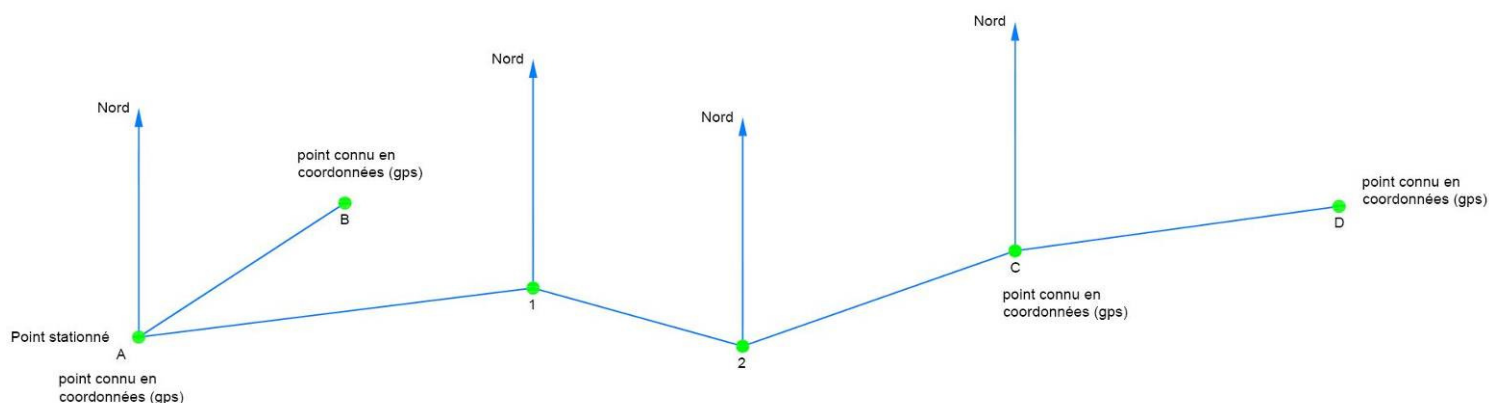
$$Y_v = Y_a + D_h \times \cos (H_0 + H_v)$$

D_h correspond à la distance horizontale entre le point A et le point V.

Lorsque certains points à relever ne sont pas visibles depuis une station, il est nécessaire de se déplacer et de créer une autre station sur laquelle viendra se positionner l'appareil pour viser ce point.

Ainsi le lever s'étoffera au fur et à mesure de la création des stations qui seront reliées entre elles suivant un cheminement topographique.

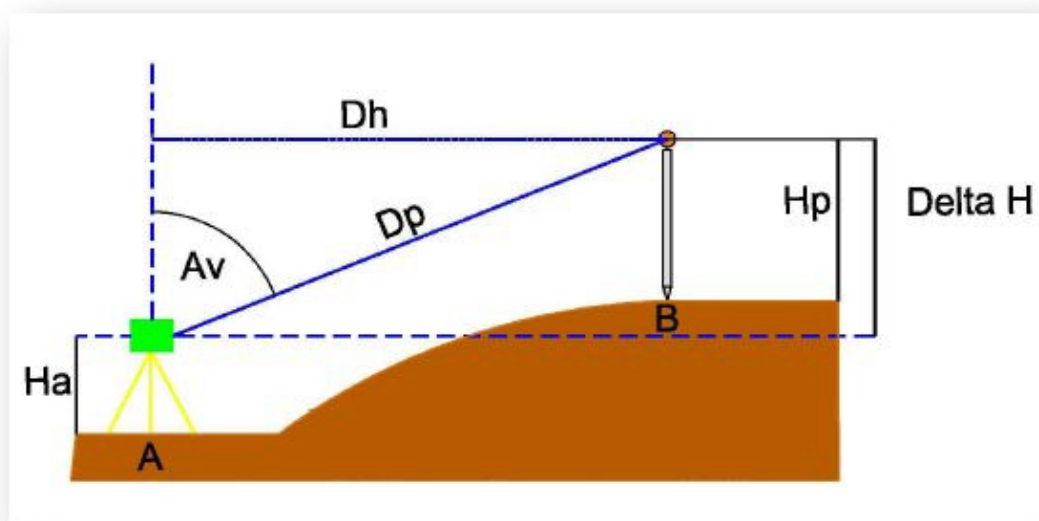
Schéma d'un cheminement



Le calcul du cheminement planimétrique amène à constater toujours un écart à l'arrivée entre le point calculé et le point déjà connu en coordonnées.

Si l'écart est dans les tolérances, une compensation est appliquée proportionnellement à toutes les stations afin de rendre le relevé le plus homogène possible.

Calcul de l'altitude d'un point

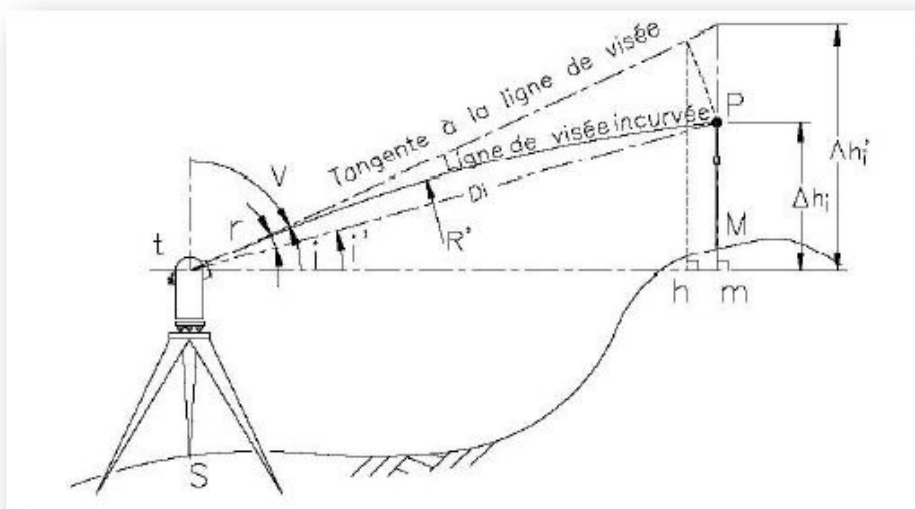


Visée directe (on stationne un point connu et on vise un point inconnu pour déterminer son altitude).

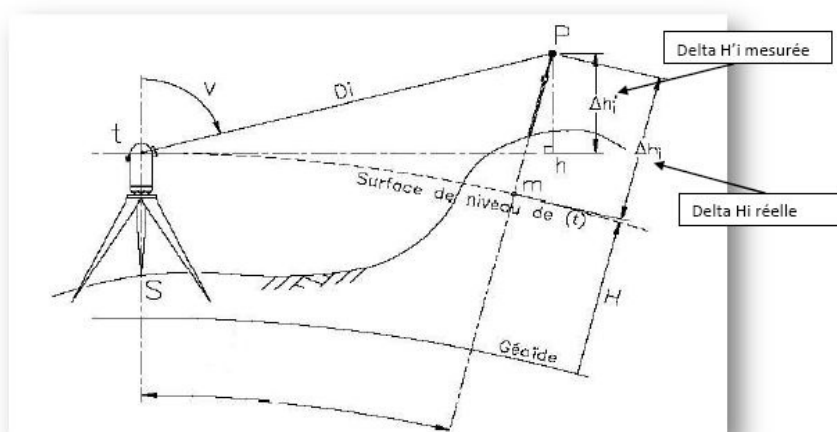
- Visée ascendante $\text{Alt B} = \text{Alt A} + H_a - H_p + (\Delta H)$

Pour des visées de distances plus longues il faut tenir compte de deux erreurs systématiques dont l'influence ne peut être négligée : l'erreur due à la sphéricité terrestre et l'erreur due à la réfraction atmosphérique. Chacune de ces deux erreurs peut être corrigée séparément. Leur correction globale est appelée correction de niveau apparent. Cette correction est appliquée à la dénivelée, elle est toujours positive quand on stationne le point connu en altitude et négative quand la station n'est pas connue en altitude.

La réfraction : Le trajet optique du rayon lumineux issu du théodolite n'est pas linéaire. Il est incurvé vers la terre par le phénomène de réfraction atmosphérique : on peut assimiler l'atmosphère à une succession de couches de densité différentes décroissantes du sol vers la haute atmosphère, le rayon lumineux subit alors une déviation vers le sol en chaque point de sa trajectoire.



La sphéricité : Les surfaces de niveau terrestres ne sont pas planes. Localement, elles peuvent être assimilées à des sphères. Cette "sphéricité" de la terre induit des erreurs lors d'une visée de nivellement indirect.



Cette correction est négligeable à courte distance mais doit être appliquée dès que la distance mesure plusieurs centaines de mètres.

A titre d'exemple, une visée de 300 m entraîne une correction de niveau apparent de 6 millimètres.

La codification

En plus de ces données géométriques, l'opérateur indique suivant une codification interne au cabinet la nature des points relevés (angle de bâtiment, trottoir, mur, arbre,...)

Ainsi après traitement informatique, lorsque le logiciel reconnaît le code symbole désignant l'objet, il le dessine automatiquement (exemple lorsque le point calculé est suivi du code 189 , le logiciel représentera un arbre)

CODIFICATION CABINET SOMPAYRAC au 01/10/2009					CODIFICATION CABINET SOMPAYRAC au 01/10/2009				
LIAISON					LIAISON				
TRAIT PLEIN	PLEIN AVEC LARGEUR	POINTILLE	TIRETE	SPECIFIQUES AVEC LARGEUR	SPECIFIQUES SIMPLES	SPECIFIQUES AVEC LARGEUR	Donner larg TOTALE		
1 BATI	11 MURS	21 DEBORD TOIT	31 CHEMIN	41 CHEMIN	51 CLOTURE	61 BORDURETTE	71 CANIVEAU		
2 TROTTOIR	12 PLAQUE	22 SOUBASSEMENT	32 MARQUE PEINTURE	42 CANIVEAU	52 HAIE	62 PEINTURE	72 HAIE		
3 BORDURETTE	13 GRILLE AVALOIR	23 AXE FOSSÉ	33 LIGNE ELEC	43 TALUS	53 BALCON	63 PLAQUE PTT	73 BUSAGE		
4 SOCLE	14 GRILLE AERATION	24 TALUS BAS	34	44 MUR BAHUT	54 RIDEAU FER	64 PLAQUE ELEC	74		
5 GLISSIERE	15 ARMOIRE	25 LIMITE HERBE	35	45 PANNEAU PUB	55	65 PLAQUE EU	75		
6 ESCALIERS	16 SOCLE	26 LIM GOUDRON	36	46 VOIE FERREE	56	66 PLAQUE EP	76		
7 TALUS HAUT	17 BASSIN	27 LIM BUISSON	37	47	57	67	77		
8 PIED_MUR	18 CADRNE TEL	28 LIMITE BOIS	38 POUTRE	48 POUTRE	58	68	78		
9	19 BATI LARGEUR	29 LIMITE BETON	39	49 PILIER	59	69	79		
10 DIVERS 1	20 DIVERS 2	30 DIVERS 3	40 DIVERS 4	50 DIVERS 5	60	70	80		
SYMBLES A TOURNER SUR AUTOCAD + TCPOINT					SYMBLES				
SYMBLES ORIENTES					SYMBLES UN POINT				
100 PASSE PARTOUT	269 STATION	320 Porte sans indication	371 LAMPADAIRE PUISSANT	500 CORBEILLE A PAPIERS					
101 PASSE PARTOUT	270 REPERE TRIANGULATION	levée à droite	372 LAMPADAIRE SIMPLE	levée sur poteau					
102 PASSE PARTOUT	271 BORNE	321 porte ouv. gche	373 LAMPADAIRE DOUBLE	501 BANC levé à drte 2 pts					
103 PASSE PARTOUT	272 BORNE + NOM OGE	levée à droite	376 POTEAU PTT	502 DRAPEAU sur mat 1 pt					
104 PASSE PARTOUT	273 PIQUET + NOM PIQUET		377 POTEAU PTT+EDF	510 Fleche FACE					
105 PASSE PARTOUT	276 COGNASSIER + NOM		378 POTEAU PTT+EDF+ECLAIRAGE	511 Fleche FACE + DROITE					
112 PLAQUE CARREE levée à droite 2 PTS	277 marque peinture	322 porte ouv. droite	380 POTEAU EDF	512 Fleche FACE + GAUCHE					
113 GRILLE AVALOIR CARREE levée à drte 2 pts	278 rondin fer	levée à droite	381 POTEAU EDF + ECLAIRAGE	513 Fleche DROITE					
114 PLAQUE CARREE 2 pts PLUVIAL	279 Borne existante		382 POTEAU EDF + TRANSFO	514 Fleche GAUCHE					
115 PLAQUE CARREE 2 pts ASSAINISST		323 porte double	383 POTEAU EDF MT	515 Fleche FACE + GAUCHE + DROITE					
116 SOCLE CARRE 2 pts	281 ROND O 0.10	levée à droite	420 FEU LUMINEUX	516 Fleche COURBE DROITE					
117 SOCLE CARRE 2pts TROTTOIR	282 ROND O 0.20		425 LAMPADAIRE BOULE	517 Fleche COURBE GAUCHE					
118 CABINE TELEPHONIQUE CARREE	283 ROND O 0.30	330 passage bateau	426 BORNE LUMINEUSE	518 Boite à lettres					
119 DOS D'ANE CARRE 2pts	284 ROND O 0.40	levé à drte	428 LAMPADAIRE 2 BOULES	521 Panneau Signalisation LOSANGE					
120 PLAQUE CARREE avec cercle 2 PTS	285 ROND O 0.50		429 LAMPADAIRE 3 BOULES	522 Panneau Signalisation ROND					
	286 ROND O 0.60	340 Escalier colimaçon	469 Borne triangulaire jaune	523 Panneau Signalisation STOP					
	287 ROND O 0.70	montant à DROITE levé	470 PUI S	524 Panneau Signalisation TRIANGLE POINTE HAUT					
132 Symbole "Place Handicapés"	288 ROND O 0.80	axe + bord 1ère marche	471 AVALOIR	525 Panneau Signalisation TRIANGLE TETE BAS					
133 Symbole "Vélo"	289 ROND O 0.90	Escalier colimaçon	472 BOUCHE ARROSAGE	526 Panneau Signalisation CARRE					
149 PILIER CARRE levé à droite 2 pts	290 ROND O 1.00	montant à GAUCHE levé	473 BOUCHE INCENDIE	527 Panneau Signalisation DIRECTION 1 POTEAU					
185 FEUILLE Faible envergure	291 ROND O 1.10	axe + bord 1ère marche	474 AVALOIR GRILLE	528 Panneau Signalisation DIRECTION 2 POTEAUX levé 2 pts					
186 CONFIERE Faible envergure	292 ROND O 1.20		475 AVALOIR INSA	529 Panneau AGGLO 2 POTEAUX levé 2 pts					
187 PALMIER	293 ROND O 1.30	350 Garde Corps	476 AVALOIR CARRE	530 Abribus largeur 1m60					
188 ARBUSTE	294 ROND O 1.40	levé à drte	480 REGARD ROND	800 SPHERE SCANNER					
189 ARBRE feuillu O 20cm	295 ROND O 1.50		482 BOUCHE A CLE EAU	801 SPHERE SCANNER A OREILLES levé 2pts					
190 ARBRE feuillu O 20-50cm	296 ROND O 1.60	360 (Dos d'ane (2pts)	483 BOUCHE A CLE GAZ	802 SHERE CABLES					
191 ARBRE feuillu O > 50 cm	297 ROND O 1.70		486 REGARD EU	900 SYMBOLE PERSO 1 pt					
192 CONFIERE O < 60cm	298 ROND O 1.80	361 Bornes Vélitb (2pts)	487 REGARD EP	901 SYMBOLE PERSO CIRCULAIRE EXTENSIBLE 2 pts					
193 CONFIERE O > 60cm	299 ROND O 1.90		488 DESCENTE EP O 100	902 SYMBOLE PERSO CARRE EXTENSIBLE 2 pts					
194 ARBRE feuillu + 2ème point	300 ROND 2 pts	362 Bornes Palemont Vélitb	489 DESCENTE EP O 200						
195 CONFIERE + 2ème point			499 PLAQUE DOUBLE PTT L = 2l (2pts)						
196 ARBUSTE + 2ème point									

LE GPS



Afin de relier les divers sites relevés entre eux, il a été utilisé le GPS type Leica SR 530

LA PRECISION

Le GPS comprend deux éléments :

- un GPS faisant office de pivot qui généralement est positionné sur un trépied
- un GPS mobile, porté par l'opérateur, qui se positionne sur le point à déterminer.

Ce GPS assure une précision de relevé sur le point de ± 2 cm en planimétrie et de ± 5 cm en altimétrie lorsqu'il est mis en œuvre un pivot permettant à l'aide d'une liaison radio de communiquer avec le GPS mobile.

Malheureusement sur place, la liaison radio n'a pas fonctionné et nous avons été obligé d'utiliser uniquement le GPS mobile pour déterminer dans le système WGS 84 les coordonnées des points relevés.

La précision diminue, mais par souci de contrôle et de cohérence nous avons relevé pour chaque zone importante plusieurs points afin de les comparer avec ceux relevés par méthode tachéométrique et en déterminer la moyenne et les écarts.

PRINCIPE DE RELEVÉ

L'opérateur se positionne sur le point à déterminer et vérifie avant de déclencher la mesure le nombre de satellites présents (une moyenne de 8 satellites) afin d'avoir une bonne détermination sur le point à relever.

Tenant compte du fait que la radio n'a pas fonctionné, la précision planimétrique et altimétrique est de **\pm un mètre**.

6.1.3 Calculs systèmes de coordonnées

Le transfert des données issues du GPS vers un ordinateur se fait automatiquement.

Le GPS donne pour le point à déterminer la longitude et la latitude dans le système WGS84.

Les coordonnées géographiques sont ensuite transformées en coordonnées planes suivant la projection cylindrique conforme de Gauss-Krüger dans le système UTM 36S (Universal Transverse Mercator).

Paramètres de projection de la projection conforme de Gauss-Krüger:

Origine des coordonnées:

méridien central 30° E $x = 500\,000$

équateur $y = 10\,000\,000$

Après avoir récupéré dans un logiciel dédié les coordonnées polaires des points issus du relevé à l'appareil et la codification associée, les points seront calculés dans un système indépendant en coordonnées rectangulaires (X,Y,Z) puis une translation sera effectuée pour amener le lever dans le système GPS et ainsi avoir tous les relevés dans le même système.

6.2 Les sites relevés

L'intervention sur site a eu lieu du 13 au 17 septembre 2010, accompagné de Monsieur COUGNENC, technicien géomètre du cabinet SOMPAYRAC. Ces travaux topographiques ne pouvaient être réalisés qu'avec l'aide d'une autre personne.

Après avoir récupéré le dimanche les appareils topographiques qui avaient été acheminés par la valise diplomatique, nous avons, avec les autres experts judiciaires, visité les principaux sites afin d'avoir une vision globale de l'ensemble de la scène et de la région.

6.2.1 La villa présidentielle

Le but du relevé

La villa présidentielle a été une zone importante à relever car c'est à proximité immédiate que l'avion présidentiel s'est écrasé sur le sol, des débris aboutissant à l'intérieur de l'enceinte de la résidence présidentielle. Nous avons constaté que des débris, bien que déplacés, sont toujours visibles. Ils ont été relevés. Plusieurs témoins se trouvaient dans la villa au moment de l'explosion de l'avion.

Madame Agathe HABYARIMANA, a travers la fenêtre du salon, a aperçu des « éclats de lumière » qui tombaient dans le jardin. M Jean-Luc HABYARIMANA sortait de la piscine. Il estime que le Falcon était à environ 500 m à vol d'oiseau de la résidence. Il indique que les débris enflammés sont tombés dans l'enceinte de la résidence « *du côté des garages et derrière le mur* ».

Après l'explosion, un croquis repérant les débris a été dressé par les gendarmes belges (cote D 7154/5). Il était donc important de relever tout cet environnement extérieur de la villa présidentielle.

Relevé terrain



Les 13 et 14 septembre 2010, nous avons procédé au relevé de la zone située entre le mur d'enceinte de la résidence présidentielle et l'arrière de la villa.

Tenant compte de l'encombrement, il a été nécessaire à l'intérieur de l'enceinte de faire plusieurs stations pour relever les arbres importants, les piscines, les bordures de trottoir, les candélabres, le nu extérieur des murs de la villa présidentielle, le hangar,...

Nous avons positionné une station sur le mirador pour relever la zone située au-delà de la clôture ceinturant la villa présidentielle et faire ainsi la liaison avec le lever précédent.

Depuis cet endroit, il a été facile de relever la position des débris de l'avion et l'environnement immédiat.

Traitement bureau

Le relevé de cette zone a été effectué à l'aide de 4 stations que nous avons reliées entre elles à l'aide des visées réciproques; un calcul de cheminement a été effectué et les points de détails calculés dans un système de coordonnées indépendantes.

Ayant déterminé par GPS des points caractéristiques, nous avons pu faire la transformation pour insérer ce relevé dans le système GPS .

Le tableau ci-dessous montre une précision de recalage de 60 cm en planimétrie et de 70 cm en altimétrie.

Microsoft Excel - geo mp.xls									
Fichier Edition Affichage Insertion Format Outils Données Fenêtre ? Adobe PDF									
Calculs Topométriques Calculs divers Calcul Batiments									
J31	A	B	C	D	E	F	G	H	I
1	392	185508,41	9781399,31	1415,651			523,718093	1060,03695	97,2017144
2	1000	185561,83	9781364,48	1415,65			500	1000	97,2417087
3	274	185607,93	9781352,83	1415,42			496,508615	952,465615	95,5461419
4									
5									
6									
7									
8	PRECISION PLANIMETRIQUE DE RECALAGE =					0,577			
9	PRECISION GLOBALE =					0,577			
10									
11	PRECISION ALTIMETRIQUE DE RECALAGE =					0,681			
12	PRECISION GLOBALE =					0,681			
13									
14									

Photographies



Station sur le
mirador au droit du
mur d'enceinte

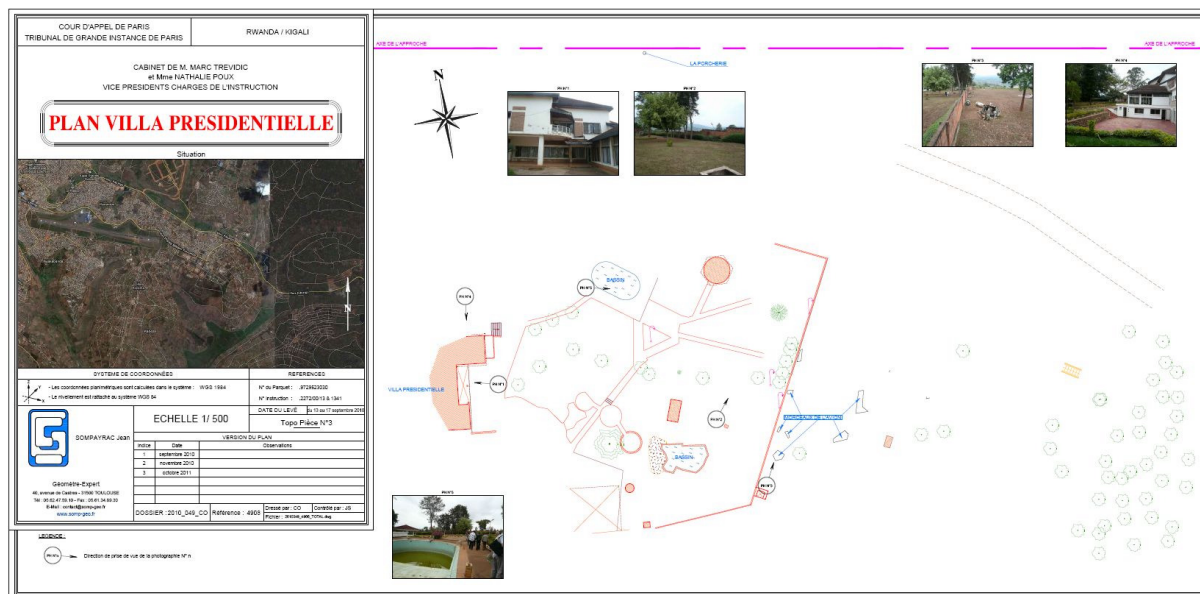


**Façade de la villa présidentielle avec le balcon
depuis lequel Madame Agathe HABYARIMANA a vu les débris de l'avion en flammes.**

Extrait du plan

Ci-dessous l'extrait du plan de la villa présidentielle (2010049_4908 Topo Pièce N° 3 Indice 3 octobre 2011).

Sont reportés les divers éléments relevés, représentés en traits pointillés mauves et la position de l'axe de la piste d'atterrissage.



6.2.2 La piste d'atterrissage de l'aéroport de KIGALI

Le but du relevé

La piste d'atterrissage sera le référentiel de tous les relevés qui seront effectués.

Un avion atterrit aux instruments suivant un guidage automatique et constant (Instrument Landing System ILS) ; ce n'est qu'aux dernières secondes que le pilote reprend les commandes pour finaliser l'atterrissage.

Afin de déterminer cet axe et l'I.L.S, la piste devait être relevée.

De plus, il était nécessaire de relever l'ancienne tour de contrôle, le hangar hélicoptères, la nouvelle tour de contrôle, de localiser « Top Gun », et trois témoins : M. GERLACHE MATTHIEU, M. NSENGIYUMBA THEOGENE et M. NTWARANE ANASTASE.

Microsoft Excel - geo piste.xls

Fichier Edition Affichage Insertion Format Outils Données Fenêtre ? Adobe PDF

Calculs Topométriques ▾ Calculs divers ▾ Calcul Batiments ▾

	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K
1	1034	180604,35	9782256,87	1481,18754			10657,0559	6683,51926	1482,05	180608,609	9782254,5
2	795	183378,61	9781826,65	1480,59255			9222,38073	4271,85438	1479,32888	183381,551	9781824,14
3	796	183390,21	9781817,13	1480,56862			9209,15332	4264,70891	1479,08634	183393,119	9781814,53
4	798	183515,99	9781795,21	1479,88804			9141,79732	4156,37283	1478,4389	183518,77	9781792,5
5	801	183526,38	9781854,59	1479,91115			9193,02929	4124,53672	1478,53593	183529,173	9781851,92
6	1004	181564,86	9781980,05	1481,49			10041,2888	5896,78244	1484,66	181568,372	9781977,05
7	1006	181461,83	9781817,67	1486,65			9928,97213	6053,27091	1485,9	181465,143	9781814,42
8											
9											
10											
11											
12	PRECISION PLANIMETRIQUE DE RECALAGE =						0,569				
13	PRECISION GLOBALE =						0,569				
14											
15	PRECISION ALTIMETRIQUE DE RECALAGE =						1,621				
16	PRECISION GLOBALE =						1,621				
17											
18											

Photographies



Prise du point de l'angle de piste au GPS et à l'appareil

Atterrissage d'un avion





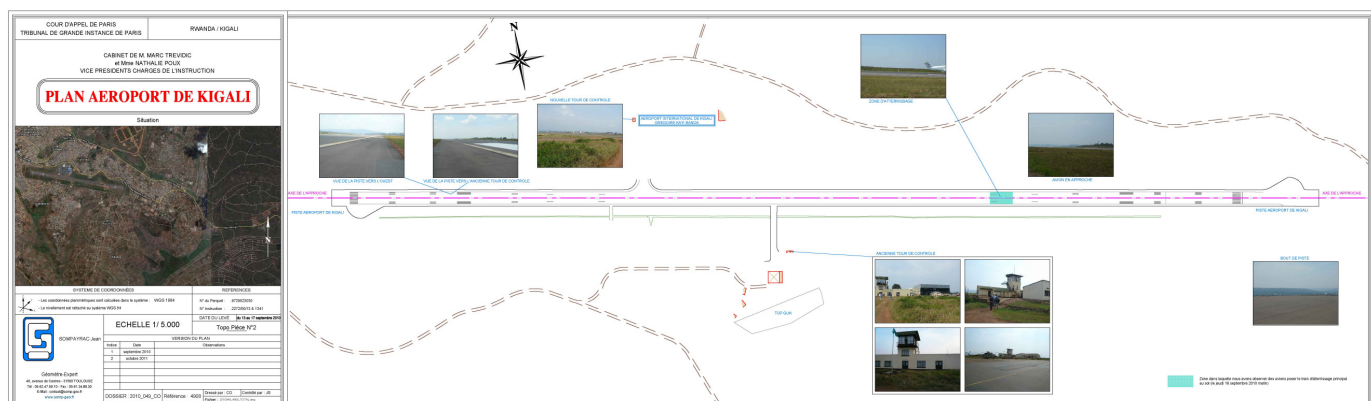
Hangar hélicoptères



Extrait du plan

Ci-dessous l'extrait du plan de l'aéroport de Kigali (2010049_4908 Topo Pièce N° 2 Indice 2 octobre 2011).

Sont reportés la piste, les divers bâtiments, ce qui est calculé et représenté en mauve l'axe de la piste que l'on retrouvera sur tous les autres documents.



*Destruction en vol du Falcon 50 – KIGALI (RWANDA)
Instruction n° 2272/00/13&1341 – Parquet n° 9729523030*

6.2.3 La maison communale

Le but du relevé

La « maison communale » est située à flanc de colline bien avant la villa présidentielle et pratiquement à l'aplomb des avions en phase d'atterrissage. De plus un témoin, M. GASHOKE JACQUES, positionné à cet endroit déclare avoir vu l'explosion de l'avion en vol. Il était donc nécessaire de relever l'environnement.

Relevé terrain



Suite au transport sur les lieux, nous avons relevé les principaux bâtiments constituant le lieu dit « la maison communale ». Une dénivelée assez importante entre les bâtiments est à remarquer

Traitement bureau

Il a été mis en place une seule station située au niveau d'un petit muret pour avoir une visibilité des bâtiments existants au droit du parking existant ainsi que ceux situés en contrebas

La précision pour le recalage de cette partie est d'environ 1,2m à cause des grands arbres. Après traitement, nous avons établi le plan désigné Topo Pièce N°4 : « PLAN MAISON COMMUNALE DE KANOMBE QUARTIER NYARANGUNGA ».

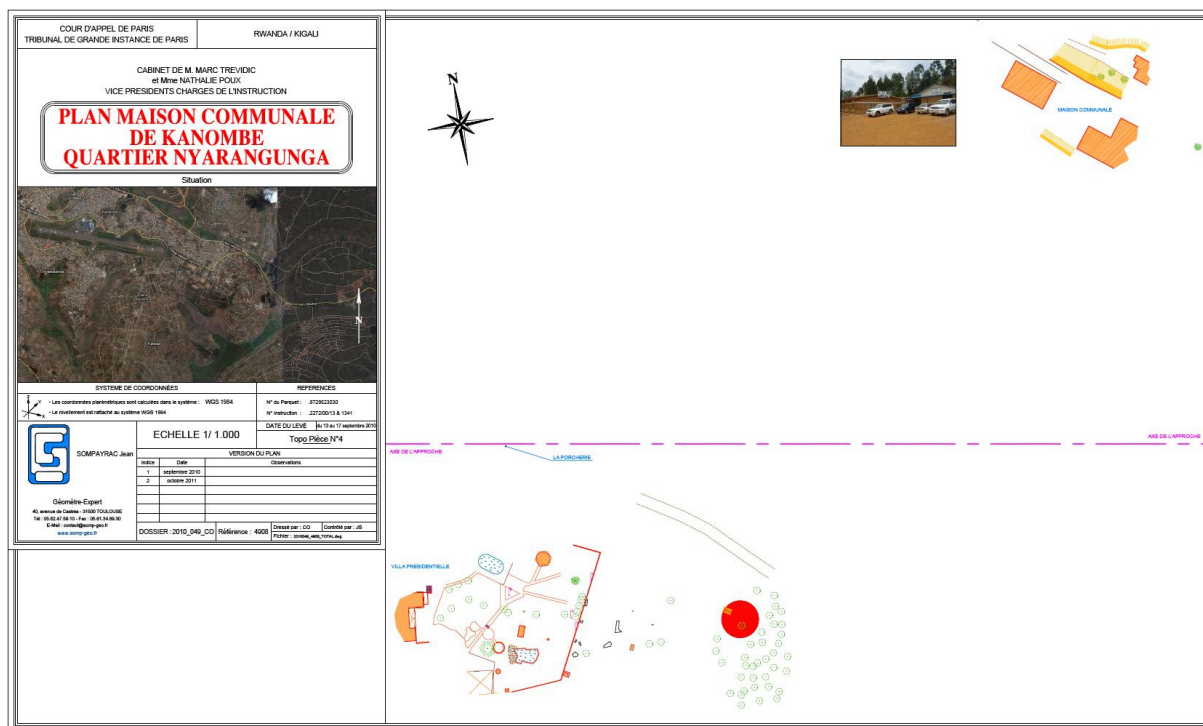
Photographies



Vue du parking

Extrait du plan

Ci-dessous l'extrait du plan de la maison communale de KANOMBE QUARTIER NYARANGUNGA (2010049_4908 Topo Pièce N° 4 Indice 2 octobre 2011). Sur ce document sont reportés les bâtiments relevés composant l'îlot de la maison communale. Il a été reporté également la villa présidentielle et l'axe de la piste afin de pouvoir localiser en vue de dessus cette zone.



6.2.4 Lieu dit « La Ferme » MASAKA

Le but du relevé

Selon des témoignages, deux tubes lances missiles ont été retrouvés dans des champs non loin du lieu dit "La Ferme". Cette zone est décrite comme pouvant être un des endroits probables de départs des missiles. Nous nous sommes transportés sur les lieux le 16 septembre 2010.

Relevé terrain



Après avoir relevé quelques points singuliers dans l'usine GUTTANIT, nous nous sommes transportés au lieu dit « La Ferme » qui se trouve à proximité.

A partir du carrefour après l'usine de Guttanit, nous avons pris à droite une piste qui, après avoir traversé un fond de vallée, remonte légèrement vers un point d'eau. A l'est de ce point d'eau, à 20 m environ de la piste, se trouve un bâtiment en ruine supposé correspondre au lieu dit « la Ferme »

Nous avons mis en place une station en bordure de piste sur le haut du talus afin de disposer d'une bonne visibilité pour relever ce bâtiment et quelques points de niveau jusqu'au ruisseau en fond de vallée.

Nous en avons profité, en nous rapprochant de l'usine de GUTTANIT, pour relever quelques points en fond de vallée, les murs d'un bâtiment formant un corps de ferme, ainsi qu'un pylône électrique situé au-delà.

Traitement bureau

Ayant déterminé par GPS des points caractéristiques, nous avons pu faire la transformation pour insérer ce relevé dans le système GPS.

Le tableau ci-dessous montre une précision de recalage de 32 cm en planimétrie et de 60 cm en altimétrie.

Microsoft Excel - geo la ferme.xls									
Fichier Edition Affichage Insertion Format Outils Données Fenêtre ? Adobe PDF									
Calculs Topométriques Calculs divers Calcul Batiments									
	A	B	C	D	E	F	G	H	I
1	722	187716,89	9780237,07	1340,49374			2057,78637	4726,65701	504,923173
2	723	187540,26	9780285,13	1351,49855			2222,03733	4645,18714	514,446915
3	1050	187826,66	9779979,31	1336,27287			2000	5000	500
4									
5									
6									
7									
8	PRECISION PLANIMETRIQUE DE RECALAGE =					0,323			
9	PRECISION GLOBALE =					0,324			
10									
11	PRECISION ALTIMETRIQUE DE RECALAGE =					0,605			
12	PRECISION GLOBALE =					0,605			
13									
14									
15									
16									

Photographies



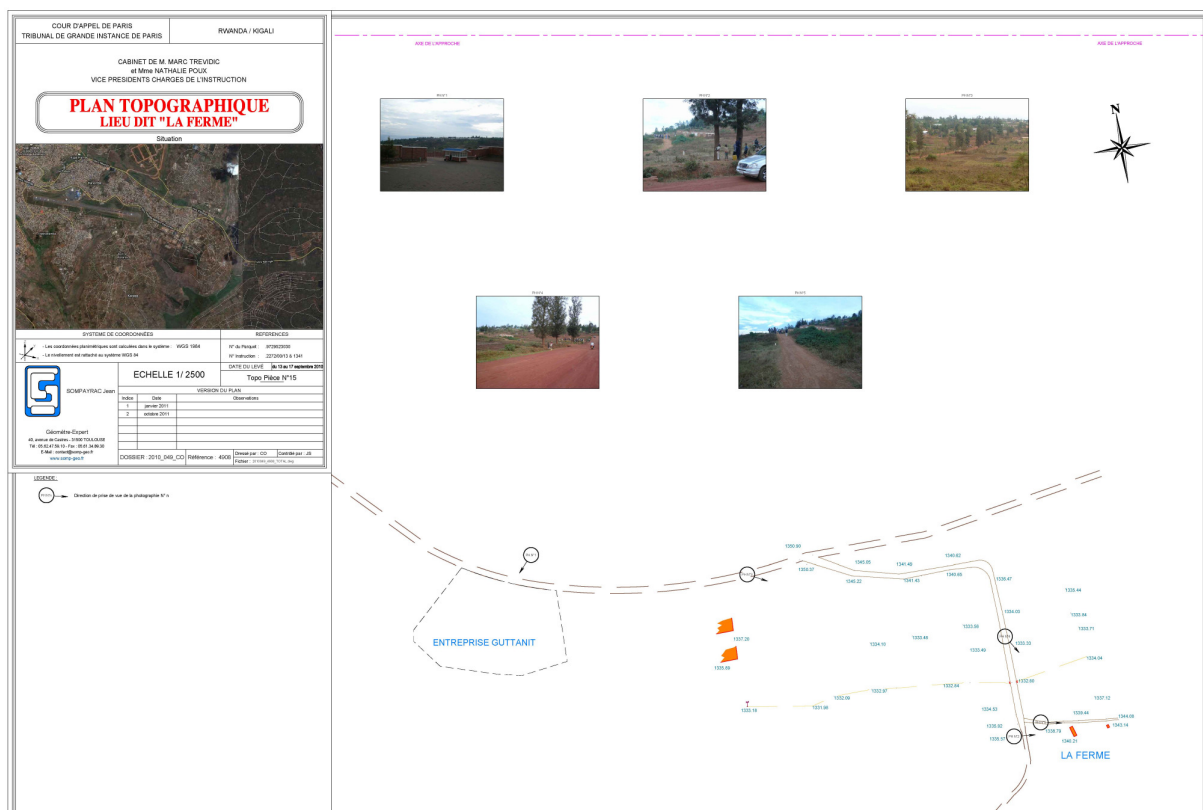
Le bâtiment « La Ferme » situé à gauche du point d'eau





Extrait du plan

Ci-dessous, l'extrait du plan de la ferme



La clairière est la zone potentielle indiquée par les témoins pour être une zone de départ des missiles.

Nous avons relevé, à l'appareil dans un premier temps, la zone côté cimetière en revenant vers l'hôpital, puis, dans un deuxième temps, une zone située à l'intérieur de l'hôpital militaire de KANOMBE. Ces deux phases ont été rattachées par la suite grâce au GPS.

Ultérieurement, il nous a été demandé de relever la position de plusieurs témoins, M. NSENGIYUMVA THARCISSE (Témoin N°2), M. SIBORUREMA SILAS (Témoin N°3) situés dans l'enceinte de l'hôpital ainsi que M. TURATSINZE SAMSON (Témoin N°10) situé dans l'enceinte du camp militaire de KANOMBE. Des relevés complémentaires d'une zone dans le lotissement existant, entre le cimetière et l'hôpital, ont été effectués afin d'essayer de localiser les maisons du Lieutenant Colonel Grégoire de SAINT QUENTIN et du Lieutenant Colonel PASUCH.

Traitement bureau

Ayant déterminé par GPS des points caractéristiques, nous avons pu faire la transformation pour insérer ce relevé dans le système GPS .

Le tableau ci-dessous montre une précision de recalage de 33 cm en planimétrie et de 110 cm en altimétrie pour le relevé concernant l'hôpital de KANOMBE et une précision de recalage de 51 cm en planimétrie et de 33 cm en altimétrie pour le relevé concernant le cimetière de KANOMBE.

Microsoft Excel - geo hopital.xls							
Fichier Edition Affichage Insertion Format Outils Données Fenêtre ? Adobe PDF							
Calculs Topométriques Calculs divers Calcul Batiments							
Q38	A	B	C	D	E	F	G
1	1016	185115,0	9780953,91	1440,231			489,402082
2	1017	185056,61	9780976,56	1440,821			531,759751
3	1015	185078,45	9780950,95	1438,731			500
4							
5							
6							
7							
8	PRECISION PLANIMETRIQUE DE RECALAGE =					0,338	
9	PRECISION GLOBALE =					0,338	
10							
11	PRECISION ALTIMETRIQUE DE RECALAGE =					1,093	
12	PRECISION GLOBALE =					1,093	
13							

Microsoft Excel - geo cimetiere.xls

Fichier Edition Affichage Insertion Format Outils Données Fenêtre ? Adobe PDF

Calculs Topométriques ▾ Calculs divers ▾ Calcul Batiments ▾

	A	B	C	D	E	F	G	H
1	1010	185260,94	9780806,29	1437,45			483,162647	972,937172
2	1013	185370,65	9780731,47	1434,133			374,456098	897,251653
3	1014	185496,71	9780629,27	1431,287			233,786569	816,614502
4	1012	185176,75	9780838,35	1437,55			544,811676	1039,83565
5								
6								
7								
8								
9	PRECISION PLANIMETRIQUE DE RECALAGE =					0,510		
10	PRECISION GLOBALE =					0,510		
11								
12	PRECISION ALTIMETRIQUE DE RECALAGE =					0,330		
13	PRECISION GLOBALE =					0,330		
14								
15								

Photographies



Vue de la piste menant au cimetière de KANOMBE



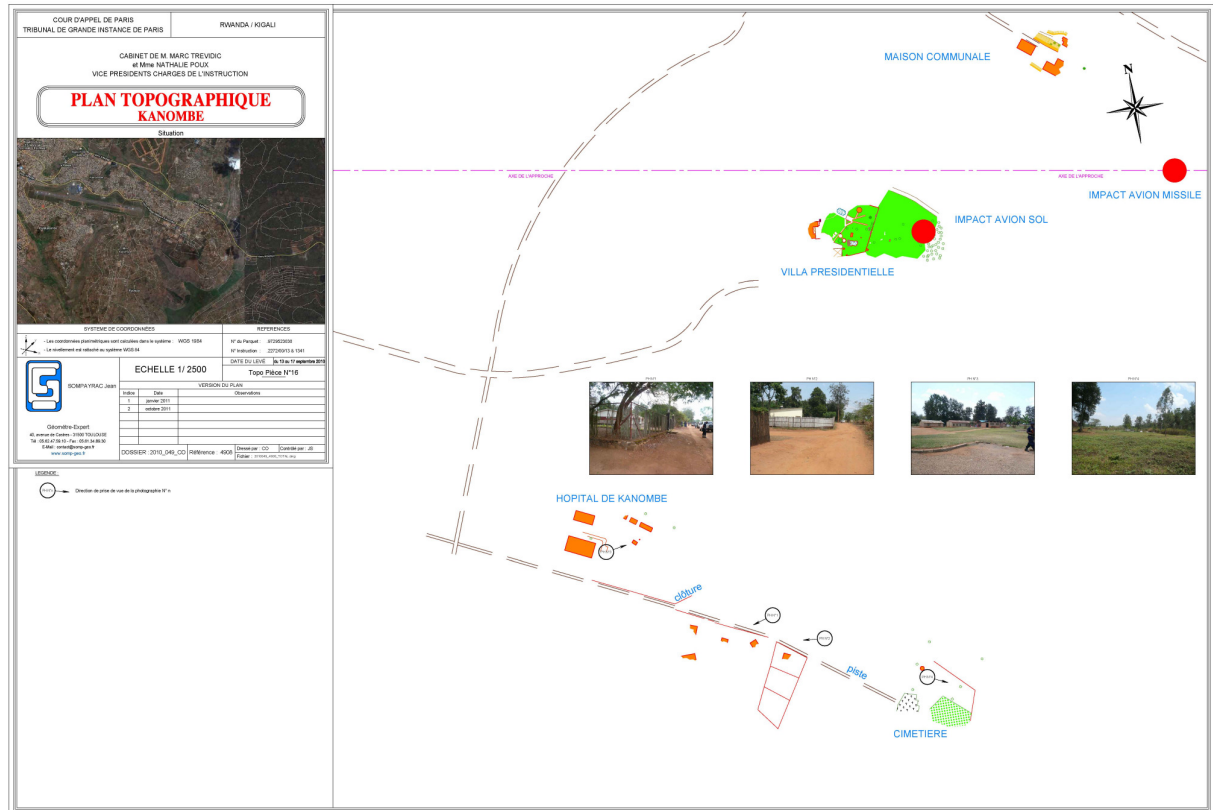
Le cimetière de KANOMBE



L'hôpital de KANOMBE

Extrait du plan

Ci-dessous l'extrait du plan de KANOMBE (2010049_4908 Topo Pièce N° 16 Indice 2 octobre 2011)



6.2.6 Lieu dit « RUTONGO »

Le but du relevé

Le soldat Nicolas MOREAU (D2780) situé à proximité du couvent de RUTONGO a été témoin de l'attentat.

Le couvent de Rutongo est situé à 21.2 km du point d'impact du missile au sommet d'une colline qui domine toute la plaine et permet d'avoir une vue d'ensemble de toute la scène.

Relevé terrain



Le 15 Septembre, nous nous sommes transportés sur les lieux pour relever au GPS la position approximative du témoin, relever le mur de clôture situé en limite de la zone en espace vert.

En l'absence du témoin et d'éléments précis, les points relevés permettent de localiser la zone d'observation très éloignée du point d'impact.

Photographies



*Destruction en vol du Falcon 50 – KIGALI (RWANDA)
Instruction n° 2272/00/13&1341 – Parquet n° 9729523030*

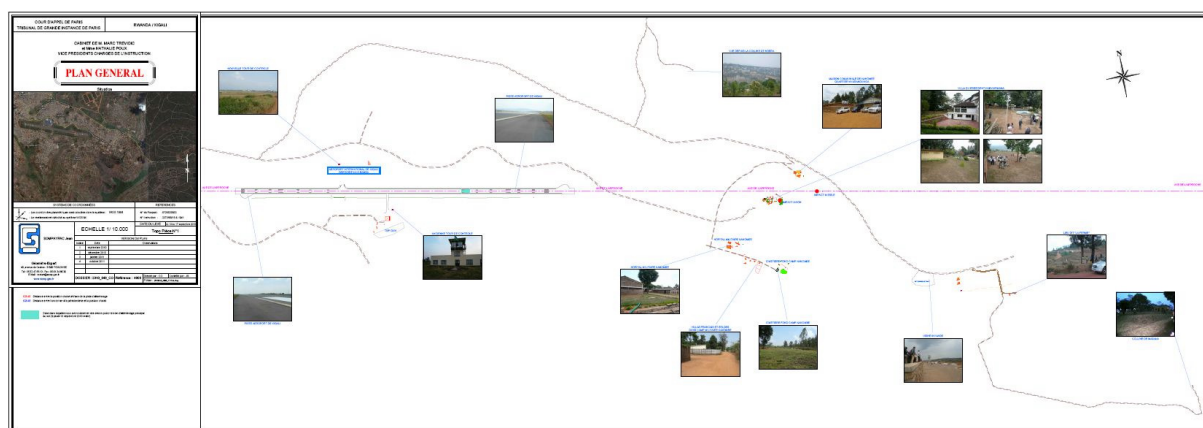


Conclusion sur les relevés de terrain

Le relevé des zones effectué à l'appareil est assuré pour une précision de ± 2 cm sur le point.

Tenant compte du fait que la radio GPS n'a pas fonctionné, nous avons relevé pour chaque zone importante les écarts constatés entre la détermination d'un point à partir de l'appareil et à partir du GPS.

La moyenne de ces écarts permet de préciser que les relevés effectués sur site sont assemblés entre eux suivant **une précision planimétrique de 45 cm et une précision altimétrique de 85 cm**



(2010049_4908 Topo Pièce N° 1 Indice 4 octobre 2011)

A partir de ces relevés géolocalisés, il sera donc possible d'établir tous les plans souhaités. Parallèlement, il a été digitalisé une partie de la carte : OP LANCE (UNAMIR II) Région de Kigali à l'échelle 1/50 000 e.

La digitalisation n'a porté que sur la zone située à proximité de l'aéroport de Kigali et correspondant au lieu du crash ; cette zone occupe une longueur de 17 km sur une largeur de 7 km environ.

Après avoir scanné la carte, les détails figurant sur cette carte ont été vectorisés pour une représentation informatique.

Les courbes de niveau ont été également vectorisées pour ensuite se voir attribuer informatiquement l'altitude correspondante et ainsi commencer à créer le modèle numérique de terrain nécessaire pour la modélisation.

6.3 Position des témoins

6.3.1 Principe de relevé

Une fois que chaque témoin a été positionné, comme le souhaitent les magistrats instructeurs, nous avons déterminé par GPS, à la précision indiquée auparavant, leur emplacement et relevé la direction des événements qu'ils ont perçue.

Nous avons établi un plan pour chaque témoin sur lequel sont représentés :

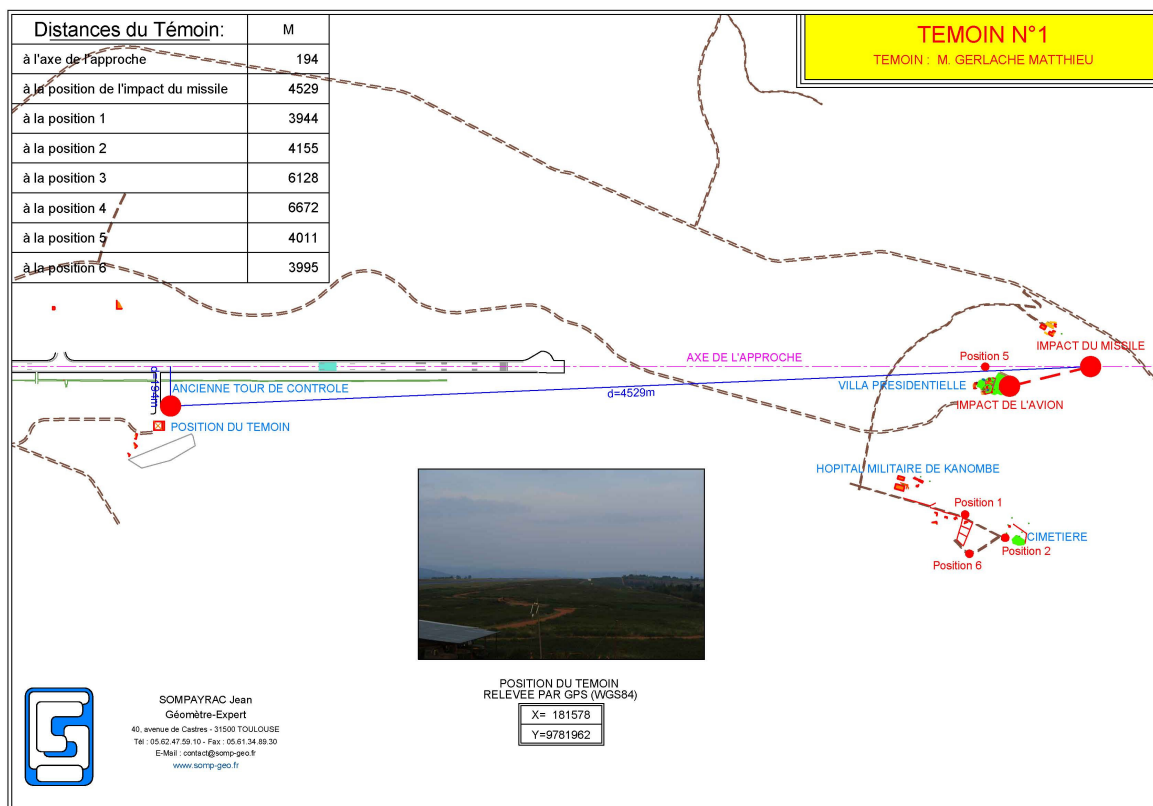
- sa position et ses coordonnées planimétriques,
- la direction de la lueur issue de l'explosion de l'avion et des traînées lumineuses des projectiles,
- la distance du témoin à la droite passant par la trajectoire de l'approche de l'avion,
- la distance entre la position du témoin et celle de l'impact du missile sur l'avion que nous avons déterminé par la suite,
- les distances entre l'emplacement du témoin et les positions supposées du départ des missiles, repérées 1, 2, 3, 4, 5 et 6.

A l'issue de ce constat, nous avons apporté des remarques sur leurs témoignages dans le chapitre 8.5.11 intitulé « Perception des événements – Analyse des témoignages », avec une visualisation des trajectoires de missiles tirés depuis quatre positions.

A titre indicatif, deux plans ont ensuite été établis, reportés en fin de chapitre 8.5.8 et joints également en annexe 1 (2010049_4908 Topo Pièce N° 6 Indice 4 octobre 2011) et (2010049_4908 Topo Pièce N° 6 bis Indice 4 octobre 2011) :

- le premier permettant d'avoir une vue d'ensemble de tous ces témoins,
- le second, identique au premier, avec la direction de l'explosion de l'avion et/ou des traces lumineuses que ces témoins ont aperçues dans le ciel.

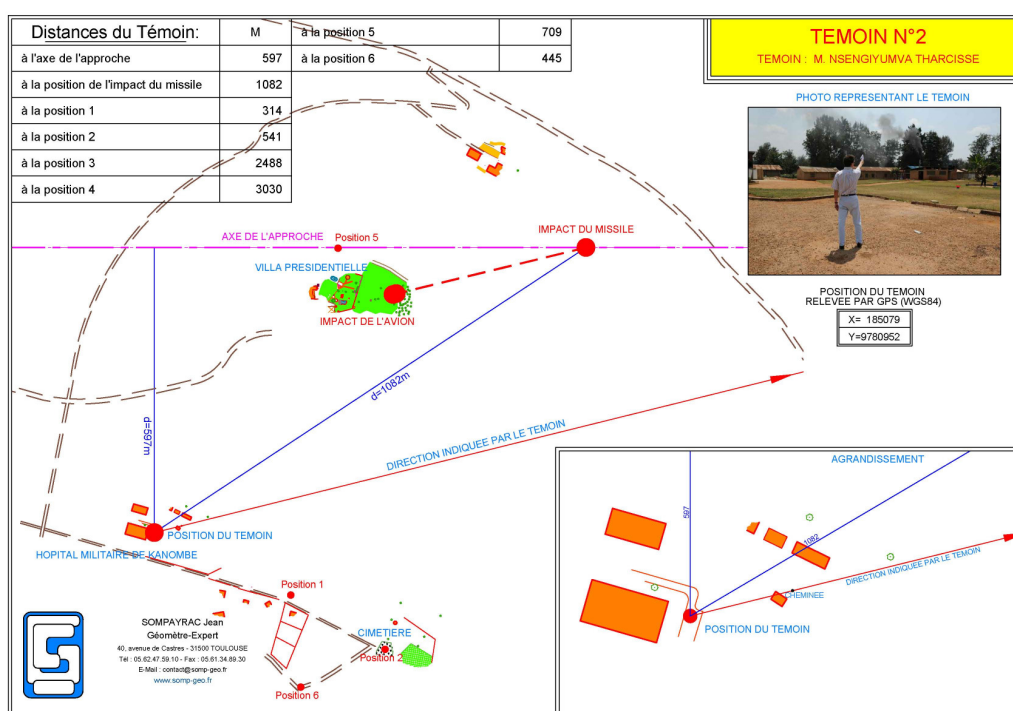
6.3.1.1 Témoin n° 1 : M. GERLACHE Matthieu



Nous n'avons pas vu ce témoin mais d'après son témoignage à la gendarmerie belge, il a indiqué qu'il se trouvait en haut de l'ancienne tour de contrôle de l'aéroport de KIGALI, haute de 5 à 6 mètres, lorsque l'avion présidentiel a été abattu. Nous avons relevé l'ancienne tour de contrôle l'après midi du 13 septembre 2010 et dressé le plan ci-dessus.

Il a été tenu compte de son audition du 30 mai 1994 [D2694] dont des extraits ont été repris dans l'étude des pièces de la procédure : chapitre 3 du rapport.

6.3.1.2 Témoin n° 2 : M. NSENGIYUMVA Tharcisse

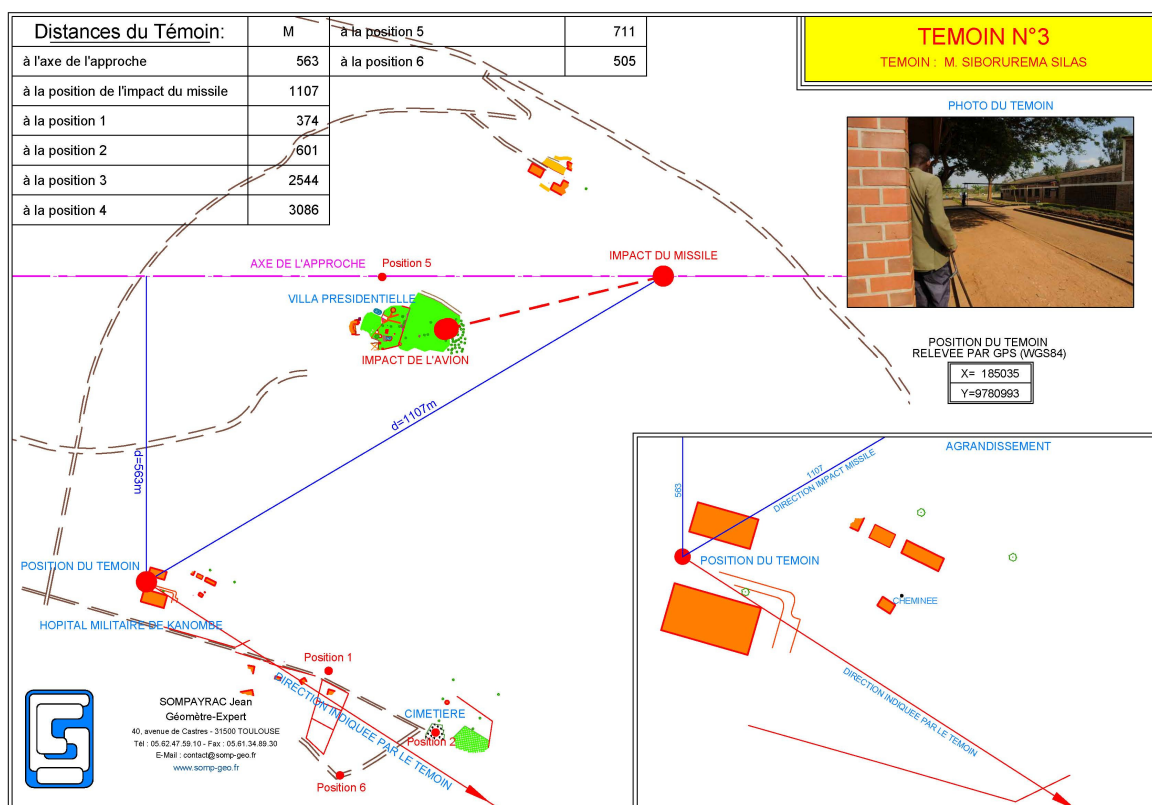


Nous n'avons pas vu ce témoin, mais ses témoignages nous ont permis de situer sa position ainsi que l'orientation qu'il a donnée.

Sur la photographie ci-dessus, monsieur le Juge est positionné à l'endroit où se trouvait le témoin. Il indique la direction de l'explosion de l'avion conformément aux déclarations du témoin qui correspond à l'emplacement de la cheminée visible sur cette photographie.

Nous avons relevé sur place cette position, la direction de cette cheminée ainsi que certains bâtiments au niveau du service pédiatrique de l'hôpital militaire de KANOMBE.

6.3.1.3 Témoin n° 3 : M. SIBORUREMA Silas



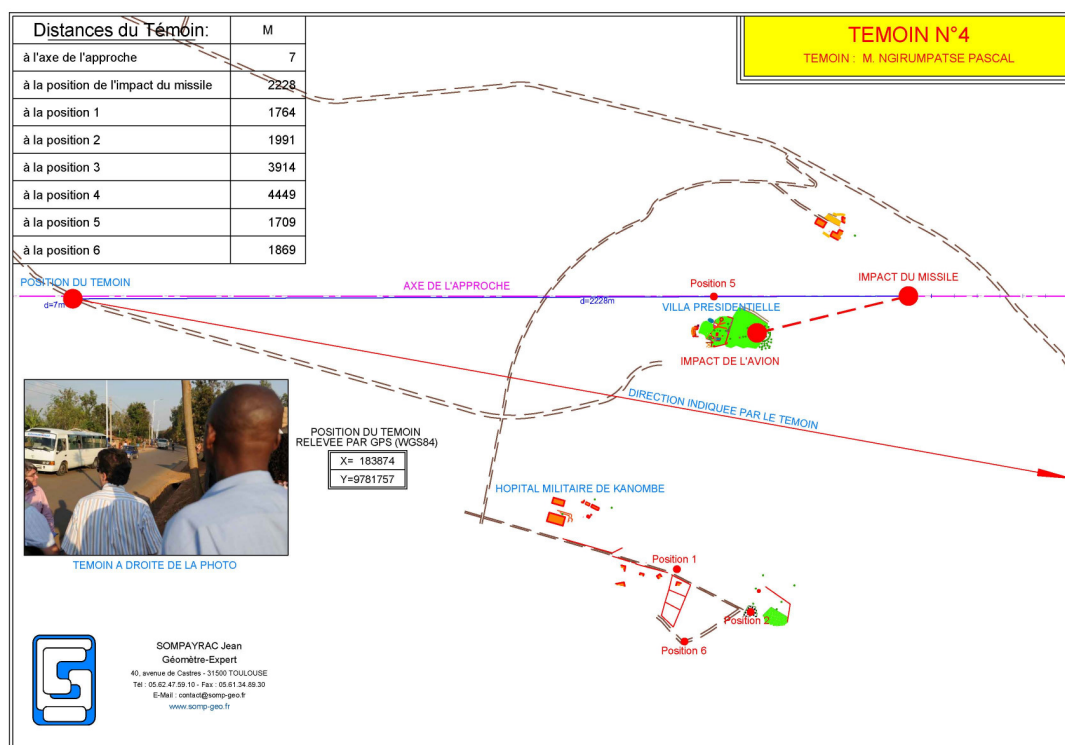
M SIBORUREMA SILAS a été entendu le mardi 14 septembre 2010. Nous avons relevé sa position au moment des faits, ainsi que la direction qu'il nous a indiquée. Il se situe à 1107 m du point d'explosion de l'avion.

Le témoignage

Le témoin était, au moment des faits, un militaire au grade de caporal, blessé de guerre.

Il déclare que les tirs venaient de la direction de KANOMBE. Les tirs partaient de la droite vers la gauche avec une pente de l'ordre de 45°. Il a perçu deux tirs espacés de 2 à 3 secondes. Il dit que le premier tir passe au niveau de la queue de l'avion qui le déstabilise et que les feux de navigation de l'avion s'éteignent aussitôt. Puis, il perçoit un deuxième tir plus fort.

6.3.1.4 Témoin n° 4 : M. NGIRUMPATSE Pascal

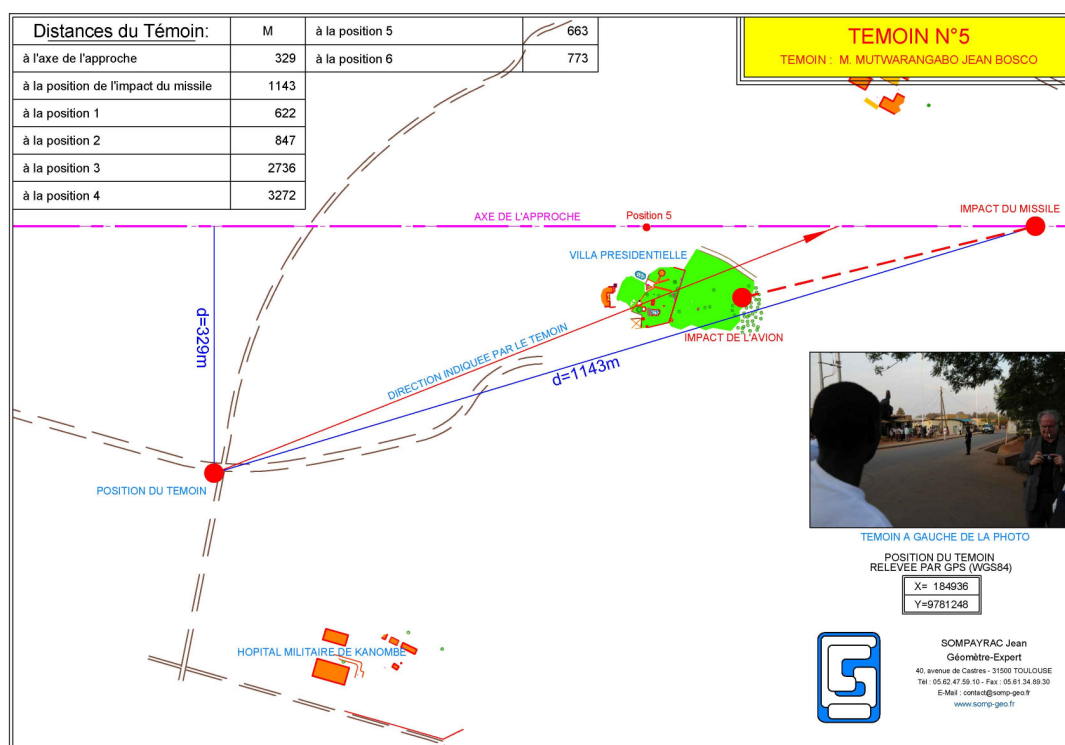


C'est un témoin que l'on a rencontré le mardi 14 septembre 2010 à l'intérieur du camp militaire de KANOMBE, avant d'aller relever sa position le long de la route entre l'aéroport et la villa présidentielle. Nous avons ensuite relevé une direction que le témoin nous a indiquée et dressé le plan correspondant. Il se situe à 2928 m du point d'explosion de l'avion.

Le témoignage

Le témoin était militaire, moniteur parachutiste. Il a vu une traînée lumineuse vers l'avion suivie d'une deuxième à 2 secondes près. Le premier missile est passé à côté de l'avion, le deuxième missile a percuté l'avion.

6.3.1.5 Témoin n° 5 : M. MUTWARANGABO Jean Bosco



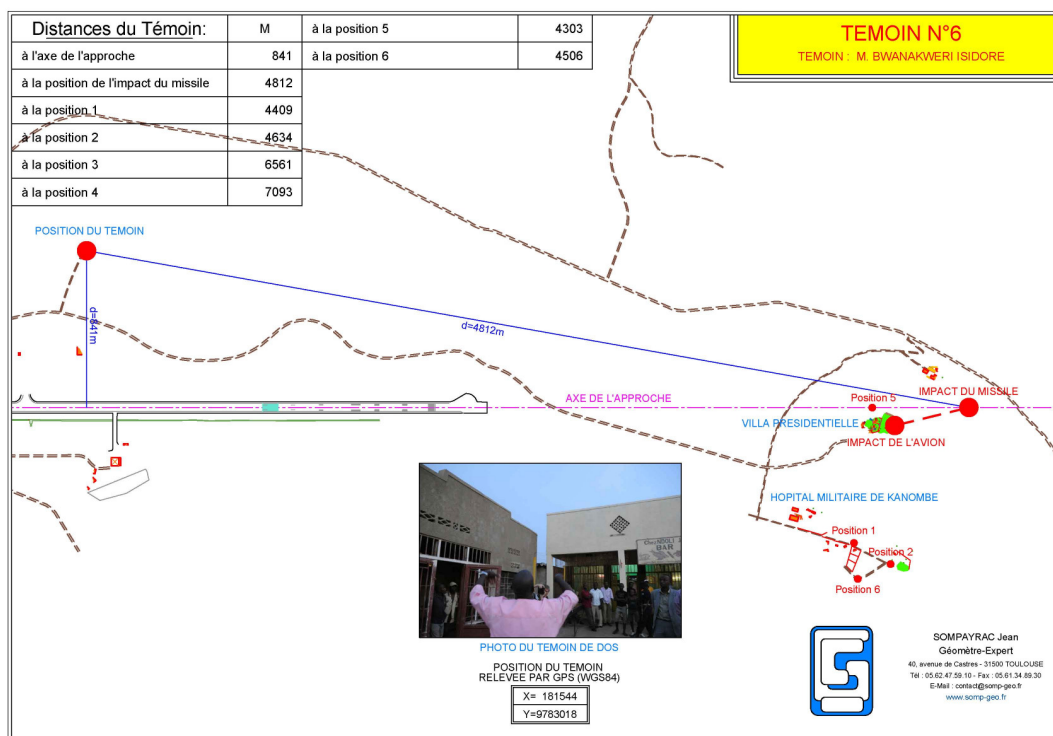
Nous avons rencontré ce témoin le mardi 14 septembre 2010 à l'intersection de la route de l'aéroport de la villa présidentielle et de l'entrée du camp militaire de KANOMBE. Nous avons relevé sa position ainsi que la direction qu'il nous a indiquée.

Le témoignage

Ce témoin se trouvait à 1143 m du point d'explosion de l'avion. Situé au carrefour menant au camp militaire de KANOMBE, le témoin déclare qu'il a entendu un bruit important qui l'a fait se retourner pour apercevoir l'avion en phase d'atterrissage.

Il remarque, dans le ciel, une traînée de feu, puis 4 ou 5 s après, une autre traînée de feu de couleur jaunâtre suivant une trajectoire à 45°, puis l'explosion de l'avion.

6.3.1.6 Témoin n° 6 : M. BWANAKWERI Isidore

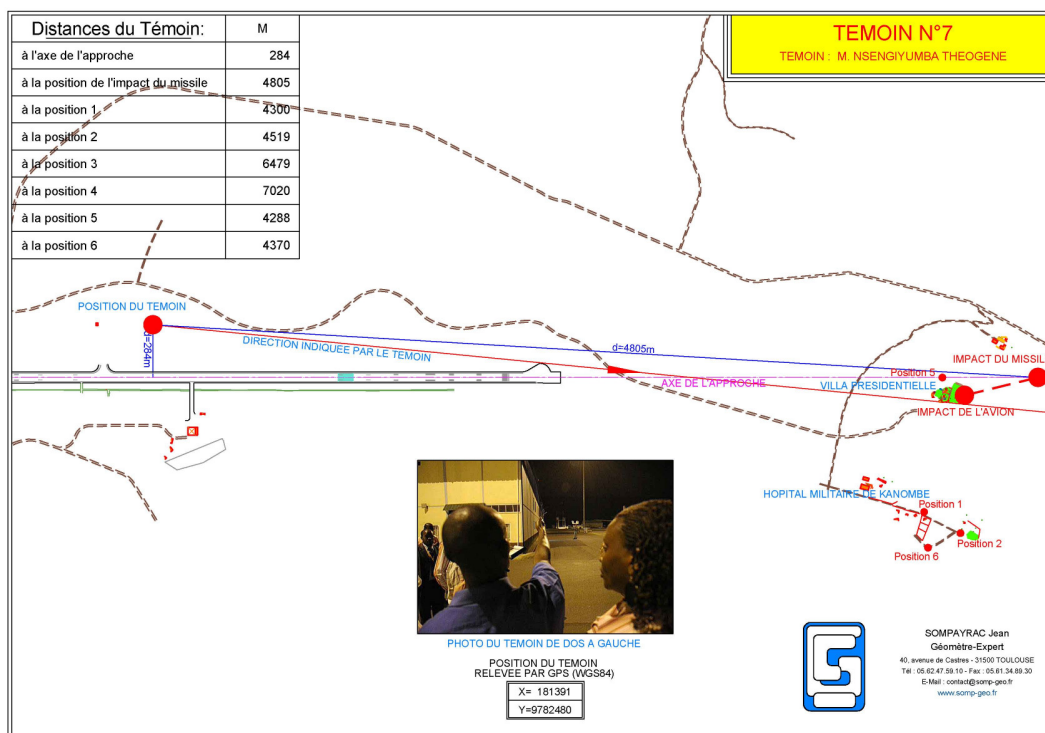


Nous avons rencontré ce témoin le mardi 14 septembre 2010 devant un bar et nous avons relevé sa position. Aucune direction n'a pu être identifiée car le bâtiment existant à droite sur la photographie ci-dessus l'empêchait de voir l'explosion de l'avion.

Le témoignage

Ce témoin se trouve à 4812 mètres du point d'explosion de l'avion. Le témoin est un ancien capitaine aujourd'hui détenu. Il déclare qu'il n'a pas vu l'avion, qu'il y avait des militaires de la garde présidentielle qui patrouillaient. Il a entendu deux coups secs de même niveau sonore, puis un grand bruit. Ensuite, le ciel est devenu rouge. La radio indiquait 20h30.

6.3.1.7 Témoin n° 7 : M. NSENGIYUMBA Théogène

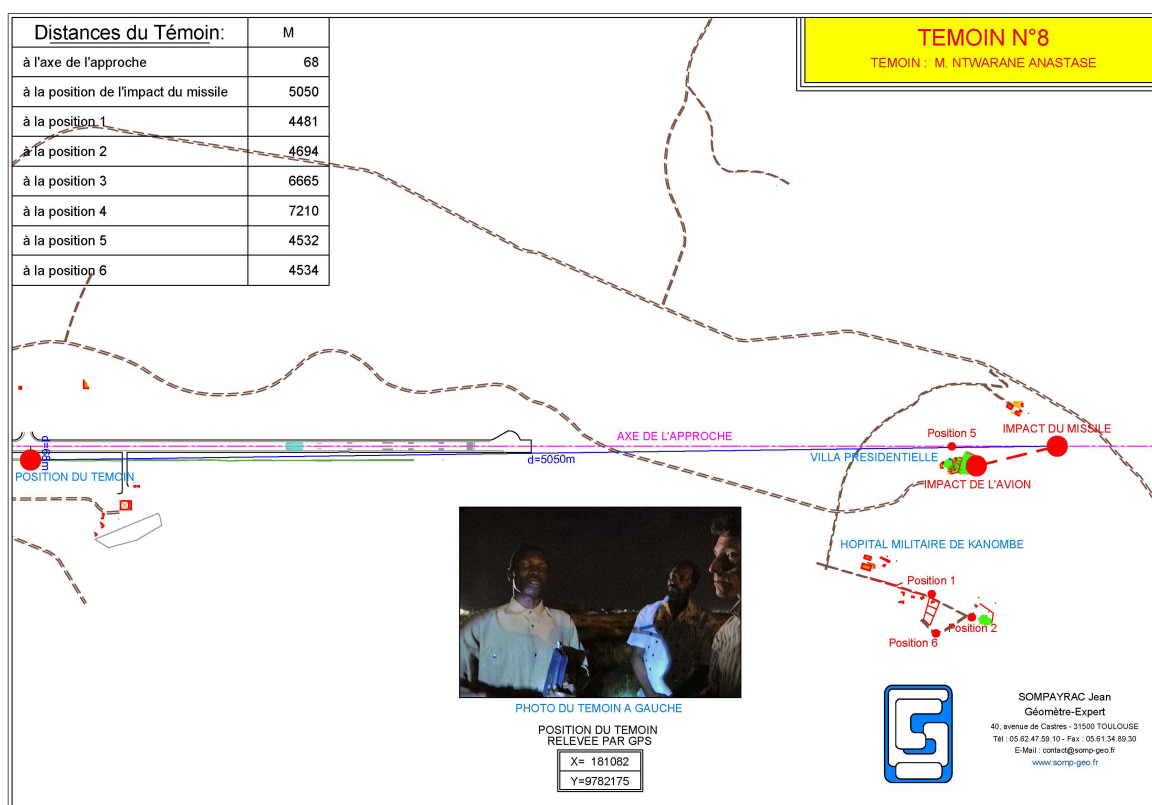


Nous avons rencontré ce témoin le mardi 14 septembre 2010 dans la soirée, à l'aéroport international de KIGALI, à côté des grands hangars. Nous avons relevé sa position ainsi que la direction qu'il nous a indiquée.

Le témoignage

Le témoin qui se trouve à 4805 mètres de l'explosion de l'avion, déclare avoir remarqué deux tirs qui, par rapport à l'horizon, n'étaient pas très hauts. Il y a eu deux traînées lumineuses dans le ciel qui montaient vers l'avion. Deux secondes environ se sont écoulées entre les deux tirs. Il n'a pas vu d'explosion dans le ciel.

6.3.1.8 Témoin n° 8 : M. NTWARANE Anastase

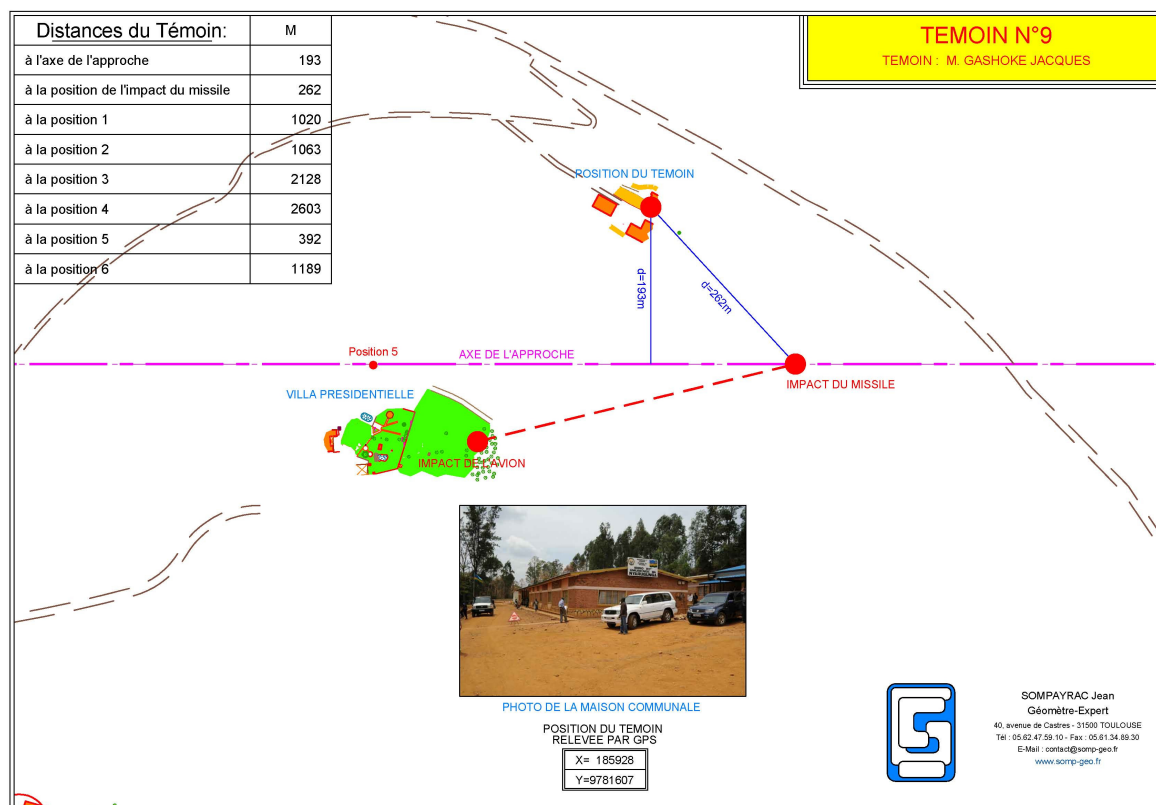


Nous avons rencontré ce témoin le mardi 14 septembre 2010 dans la soirée le long de la piste de l'aéroport international de KIGALI et avons relevé sa position. Ce témoin se situe très près de l'axe de piste, à 5050 m du point d'explosion de l'avion.

Le témoignage

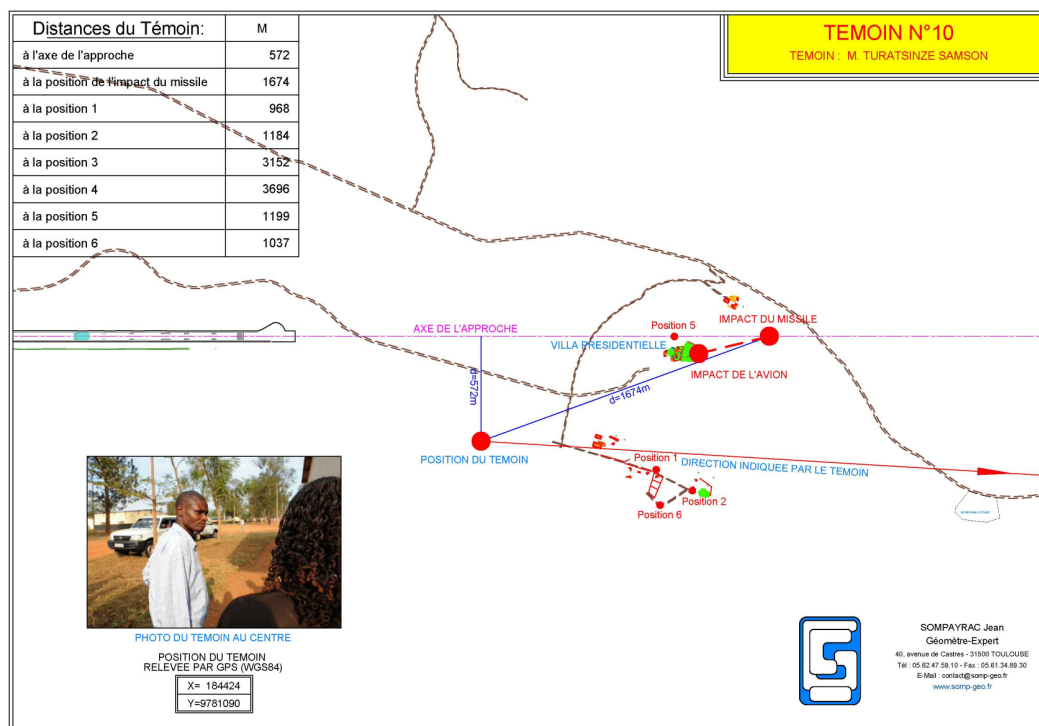
Le témoin était membre de la garde présidentielle le jour des faits. Dans la direction de l'atterrissage de l'avion, il a vu deux lumières rouges monter vers l'avion. Il a entendu deux bruits espacés de deux secondes suivis de deux traînées qui montent vers l'avion. Les deux bruits étaient assez éloignés. Il a observé ensuite un feu dans le ciel qui tombait.

6.3.1.9 Témoin n° 9 : M. GASHOKE Jacques



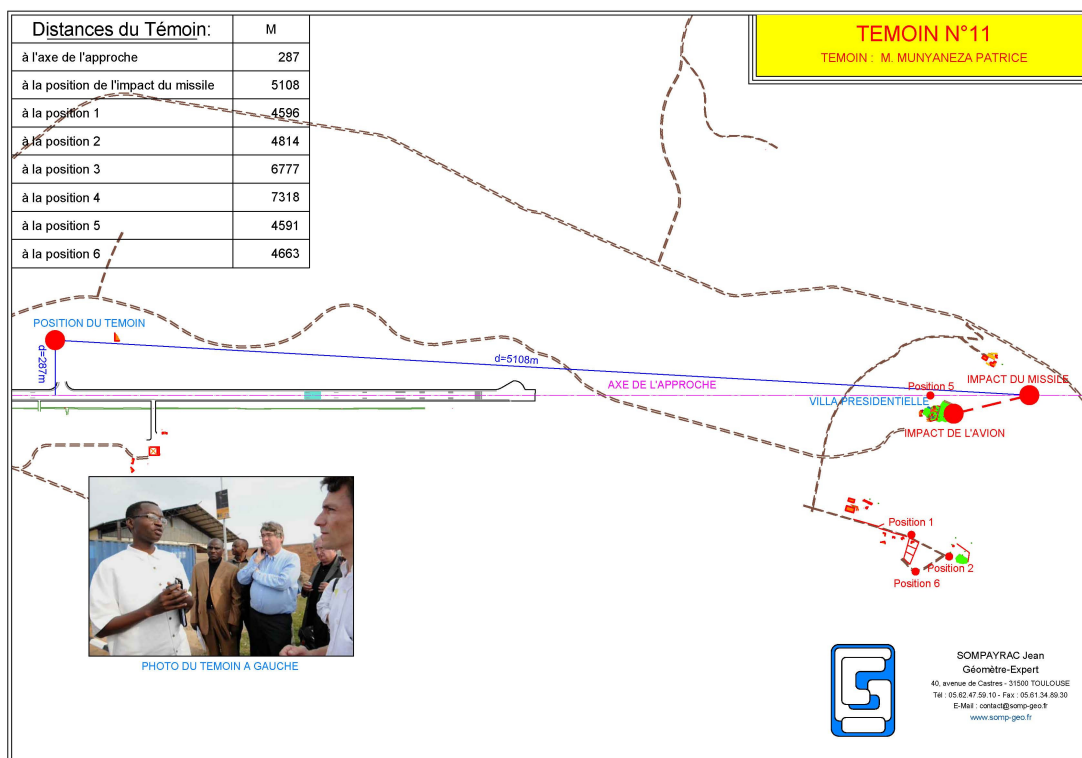
Nous n'avons pas vu ce témoin, situé dans la zone relevée dite « La maison communale », sa position est approximative. Ce témoin se trouvait à 262 m de l'explosion de l'avion.

6.3.1.10 Témoin n°10 : M. TURATSINZE Samson



Nous avons rencontré ce témoin le vendredi 17 septembre 2010, à l'intérieur du camp militaire de KANOMBE et nous avons relevé sa position ainsi que la direction qu'il nous a indiquée. Il se situe à 1674 m du point de l'explosion de l'avion et à environ 1000 mètres des positions de tirs de KANOMBE.

6.3.1.11 Témoin n°11 : M. MUNYANEZA Patrice



Nous avons rencontré ce témoin au pied de la nouvelle tour de contrôle. C'est le contrôleur qui était en service lors de l'évènement. Après avoir relevé la tour de contrôle, nous avons positionné le témoin. Il se trouve presque dans l'axe de la piste, à 5108 m de l'impact du missile sur l'avion.

6.3.2 Synthèse des témoignages

De la majorité des témoins qui a vu la scène, nous pouvons retenir que :

- deux projectiles se déplaçant à grande vitesse ont été tirés en direction de l'avion en approche, aperçus dans le ciel par leur signature lumineuse,
- les trajectoires de chaque projectile ont été concrétisées par une trace ou traînée lumineuse. Cette trace lumineuse est la caractéristique d'un propulseur de missile sol-air. Les gaz de combustion du propergol solide, portés à une très haute température (plus de 1500 °C), sortant à très grande vitesse par la tuyère du propulseur, produisent une lueur rouge-orangé, visible la nuit. Elle constitue un traceur de trajectoire caractéristique de missiles sol-air, dont les missiles SA16 et SA18 d'origine soviétique,
- ces deux missiles se déplaçaient de la droite vers la gauche, c'est-à-dire vers l'avion que certains témoins ont vu « exploser ». Cette explosion a été entendue par la suite par les témoins les plus proches,
- les traces lumineuses des missiles étaient séparées de quelques secondes, en moyenne 2 à 3 s. Elles convergeaient vers l'avion. C'est le second missile qui a impacté l'avion sur son flanc gauche, l'explosion étant concrétisée immédiatement par une boule de feu très lumineuse,
- les directions indiquées localisent un événement à droite de l'avion vu de face, c'est-à-dire au sud de l'axe de la piste,
- les directions observées par les témoins n° 3 et n° 10 correspondent sensiblement aux positions supposées de tirs du camp militaire de KANOMBE (positions étudiées par la suite),
- les témoins n° 1 et 4, situés approximativement dans l'axe de la piste, tout en étant éloignés du point d'impact du missile sur l'avion, présentent des directions similaires,
- tous les témoins qui ont vu « l'explosion » de l'avion évoquent une boule de feu parfaitement visible, donc de taille et de luminosité importantes, qui a persisté pendant toute la durée de la chute de cet aéronef.

6.4 Examen et identification des débris

Lors de notre déplacement au Rwanda, nous avons pu examiner les débris restants de l'appareil.

Ceux-ci ont été rassemblés sur un terrain jouxtant l'ancienne résidence présidentielle, comme l'illustrent les deux photographies ci-après. Le terrain avait été nettoyé et l'herbe tondue récemment.

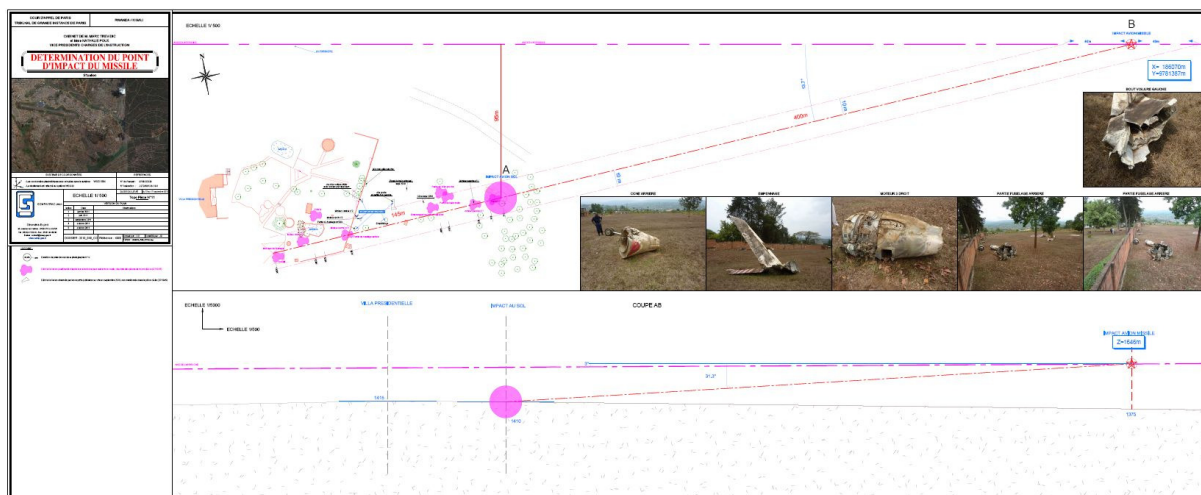
Vue générale : cône arrière et élément du train principal (premier plan)



Mur d'enceinte de l'ancienne résidence présidentielle

6.4.1 Description des débris de l'avion

Les débris, objet de la description qui suit, ont été relevés et positionnés sur le plan 201004984908 Topo pièce n°11 indice 5, joint en annexe 1 et repris ci-après :



• Train principal (voir aussi photographie en annexe 2)

Il s'agit d'une des deux jambes du train principal. Cette jambe de train principal est entière mais séparée par arrachement. Elle comporte son jeu de deux roues, appelé diabolos. Les deux pneumatiques en caoutchouc ne sont pas dégonflés et ne présentent aucune trace d'impact de projectile ou d'éclat, ni trace de brûlure. Les jantes ne sont ni altérées ni déformées. La jambe cylindrique de ce train, en acier inoxydable, n'est pas corrodée. Elle n'est pas déformée et ne présente pas de trace de chocs. Cet ensemble n'a pas été soumis au flux thermique produit par la boule de feu. Par manque d'indice, il n'a pas été possible de déterminer si cette jambe de train était celle du côté gauche ou celle du côté droit.



• **Moteur 3, droit** (voir aussi photographies en annexe 2)

Le moteur est entier, arraché de son support nacelle. Il ne comporte pas de traces d'impact d'éclats ni de trace de chaleur. De part les déformations externes, le moteur a roulé sur lui-même. Il présente un orifice important, de l'ordre de 20 cm de diamètre, au niveau de la chambre de combustion ❶. L'origine de cet orifice n'a pas pu être déterminée. Toutefois, les bords sont déchiquetés, relevés légèrement vers l'extérieur, indiquant que cet orifice serait probablement consécutif à une surpression interne. Il n'a pas été causé par l'impact d'un projectile sinon les lèvres du trou seraient retournées vers l'intérieur.





- **Moteur 1, gauche** (voir aussi photographies en annexe 2)

Le moteur 1 est présenté sans son enveloppe externe et sans sa chambre de combustion. Le cœur du moteur est globalement entier et ne présente pas d'orifice traversant lié à des éclats. Il n'est pas calciné.



- **Moteur 2, central** (voir aussi photographies en annexe 2)

Le moteur 2 central se présente sans sa chambre de combustion, mais avec son plateau de fixation ❶.

Comme le moteur 3 droit, il a été arraché de ses supports d'ancrage, à l'issu de l'impact au sol. Les dégradations mécaniques périphériques permettent d'indiquer qu'il a été traîné sur le sol et qu'il a roulé plusieurs fois sur lui-même. Ce moteur ne présente aucune trace d'éclat, ni de zone calcinée.



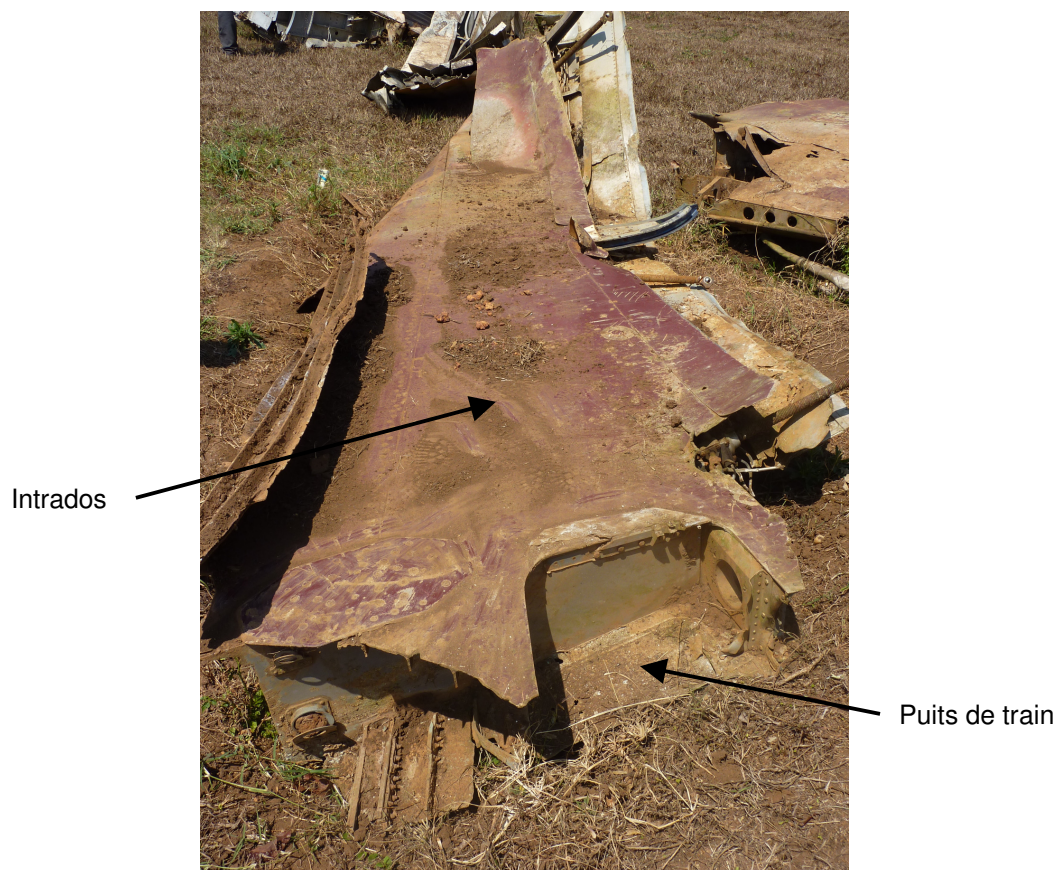
• **Aile droite** (voir aussi photographies en annexe 2)

L'aile droite est en un seul morceau, représentant 80 % environ de sa surface globale. Nous remarquons la fracture de cette aile, par arrachement, à l'aplomb du puits de train. Le bord d'attaque est relativement intègre. Au bord de fuite, il manque les volets et l'aileron. Nous ne relevons aucune trace de combustion, ni d'impact d'éclats. Le saumon d'aile est absent.



- **Aile gauche** (voir aussi photographies en annexe 2)

L'éclatement de la ligne de rivets est typique d'une explosion interne de réservoir d'aile ❶. Cette partie de l'aile est complètement disloquée et tordue par cette explosion interne. On constate que la peinture a brûlé sur certains morceaux. Il manque la portion de l'aile qui était rattachée au fuselage.



• **Tronçon fuselage arrière** (voir aussi photographies en annexe 2)

Nous relevons de nombreuses traces d'arrachement, ainsi que plusieurs traces d'impacts de projectiles, de munitions de petits calibres en différentes parties de l'enveloppe externe.



Nous constatons que l'intérieur de l'arrière de la cellule est calciné.

• **Empennage** (voir aussi photographies en annexe 2)

La partie restante de l'empennage est l'empennage horizontal droit. Il présente une très forte trace d'oxydation externe (couleur noire). Cet ensemble a été détaché de l'appareil par arrachement. Nous n'avons relevé aucun point d'impact d'éclats, ni de trace de combustion.

Une partie du bord d'attaque est absente, suite à un choc ①.

Attache du moteur
2 central



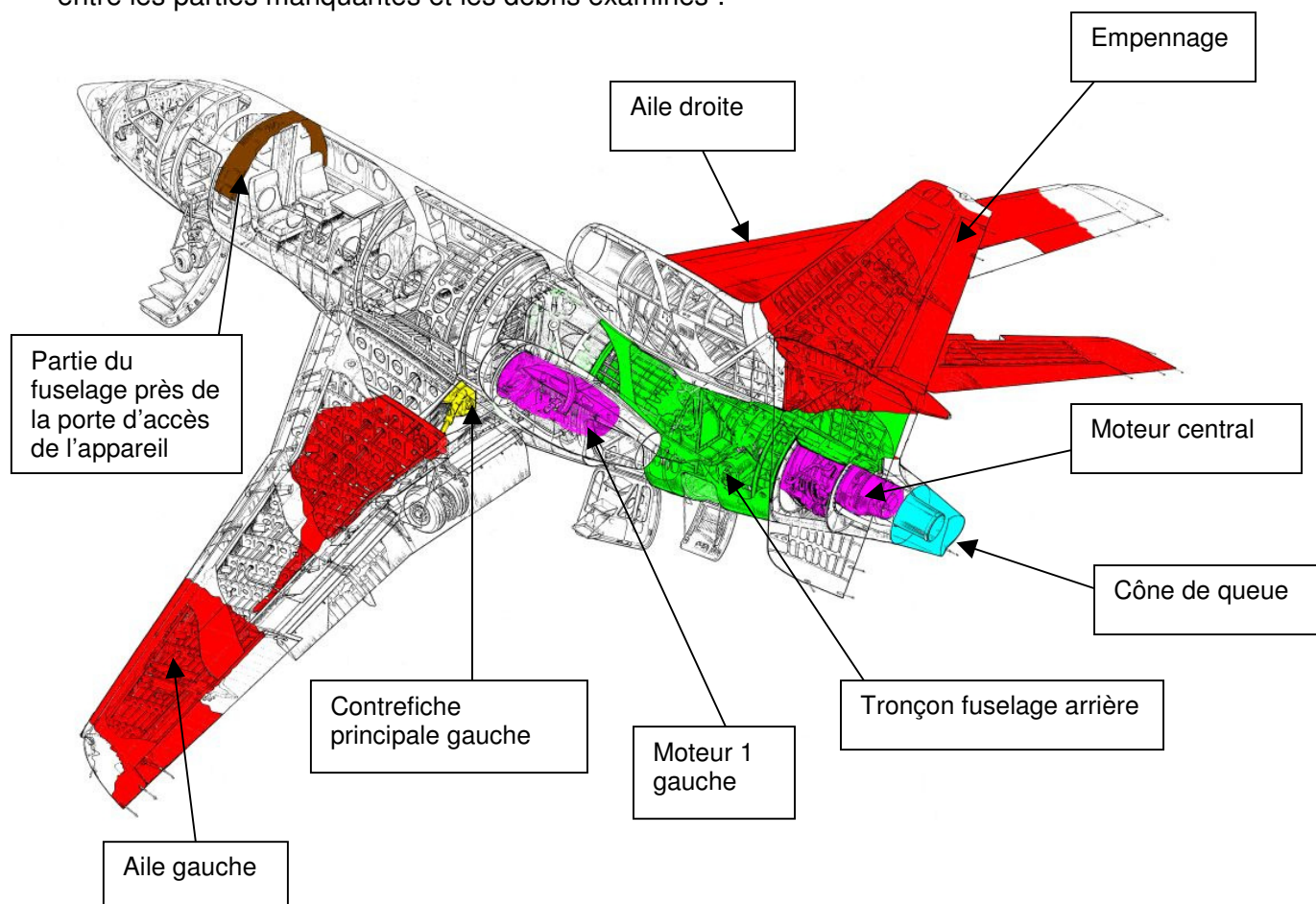
- **Cône de queue** (*voir aussi photographies en annexe 2*)

Le cône de queue se présente entier, décroché de la cellule à la suite d'un choc. Il ne comporte pas de trace d'impact de projectile de munition de petit calibre, ou d'éclat de missile.



6.4.2 Synthèse de l'examen des débris de l'avion

Les débris examinés ont été repositionnés sur le Falcon 50, pour avoir une évaluation des parties manquantes. La vue de l'avion en perspective, ci-après, montre la nette différence entre les parties manquantes et les débris examinés :



Nota :

- le moteur droit n'est pas représenté du fait de la vue en perspective de l'avion,
- la jambe de train n'est pas représentée dans la mesure où nous n'avons pas pu identifier s'il s'agissait de la gauche ou la droite.

Les éléments présents sur les lieux du crash représentent moins de 20 % de l'appareil.

Des constatations effectuées, il ressort que :

- les trois moteurs à réaction de l'avion n'ont pas été déformés par les effets de l'explosion du missile. Les endommagements mécaniques sont dus aux chocs subis lors du contact brutal de l'avion avec le sol. Ils ne comportent pas d'orifice traversant venant d'éclats produits par l'explosion de la tête du missile fonctionnant à proximité de la cible.

Ces trois réacteurs n'ont donc pas été sollicités, de près ou de loin, par l'explosion de la charge explosive du missile,

- l'empennage, le tronçon fuselage arrière et le cône de queue, n'ont également pas été déformés par l'explosion de la charge explosive du missile. Aucun orifice, causé par un (ou plusieurs) éclat (s) de la charge explosive, n'a été identifié. Des orifices causés par des munitions d'armes de petits calibres ont été observés, résultant de tirs réalisés après le crash de l'avion. Les déformations mécaniques relevées, dont de nombreux arrachements, sont uniquement dues aux chocs survenus lors de l'impact de l'avion sur le sol,
- les ailes :
 - . l'aile gauche est nettement plus endommagée que celle de droite. Une grande partie a disparu. Certains morceaux ont été soumis à un flux thermique très élevé qui a brûlé la peinture. L'éclatement de la ligne des rivets est typique d'une explosion interne de réservoir d'aile. Il manque la portion de l'aile et du réservoir qui était raccordée au fuselage,
 - . l'aile droite ne présente aucune trace de calcination : la peinture n'a pas brûlé. Par contre, il en manque une petite partie, elle a été fracturée par arrachement à l'aplomb du puits de train,
- pour ces deux ailes, aucun orifice lié à une projection d'éclats de la tête du missile n'a été relevé.

7. SYSTÈMES D'ARMES ANTI-AÉRIENS UTILISABLES

Sachant que notre cible est aérienne, nous allons définir une liste des moyens aériens que sont les armes usuelles mais aussi les petits missiles sol air appelé « MANPAD » car ceux-ci sont utilisables et mis en œuvre généralement par un seul homme. La liste de ces armements est présentée sous forme de fiche individuelle (53 fiches)

Afin de mieux cerner l'armement utilisé au milieu de toutes ces fiches, nous allons procéder par tableaux d'élimination en partant de la liste principale et en respectant l'ordre suivant :

- liste des armements cités (tableau 1)
- liste des armements au 6 avril 1994 (tableau 2)
- liste avec extraction des armements non utilisables techniquement (tableau 3)
- liste des armements possibles (tableau 4).

Un bref explicatif, tant historique que technique, sur les principes de fonctionnement des missiles sol/air est présenté ci-après pour aider à la compréhension de ces types de systèmes d'armes.

7.1 Rappel historique sur les missiles

En 1944-1945 en Allemagne, des bombes autopropulsées ont été utilisées comme moyen de représailles en réponse au débarquement allié en juin 1944. Hitler a donné l'ordre de lancer ses armes secrètes dans l'espoir de contre balancer la situation stratégique. Dans la nuit du 12 au 13 juin 1944 les premiers V1 tombent sur Londres puis les premiers V2 le 8 septembre 1944. Entre juin 44 et Mai 45, 8 000 V1 et 7 000 V2 sont lancés. **V** étant l'initiale de *Vergeltungswaffe* (arme de représailles).

Le V1 était une bombe volante, équipée d'un pulsoréacteur, ayant les caractéristiques d'un petit avion sans pilote de l'ordre de 5 tonnes. Il avait été inventé par l'ingénieur Lusser de la société Fieseler. Ces engins étaient catapultés sur une rampe inclinée à 15° sur 45 m de long puis stabilisés par un gyroscope durant le vol. Grâce à un système de loch (petite hélice située dans le nez) réglé au départ de l'engin pour calculer la distance à parcourir, celui-ci coupait l'arrivée d'essence, obligeant le missile à basculer. Trois détonateurs électriques assuraient, au contact du sol l'explosion des 500 kg de la charge militaire. Sa portée réduite (250 km), sa vitesse lente (500 km/h), sa faible altitude (800/900m) en faisait une proie facile pour l'aviation alliée. De fait 23% des V1 sur Londres et 15% sur Anvers atteindront leur cible.

Le V2 beaucoup plus sophistiqué est le véritable précurseur des missiles, mis au point par Wernher Von Braun entre 1938 et 1943, d'une masse de 12,8 tonnes, pour 14 m de long, d'un diamètre de 1,65 m, il pouvait emporter une charge militaire d'une tonne sur 350 km. Le moteur alimenté par un mélange d'alcool éthylique et d'oxygène liquide était contenu dans des réservoirs de 4 m³ constamment refroidis qui développait 600 000 ch. Le V2 quittait le sol verticalement pour atteindre l'altitude de 30 km puis basculait de 40° sous l'action de volets en graphite placés dans la tuyère sous contrôle des gyroscopes préréglés au sol. Á 50 km, soit une minute après le départ, sa vitesse était de 5 800 km/h, par radio les opérateurs contrôlaient le mouvement d'ascension du missile qui pouvait atteindre 93 à 97 km avant de retomber en chute libre à 3 500 km/h d'où une grande dispersion sur les cibles.

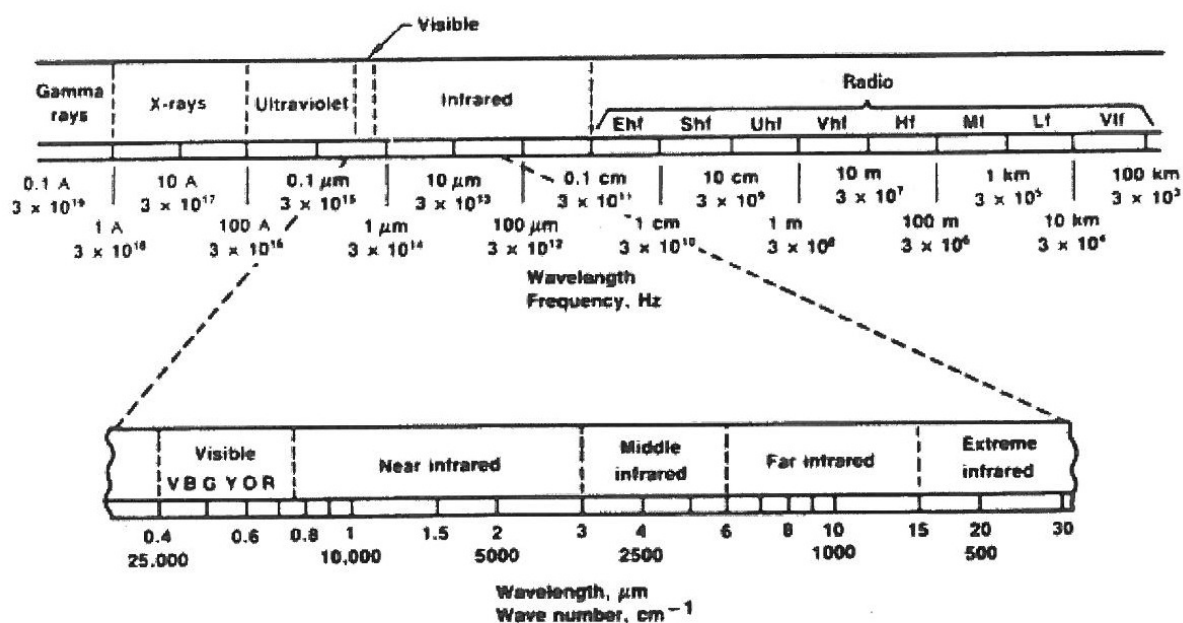
Le missile est donc un mobile destiné à la destruction d'un objectif mais conduit tout le long de sa trajectoire en fonction de son mode de guidage.

Il existe donc des missiles AIR/AIR, AIR/SOL, SOL/SOL, SOL/AIR, AIR/MER, MER/MER, de courtes, moyennes et longues portées, et des engins Cibles.

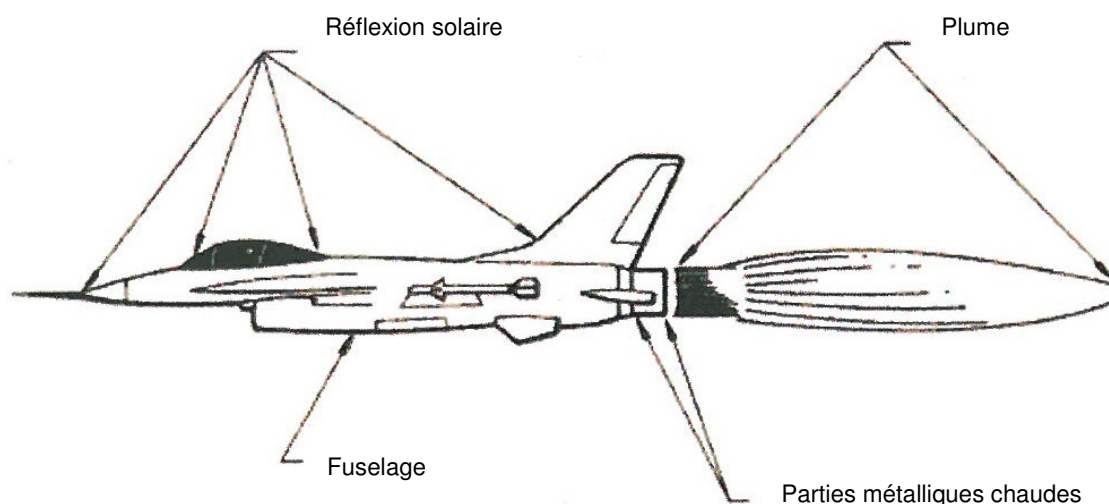
7.2 Généralités sur la composition et le principe de fonctionnement

Le missile se compose d'une cellule qui se divise en tronçons, sur lesquels se fixent la voilure, les commandes et les équipements. Ainsi on trouve les organes de guidage et de pilotage, les gouvernes, la batterie, la charge militaire et son système d'amorçage, le propulseur complété au besoin d'un moteur d'éjection.

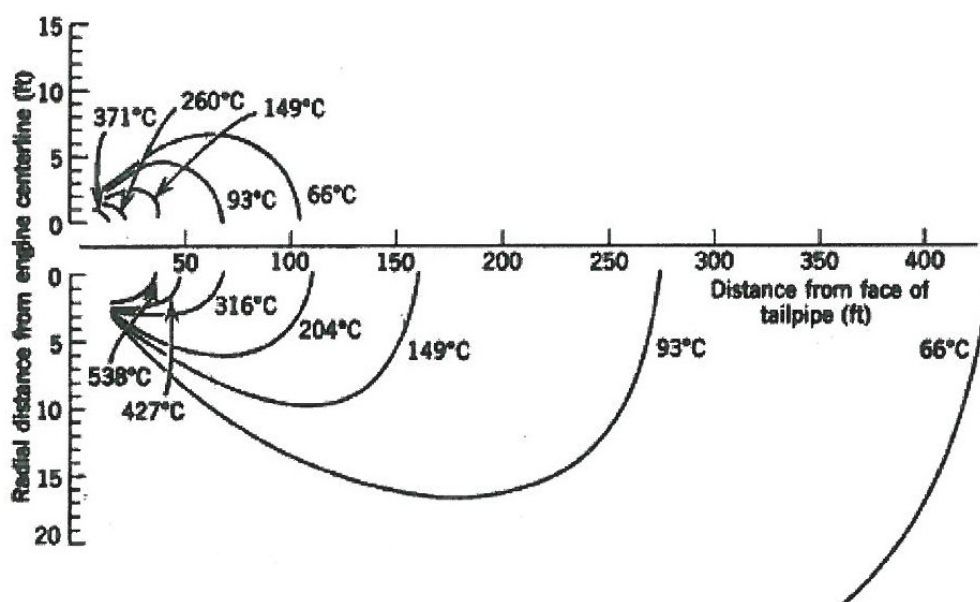
Le guidage peut se faire par téléguidage direct ou indirect (par optique, radio ou filaire) ou autoguidage par un autodirecteur actif, semi-actif ou passif (acoustique, optique, infrarouge, électromagnétique).



Dans notre cas ce sont les gaz chauds produits par les moteurs de l'avion qui fournissent le point de guidage du missile basé sur la puissance du rayonnement infrarouge.



En fonction du type de moteur, moteur à piston, turbopropulseur, réacteur avec ou sans postcombustion le rayonnement thermique sera différent. La figure ci-après nous donne, pour un avion de chasse, une idée (mesure en pied) du rayonnement sans Post Combustion (PC) (partie haute du diagramme) et avec Post Combustion (partie basse du diagramme).



La charge militaire de plusieurs types peut être de diverses compositions explosives (Octogène, Hexogène, Pentrite, Tolite...) coulé suivant différentes formes à fragmentation, à barreaux, semi-perforante, l'amorçage étant réalisé par une fusée de contact, une fusée de proximité et/ou une fusée temporisée.

Compte tenu des besoins énergétiques durant le vol le missile sera équipé généralement d'une batterie amorçable par une cartouche pyrotechnique, le courant continu est transformé par un convertisseur/régulateur en courant alternatif en fonction des besoins. Pour le bloc moteur, c'est généralement une charge de propergol avec son dispositif d'allumage qui assure la combustion du propulseur qui peut être à plusieurs phases (accélération puis croisière).

Le vol du missile quant à lui se découpera en quatre phases, le lancement, l'accélération, le vol de croisière à vitesse connue et la phase finale sur objectif le tout suivant les lois de navigation.

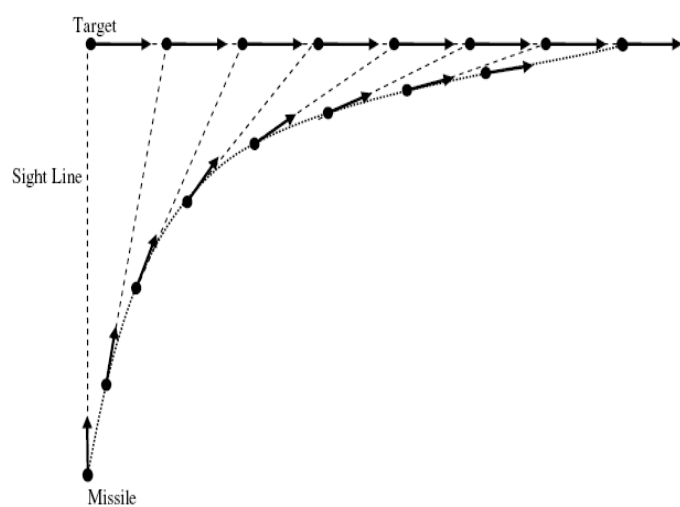
L'alignement est la phase préalable visant à donner les références au départ du missile, elle est suivie de la loi de poursuite qui peut être : la poursuite pure ou courbe du chien, la poursuite sur but futur ou la navigation proportionnelle.



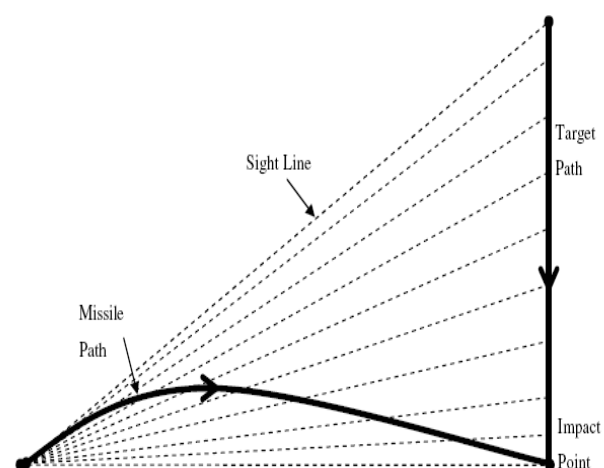
L'opération de dépointage avant tir est impérative pour les missiles de première génération de type Stréla 2 – SA 7.

- 1 – Visée (rouge)
- 2 – Opération de dépointage (violet)

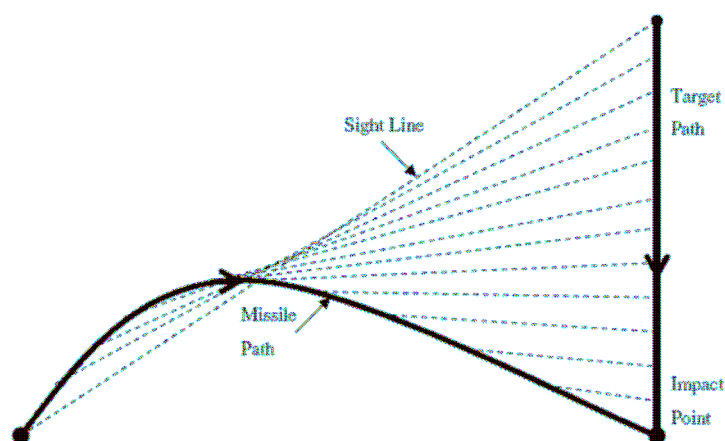




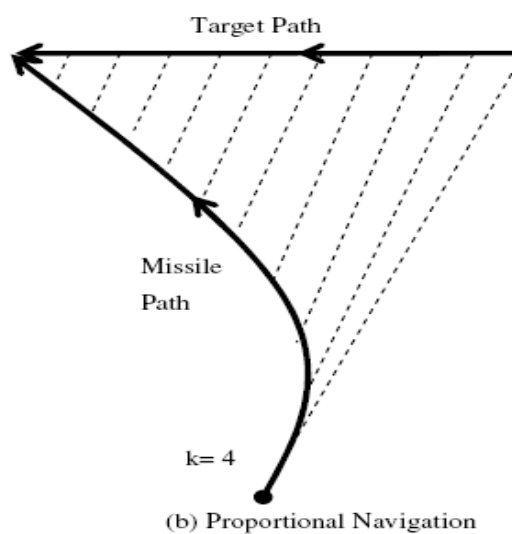
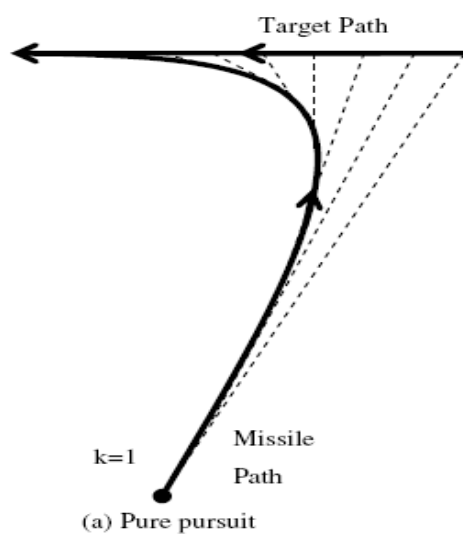
Poursuite pure ou courbe du chien



Poursuite sur but futur



Navigation proportionnelle



7.3 Comparatif entre la poursuite pure et la navigation proportionnelle

Analyse et description des divers types d'armements anti-aériens légers existant dans le monde, présentés sous forme de fiches individuelles.

TABEAU 1 – Liste des armements cités :

Fiches N°	Désignation	Code Otan	Pays d'origine	License
1	Mitrailleuse M2 HB		Etats-Unis	
2	Mitrailleuse M3		Etats-Unis	
3	Mitrailleuse DShK		Russie	
4	Mitrailleuse NSV		Russie	
5	Mitrailleuse KPV		Russie	
6	Canon de 23 mm		Russie	
7	Lance-roquette RPG-7		Russie	
8	Javelin		Angleterre	
9	Starburst	javelin S15	Angleterre	
10	startreak I		Angleterre	
11	startreak II		Angleterre	
12	Igla IE	SA 16	Bulgarie	sous License russe
13	FN 6 (HY 6)		Chine	copie tête missile Mistral
14	FN 16		Chine	
15	HongYing HN 5	SA 7 "grail"	Chine	copie SA 7 Stréla 2
16	Qian Wei 1		Chine	Similaire au Stinger 92A - USA
17	Qian Wei 2	SA 16	Chine	copie SA 16 Igla 1
18	Qian Wei 3		Chine	
19	Qian Wei 4		Chine	evolution
20	Qian Wei 11		Chine	copie Stinger
21	Qian Wei 18		Chine	
22	chiron (singung)		Corée du sud	
23	LG innotek		Corée du sud	copie Igla SA 18 russe
24	Sakr Eye	SA 7 "grail"	Egypte	copie Strela 2/2M - SA 7
25	Mistral 1		France	
26	Mistral 2		France	
27	Al Quds Martyrs brigade		Gaza	mélange Stréla 2/3, Igla 1E, QW1
28	Igla inde	SA 16	Inde	adaptation russe du SA 16
29	Misagh 1		Iran	
30	Misagh 2		Iran	copie chine Qian Wei 1
31	Kin sam type 91		Japon	
32	Anza Mk I		Pakistan	copie HN 5
33	Anza Mk II / Qian Wei-2		Pakistan	copie Qian Wei 1
34	Anza Mk III - QW-2		Pakistan	copie de Qian Wei 2/Stréla II
35	Grom		Pologne	copie Igla 1
36	Piorun		Pologne	développement du GROM 1
37	CA 94M		Roumanie	évolution du CA 94
38	CA 94		Roumanie	copie Strela 2M russe
39	Igla 1 – Gimlet	SA 16	Russie	
40	Igla 1M	SA 16	Russie	rénovation des Igla 1 en version naval
41	Igla – Grouse	SA 18	Russie	développement du GROM 1
42	Igla S		Russie	rénovation des Igla 1
43	Strela 2 – Grail	SA 7 a	Russie	
44	Strela 2M – Grail	SA 7 b	Russie	
45	Strela 3 – Gremlin	SA 14	Russie	
46	RBS 70		Suède	

47	Bolide		Suède	
48	Stinger 43A		Etats-Unis	FIM 43A
49	Stinger 92A		Etats-Unis	FIM 92A
50	Stinger 92B		Etats-Unis	FIM 92B (Stinger post)
51	Stinger 92C		Etats-Unis	FIM 92C (IRCM)
52	Stinger 92D		Etats-Unis	FIM 92D (Stinger Block 1)
53	Stinger 92E		Etats-Unis	FIM 92E (Stinger block 2)

Mitrailleuse M 2 H.B. (Etats-Unis - Belgique)

Fiche N° 1



Origine : Mitrailleuse de gros calibre, tirant la munition .50 Browning (12,7 x 99) universellement répandue.

L'arme et sa munition ont été développées après la Première Guerre Mondiale par John Browning. Il s'agit tout d'abord d'un modèle lourd et encombrant, refroidi par eau.

Dans les années qui suivent, on développe aussi des armes plus légères, où le radiateur à eau est supprimé et remplacé par un tube perforé permettant à l'air de circuler autour du canon. Ce tube est rendu facilement interchangeable afin de pouvoir le remplacer en cas de surchauffe.

La version définitive est figée en 1938, d'abord produite par Colt, sa fabrication est étendue au cours du Second conflit mondial à d'autres constructeurs et on en produit plusieurs millions. C'est aujourd'hui l'arme de sa catégorie la plus répandue dans le monde et elle est toujours en fabrication dans deux usines aux Etats-Unis ; ainsi que par la FN Herstal en Belgique.

Elle est en service dans la plupart des armées occidentales, comme arme d'appui sur les engins blindés.

Descriptif et fonctionnement : Elle possède une cadence de tir d'environ 550-600 c/mn et fonctionne par court recul du canon, le verrouillage de la culasse est assuré par une pièce ascendante venant se loger dans la rallonge du canon. Les organes de visée mécaniques sont constitués par un guidon nu et une hausse à curseur et planchette graduée. Elle tire des munitions de type 12,7 x 99 à balle ordinaire, traçante, perforante, incendiaire, perforante-traçante, perforante-incendiaire-traceuse, explosive-incendiaire, etc.

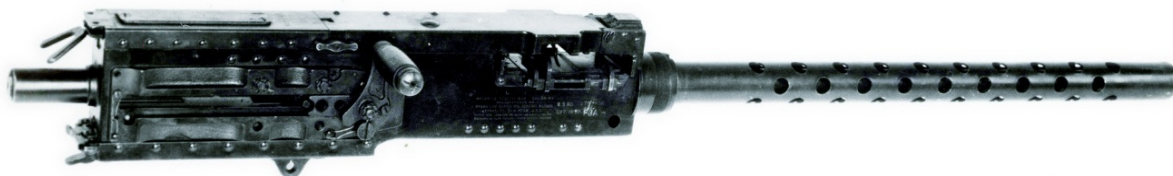
La M 2 H.B. est servie par deux hommes (un tireur, un pourvoyeur). Elle est montée sur divers affûts terrestres, des véhicules, des chars et des navires.

Pays utilisateurs : Afghanistan, Algérie, Allemagne Fédérale, Arabie Saoudite, Argentine, Australie, Autriche, Bahreïn, Belgique, Belize, Bénin, Bolivie, Botswana, Brésil, Burkina Faso, Burundi, Cameroun, Canada, Chine Nationaliste, Chypre, Congo (R.D.), Corée du Sud, Côte d'Ivoire, Croatie, Cuba, Danemark, Djibouti, Egypte, Emirats Arabes Unis, Equateur, Espagne, Estonie, Etats-Unis, France, Gabon, Ghana, Grèce, Grenade, Guatemala, Haïti, Honduras, Inde, Indonésie, Iran, Irlande, Italie, Jamaïque, Japon, Jordanie, Kenya, Koweït, Lettonie, Laos, Liban, Libéria, Luxembourg, Malaisie, Malte, Maroc, Maurice (Ile), Mauritanie, Mexique, Nicaragua, Niger, Norvège, Nouvelle-Zélande, Oman, Pakistan, Panama, Paraguay, Pays-Bas, Pérou, Philippines, Portugal, Qatar, République Dominicaine, Roumanie, Rwanda, Salomon (Iles), Salvador, Sénégal, Serbie, Singapour, Slovaquie, Sri Lanka, Suède, Suisse, Surinam, Tchad, Thaïlande, Timor Oriental, Togo, Tonga, Turquie, Uruguay, Venezuela, Viêt-Nam (Nord), Viêt-Nam (Sud), Yémen, Yougoslavie, Zimbabwe, etc.

Peu répandue au Rwanda au moment des faits, son utilisation aurait été possible, toutefois les circonstances du tir (de nuit), son poids, les dégâts observés sur l'appareil et les dépositions des témoins permettent d'écarter l'emploi de ce type d'arme.

Mitrailleuse M 3 (Etats-Unis - Belgique)

Fiche N° 2



Origine : La mitrailleuse M 2 décrite sur la fiche précédente, a aussi été montée sur des avions et la firme Colt en a vendu plusieurs milliers d'exemplaires à l'exportation jusqu'en 1940. À la fin des années 1930, suite aux travaux menés par l'Arsenal de Springfield et Colt, on a pu augmenter la cadence de tir à 850 c/mn, puis à 1 000 c/mn avec la mitrailleuse d'avion AN-M 2 adoptée en 1940. A la fin du conflit, on réalise la M 3 dont la cadence de tir est encore plus élevée (1 250 c/mn). On l'installe d'abord sur des avions mais elle fait place à des canons automatiques avec l'apparition des chasseurs supersoniques. Elle est toujours utilisée sur des hélicoptères et elle peut aussi être montée sur des véhicules ou des embarcations.

Pays utilisateurs : Les M 3 sont toujours produites aux Etats-Unis et en Belgique. Elles sont ou ont été employées par les pays suivants : Allemagne Fédérale, Argentine, Belgique, Bolivie, Brésil, Canada, Chypre, Colombie, Egypte, France, Italie, Japon, Liban, Laos, Malaisie, Mexique, Nouvelle-Zélande, Paraguay, Philippines, Thaïlande.

L'utilisation de cette arme aurait été techniquement possible, mais à notre connaissance elle n'était pas présente dans cette région de l'Afrique au moment des faits et aucun impact de type 12,7 n'a été observé sur les restes de l'appareil.

Mitrailleuse DShK (Russie)

Fiche N° 3



Origine : Mitrailleuse de gros calibre, tirant une cartouche de 12,7 mm non-interchangeable avec la cartouche américaine .50 Browning. Les premiers prototypes (DK) développés par Vassiliy Degtyarev et Ivan Kolesnikov ont été testés à partir de 1930, ils étaient alimentés par un tambour. Perfectionnée avec un dispositif d'alimentation par bande, dû à Georgy Shpagin, la mitrailleuse DShK est adoptée en 1938. Après la guerre, elle est modifiée avec le modèle DShK 1938/46. Sa fabrication est alors assurée par des pays autres que la Russie (Chine, Bulgarie, Iran, Pakistan, Roumanie, Tchécoslovaquie).

Descriptif et fonctionnement : L'arme fonctionne par emprunt des gaz, la culasse mobile est verrouillée par deux taquets latéraux. L'alimentation s'effectue au moyen de bandes métalliques à maillons non détachables. Les organes de visée mécaniques sont constitués par un guidon nu et une hausse à curseur et planchette graduée.

Elle tire des munitions de type 12,7 x 108 à balle perforante, incendiaire, perforante-incendiaire, perforante-incendiaire-traceuse, explosive et explosive-incendiaire. La DShK 1938/46 est servie par deux hommes (un tireur, un pourvoyeur). Elle est montée sur divers affûts terrestres, des véhicules, des chars et des navires.

Pays utilisateurs : La DShK 1938/46 est (ou a été) largement utilisée par les pays satellites de l'U.R.S.S., ainsi qu'en Asie, en Afrique ou ailleurs : Afghanistan, Albanie, Algérie, Allemagne de l'Est, Angola, Arménie, Azerbaïdjan, Bangladesh, Belarus, Bénin, Bosnie Herzégovine, Bulgarie, Cambodge, Cap-Vert, Centrafrique, Chili, Chine, Chypre, Congo (R.P.), Congo (R.D.), Corée du Nord, Cuba, Djibouti, Egypte, Erythrée, Estonie, Finlande, Georgie, Ghana, Grenade, Guinée, Guinée Bissau, Guinée Equatoriale, Haïti, Hongrie, Inde, Indonésie, Iran, Irak, Kazakhstan, Kirghizistan, Laos, Lettonie, Liban, Libye, Lituanie, Macédoine, Madagascar, Maldives, Maroc, Maurice (Ile), Mozambique, Népal, Nicaragua, Ouganda, Pakistan, Pologne, République Tchèque, Roumanie, Russie, Serbie, Sierra Leone, Slovénie, Syrie, Tanzanie, Togo, Viêt-Nam, Yémen, Yougoslavie, Zambie

Son utilisation est possible contre des objectifs aériens lents, toutefois les circonstances du tir (de nuit), son poids (152 kg avec l'affût), les dégâts observés sur l'appareil et les dépositions des témoins permettent d'écarter l'emploi de ce type d'arme.

Mitrailleuse NSV (Russie)

Fiche N° 4



Origine : Le successeur de la DShK 1938-46 est la mitrailleuse NSV, plus légère et tirant la même munition (12,7 x 108). Sa conception est due à un groupe d'ingénieurs : G.I. Nikitin, J.M. Sokolov et V.I. Volkov. L'arme entre en fabrication en Russie au début des années 1970, elle est aussi produite en Bulgarie, Inde, Kazakhstan, Pologne, Serbie, Ukraine.

Descriptif et fonctionnement : La NSV fonctionne par emprunt des gaz, avec une culasse mobile munie d'une tête rotative. L'alimentation est similaire à celle de la DShK 1938-46, décrite sur la fiche précédente et les deux armes utilisent les mêmes munitions. Essentiellement destinée à tirer contre des objectifs terrestres, elle reçoit des organes de visée mécaniques ou une optique. Elle est habituellement servie par deux hommes et est habituellement montée sur un affût trépied terrestre ou sur des véhicules blindés récents.

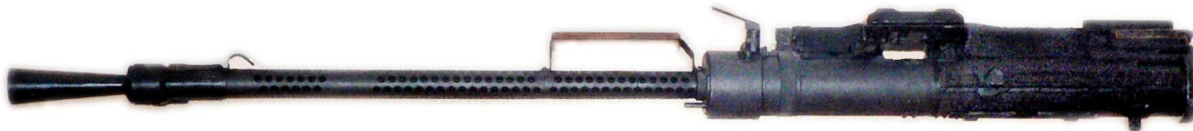
Pays utilisateurs : Afrique du Sud, Algérie, Allemagne de l'Est, Angola, Arménie, Azerbaïdjan, Belarus, Bosnie Herzégovine, Bulgarie, Cambodge, Chypre, Corée du Nord, Croatie, Cuba, Djibouti, Egypte, Erythrée, Estonie, Ethiopie, Finlande, Georgie, Hongrie, Inde, Iran, Irak, Kazakhstan, Kirghizistan, Koweït, Lettonie, Libye, Lituanie, Macédoine, Malaisie, Maroc, Mongolie, Monténégro, Myanmar, Ouzbékistan, Pakistan, Pologne, République Tchèque, Roumanie, Russie, Serbie, Sierra Leone, Slovaquie, Slovénie, Syrie, Tadjikistan, Turkménistan, Viêt-Nam, Ukraine, Yémen.

Son utilisation semble peu probable au moment des faits (1994), car elle était assez peu répandue en Afrique à cette époque.

Son utilisation est possible contre des objectifs aériens, toutefois les circonstances du tir (de nuit), son poids (51 kg avec le trépied), les dégâts observés sur l'appareil et les dépositions des témoins permettent d'écarter l'emploi de ce type d'arme.

Mitrailleuse KPV (Russie)

Fiche N° 5



Origine : Le développement de cette mitrailleuse débute en 1949, afin de doter les forces du Pacte de Varsovie d'un matériel de défense anti-aérien plus puissant que la DShK 1938/46, à une époque où les missiles destinés à la même fonction n'avaient pas encore fait leur apparition. Pour ce faire l'arme tire une munition de 14,5 mm utilisée pour le combat antichar pendant la Seconde guerre mondiale. Elle est mise en fabrication à partir de 1954 en Russie et un peu plus tard en Bulgarie, Chine, Corée du Nord, Iran, Pologne, Roumanie.

Descriptif et fonctionnement : La KPV fonctionne par court recul du canon, avec une culasse mobile munie d'une tête rotative avec verrouillage par vis à filets interrompus. Elle est alimentée par bandes métalliques à maillons non détachables et utilise une visée optique pouvant varier suivant le type de montage.

Elle est déclinée en plusieurs versions :

- ZPU-1, montage simple sur affût trépied ou remorque,
- ZPU-2, montage jumelé sur affût de véhicule ou remorque,
- ZPU-4, montage quadruple sur affût spécifique ou engin blindé.

Cette arme tire des munitions de 14,5 x 114 à balle perforante-incendiaire, perforante-incendiaire-traceuse, traceuse-incendiaire, explosive-incendiaire.

Pays utilisateurs : Afghanistan, Albanie, Algérie, Allemagne de l'Est, Angola, Arménie, Bangladesh, Belarus, Botswana, Bulgarie, Burundi, Cambodge, Cameroun, Chine (R.P.), Congo (R.P.), Corée du Nord, Cuba, Djibouti, Egypte, Equateur, Erythrée, Estonie, Ethiopie, Finlande, Georgie, Ghana, Grenade, Guinée, Guinée Bissau, Guinée Equatoriales, Hongrie, Inde, Indonésie, Iran, Irak, Kazakhstan, Kirghizistan, Koweït, Laos, Lettonie, Liban, Libye, Madagascar, Malawi, Maldives, Malte, Maroc, Mexique, Mongolie, Mozambique, Népal, Nicaragua, Pakistan, Pérou, Pologne, République Tchèque, Roumanie, Russie, Sierra Leone, Somalie, Soudan, Syrie, Tchad, Togo, Turquie, Ukraine, Uruguay, Viêt-Nam (Nord), Yémen, Zambie.

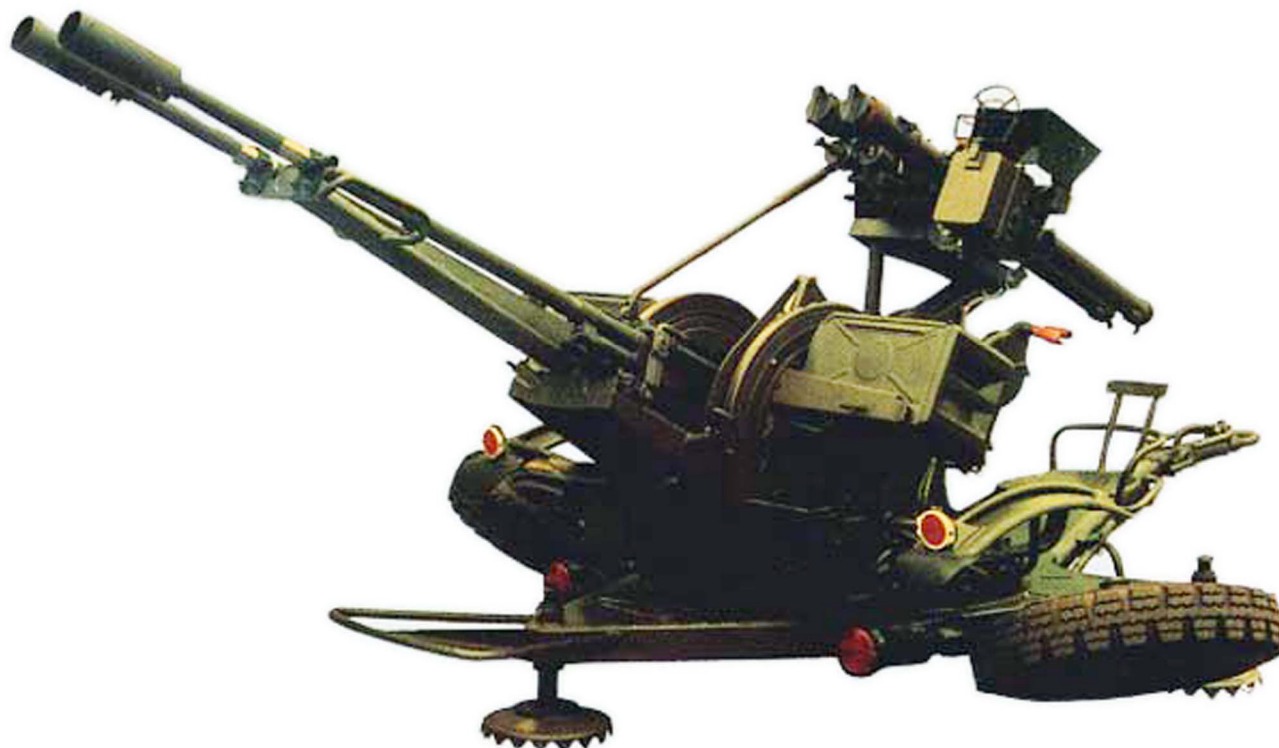
Son utilisation est possible contre des objectifs aériens (jusqu'à une distance de 2 000 m et une altitude de 1 000 m) avec une conduite de tir appropriée, toutefois les circonstances du tir (deux tirs et non une succession de projectiles traçants), son poids (plusieurs centaines de kilos avec l'affût), les dégâts observés sur l'appareil et les dépositions des témoins ne nous permettent pas d'envisager son utilisation.

Mitrailleuses KPV, montées sur affûts ZPU-2 installés sur pick-up 4 x 4



Canon de 23 mm (Russie)

Fiche N° 6



Origine : Apparu dans les années 1960, le canon de 23 mm 2 A 14 représente la montée en puissance des armes terrestres de défense anti-aérienne. Il est efficace contre les avions volant à basse altitude, jusqu'à une portée de 2 500 m et une altitude de 2 000 m.

Descriptif et fonctionnement : C'est une arme qui fonctionne par emprunt des gaz, avec une culasse verrouillée au départ du coup. Elle est alimentée par la droite ou par la gauche avec des obus montés sur maillons détachables, placés dans un tambour de 50 coups.

Elle utilise des munitions de 23 x 152, pouvant tirer des obus perforants-incendiaires, perforants-traceurs, explosifs, explosifs-traceurs ou perforants sous calibrés à sabot détachable.

La visée s'effectue au moyen d'une optique pouvant être associée à une conduite de tir et à un radar à micro-ondes.

Ce canon est généralement combiné à un affût jumelé ZU 23-2 sur remorque ou un affût ZU 23-4 installé sur engin blindé. Il peut être couplé à des lance-missiles.

Le système ZU 23 est fabriqué par la Russie, la Bulgarie, la Chine, l'Egypte et la Pologne.

Pays utilisateurs : Russie, Afghanistan, Algérie, Arménie, Bangladesh, Bosnie Herzégovine, Bulgarie, Cambodge, Chine, Cap Vert, Cuba, Chypre, Equateur, Egypte, Estonie, Ethiopie, Finlande, Gabon, Georgie, Grèce, Guinée-Bissau, Inde, Indonésie, Irak, Iran, Israël, Hongrie, Laos, Liban, Libye, Maroc, Moldavie, Mongolie, Mozambique, Myanmar, Nicaragua, Nigeria, Ouganda, Pakistan, Pérou, Pologne, Serbie, Sri Lanka, Tanzanie, Ukraine, Viêt-Nam, Yémen, Zimbabwe.

Son utilisation est improbable dans la mesure où il s'agit d'un système sophistiqué, lourd (950 kg pour le ZU 23-2). Les dégâts observés sur l'appareil et les déclarations des témoins ne concordent pas avec ce type de matériel.

Lance-roquette RPG-7

Fiche N° 7



Origine : Créé en 1962, le lance-roquette anti-char RPG-7, est une évolution du modèle précédent le RPG-2. Il s'agit d'une arme anti-char simple, économique et facile à mettre en œuvre. Elle est très répandue en Asie, en Afrique et au Moyen-Orient.

Descriptif et fonctionnement : C'est aussi un engin léger (6,3 kg) et peu encombrant (longueur = 0,95 m). L'élément principal se compose d'un tube en alliage léger de 40 mm. Il reçoit :

- un dispositif de mise à feu mécanique avec chien externe, ce qui lui assure une parfaite sécurité,
- un dispositif de visée mécanique ou une lunette de visée munie d'une échelle stadimétrique et de repères permettant la correction des tirs sur objectifs en mouvement.

Le RPG-7 tire divers types de roquettes à charge creuse ou thermobarique dont les performances et le calibre varient en fonction des modèles. La portée est d'environ 200 à 300 m.

Il été fabriqué en Russie, chine, Egypte, Géorgie, Iran, Irak, Pakistan, Roumanie.

Pays utilisateurs : Ils sont à peu près aussi nombreux que ceux du Kalashnikov, avec peut être une centaine de pays.

Bien que cet engin ait été cité sur le lieu des faits, son utilisation dans l'affaire concernée doit être écartée en raison de sa portée limitée et de la trop grande vitesse de l'objectif.



Javelin (Royaume-Uni)

Fiche N° 8



Origine : Présenté officiellement en 1983 ce petit missile sol-air (12kg) a été développé en 1979 par Thalès sous contrat du Ministère de la Défense britannique. C'est un missile à guidage visuel semi-automatique sur ligne de visée, il est équipé d'une détection infrarouge et d'un mode d'acquisition vidéo (TV), c'est un système compact (19 kg), une seconde version fut mise en service en 1984 permettant de déjouer les principaux systèmes lance leurres. Il a été évalué en 1985 (100% de succès au tir), pour une mise en service opérationnelle en 1986, il est remplacé en 1993 par le Starburst, il est alors mis en réserve de guerre et utilisé pour l'entraînement.

Descriptif : long de 1,40m, il est contenu dans son tube lanceur dont la tête rotative est protégée par un couvercle éjecté au départ du missile. Le gyro est pressurisé au gaz et le missile est équipé d'une batterie thermique. Il est équipé d'un système de stabilisation commandé soit en automatique (autoguidage) soit en manuel (joystick) par guidage TV par onde radio.

Le tube comporte pour cela une poignée sur le coté gauche. La charge militaire (2,7kg) fonctionne avec la fusée d'impact, la fusée de proximité ou le système d'autodestruction.

Fonctionnement : L'observateur par acquisition visuelle dirige le tireur vers la cible. Le tireur active alors le système (on/off) puis déclenche le système d'acquisition (camera CCD) qui se confirme par un cercle rouge dans le viseur. Le tireur presse alors la détente ce qui active les deux batteries internes pour l'allumage du moteur et lancer le gyro. Après 0,2 seconde la coiffe du missile est éjectée et c'est le départ du missile. Lors du tir durant le vol le missile doit être suivi et guidé sur sa trajectoire par la ligne de visée du tireur sous peine de perdre le signal ce qui entraîne son passage en mode autonome mais peut perdre le signal et alors déclencher son autodestruction.

Portée : 300 m à 4.500 m – Altitude 10 m à 3000 m.

Pays utilisateurs : Angleterre (1984), Botswana (1986), Pérou (1995), Corée du Sud (1986), Oman (1984).

Conclusion : Son utilisation est possible contre les objectifs aériens avec acquisition visuelle de jour. Cependant, vu les circonstances du tir de nuit et le fait qu'il n'a jamais été revendu en Afrique par les pays acheteurs au moment des faits, son utilisation est peu probable

Starburst (Royaume-Uni)

Fiche N° 9



Origine : Le Starburst (nom d'origine Javelin S15) fut lancé dans les années 1985, il garde les caractéristiques du Javelin et utilise la technologie du guidage laser optique. Le développement est terminé en 1989 et dès 1990 commence la mise en service opérationnel. Il est utilisé pour la première fois durant la conflit en Irak (Opération Tempête du Désert). Au départ le système comporte 2 composants : le tube contenant le missile et le système de tir ; puis le système est ensuite modifié pour contenir 3 tube lance-missiles montés sur un tripode pour une application terrestre, aérienne ou naval. La production cesse en 2001.

Descriptif : Le poste de tir comporte trois tubes-lanceurs. Le missile est long de 1,40m, sa tête rotative est protégée par un couvercle éjecté au départ. Le gyro est pressurisé au gaz et le missile est équipé d'une batterie thermique. Il possède un système de guidage laser redondant, monté dans deux ailes à l'arrière. Le système de tir comporte l'antenne réception laser. La charge militaire (2,7kg) fonctionne avec la fusée d'impact, la fusée de proximité ou le système d'autodestruction, en option il y a un détecteur IFF.

Fonctionnement : Le tireur doit acquérir sa cible puis enclencher le système pour connaître les angles de tir et l'altitude, il appuie sur la détente et le missile est éjecté à une distance de sécurité puis il maintient la cible dans le viseur à l'aide de la commande et le missile se verrouille sur sa cible. Si la cible n'est pas la bonne, le tireur peut détruire le missile.

Portée : 3.000m à 7.000m.

Pays utilisateurs : Grande-Bretagne (1990), Malaisie (1993), Koweït (1995), Qatar (1997), Canada (?).

Conclusion : Son utilisation est possible contre les objectifs aériens avec acquisition visuelle, mais en raison de son encombrement (trépied et tri-tube), de sa date de mise en services et des dates de vente à l'exportation son utilisation est impossible

Starstreak I (Royaume-Uni)

Fiche N° 10



Origine : Le projet remonte à 1984 pour un début de développement en 1986 (projet S14) par Thalès et MBDA auprès du MoD britannique, la définition du missile est arrêté sous le nom de « Startreak » en 1995, la mise en service opérationnelle est prononcée en 1997. Le système est associé à un viseur de toit avec trois tubes lance-missiles. Les quatre avantages de ce système sont le viseur de nuit, l'imagerie thermique, la capacité de veille sur 24 heures et la vitesse du missile (mach 3). Cet engin est actuellement en production.

Descriptif : Les trois versions actuelles du missile utilisent la même base. Le missile utilise un propulseur solide à deux étages. L'éjection missile et l'allumage moteur se font en une fraction de seconde. Le missile est équipé de trois ailettes et d'une charge militaire à haute pénétration ainsi que d'une fusée à retard. Le système de visée est stabilisé avec échange de données par Bus. Le module de commande est équipé de batterie au lithium. Il existe une fonction "super élévation". La charge militaire à fragmentation est à base de tungstène.

Fonctionnement : L'acquisition visuelle se fait par le viseur qui doit être maintenu sur la cible afin de Starstreak les angles de tir et la confirmation que le missile ira sur la cible. Le missile est équipé d'un propulseur double base extrudé de type roquette pour extraire le missile puis le second étage permettant au missile d'atteindre la vitesse de mach 3,5. Les diodes laser permettent de Starstreak la position du missile en 2D.

Portée : 300 à 7.000 m avec une vitesse initiale de 1 020 ms.

Pays utilisateurs : Angleterre (1992), Afrique du sud (2007)

Conclusion : Vu la date de mise en service de ce matériel, son utilisation au moment des faits est impossible

Starstreak II (Royaume-Uni)

Fiche n° 11



Origine : C'est en 1997 que Ministère de la Défense britannique (MoD) signe le contrat, les premiers tests on lieu en 1998, ce missile doit rester opérationnel jusqu'en 2020, il est présenté officiellement en 2007.

Descriptif : Toutes les versions du Starstreak utilisent le même missile fondamental. La particularité de ce missile réside dans le fait que sa tête est composée de trois dards de tungstène. Le missile se compose d'un ensemble propulseur solide à deux étages, un propulseur d'éjection et le moteur principal. Chaque dard est guidé de façon autonome par le laser. Une tête militaire à haute densité est incluse dans chaque dard.

Fonctionnement : Le missile est guidé par deux rayons lasers (faisceau de ralliement et faisceau d'excitation) projetés dans une matrice de bidimensionnel par le dispositif de pointage. Les trois dards se pilotent en formation dans une rayon approximatif de 1,5 m. La charge explosive de chaque dard est suffisante pour détruire la cible par impact des nombreux éclats de tungstène. C'est un système principalement monté sur véhicule léger équipé de tourelle.

Portée : 7 000 m pour 1 020 m/s

Pays utilisateurs : Royaume Uni,

Conclusion : Vu la date de mise en service de ce missile et la nécessité d'employer un affût, son utilisation n'est pas envisageable.

Igla-1E (Bulgarie)

Fiche n° 12



Origine : C'est la société Vazovski Machinostroitelni Zavodi (VZM) qui produisait sous licence Russe ce missile de seconde génération type KBM 9K310E Igla-1E (sous désignation OTAN SA-16) de la famille des missiles Igla-1. Sa désignation exportation est 9K310E. La décision de production a été prise en 1971 par l'Union Soviétique pour l'exportation afin de se concentrer sur les versions Strela-2/2M/3 sous le nom d'Igla (pointeau). Ce missile utilise l'expérience acquise du système portatif de défense aérienne Russe et en particulier la technologie du refroidissement de l'autodirecteur (Igla-1). Il utilise l'autodirecteur du Strela-3 (type 9M313) ainsi que des équipements aérodynamique nouveaux. Le propulseur du type 9M313 était nouveau ainsi que la plupart de l'électronique et certaines parties de la tête militaire dont les détonateurs.

Descriptif : L'Igla-1E est conçu pour engager les cibles à basse altitude ou en vol stationnaire en détectant les surfaces chaudes bord d'attaque ou échappement tout en étant guidé en mode FM. Le missile peut engager des cibles ayant une vitesse comprise 360 et 400 m/s. Il est tiré en position stationnaire mais il est également possible de le tirer à partir d'un véhicule blindé, en roulant si la vitesse est inférieure à 20 km/h.

Fonctionnement : Le missile, est éjecté de son tube par un propulseur à deux étages (accélération et croisière). L'autodirecteur est un infra rouge passif avec refroidissement. Les ordres de guidage proviennent de la section du contrôle du missile par guidage FM. La fusée d'impact ou de proximité fait détonner les 1,2 kg de la charge explosive à fragmentation. Le tube est accompagné d'une mire à l'avant ainsi que d'un indicateur de lumière. Le bloc électronique assure la montée en régime du système d'autoguidage de l'autodirecteur et l'interface mécanique vers la poignée.

Portée : 5.000 m pour 320 à 400 m/s avant auto destruction entre 14 à 17s.

Pays utilisateurs : Bulgarie, d'après l'ONU seul le Pérou a acheté ce missile.

Conclusion : Peu répandu, ce missile n'a pas pu être utilisé lors des faits.

Fei Nu 6 (HY-6) (Chine)**Fiche n° 13**

*Destruction en vol du Falcon 50 – KIGALI (RWANDA)
Instruction n° 2272/00/13&1341 – Parquet n° 9729523030*

Origine : C'est un tout premier petit missile à visé optique et guidage radio présenté officiellement en 2008. Il est destiné aux avions ou hélicoptères à faible vitesse.

Descriptif : L'ensemble de 17 kg ne peut pas engager de cible sous facteur de charge (au-delà de 4g).

Fonctionnement : Le missile est éjecté du tube, il se produit ensuite l'ouverture des ailettes puis l'accélération à moins de 600m/s. La tête est équipée d'un détecteur IR passif, en apparence elle est similaire à celle du Mistral français développé par MBDA.

Portée : 3.800 m avec une vitesse d'engagement de la cible à moins de 360 m/s

Pays utilisateurs : Chine, Malaisie (envisagé), Soudan (non confirmé), Pérou, Cambodge.

Conclusion : En raison de la date de sa mise en service, il ne peut pas être retenu.

FN 16 (Chine)

Fiche n° 14



Origine : Le FN 16 est l'un des derniers missiles présentés en 2009 à l'exportation pour un client étranger non cité. Son développement semble terminé.

Descriptif : C'est un missile de 11,5 kg équipé d'un détecteur IR bi-color, d'une fusée de contact et d'une fusée Laser de proximité, son moteur de nouvelle génération est à poudre à haute énergie.

Fonctionnement : Le missile est tiré soit par un homme, soit par une unité de tir comportant 4 tubes lance-missiles.

Portée : de 500 à 5.500 m

Pays utilisateurs : Chine.

Conclusion : Ce matériel est trop récent pour avoir été utilisé en 1994.

HongYing 5 (HN-5 Chine)

Copie du SA 7 Russe

Fiche n° 15



Origine : C'est en 1973 durant la guerre Israélo/Arabe, que via l'Egypte, la copie du STRELA 2 (SA 7 Russe) arrive en Chine, le développement de ce missile démarre en 1975, mais sa certification n'est acquise qu'en avril 1985. En 1979 est créée une deuxième version de ce missile sous le nom de "Hong Nu-5A" pour une mise en service en 1986.

Descriptif : L'ensemble de 16 kg contient un missile de 13 kg, il est équipé d'un détecteur IR à refroidissement externe, d'une poignée de contrôle et batterie externe, le tube est rechargeable et les équipements réutilisables. Il peut être monté sur véhicule.

Fonctionnement : Le missile est guidé par le détecteur infra rouge suivant une loi de navigation proportionnelle sur but futur.

Portée : de 800 à 4.400 m

Pays utilisateurs : Chine, Corée du Nord, Afghanistan, Bangladesh, Iran, Irak, Birmanie, Pakistan, Bolivie (1996), Thaïlande (1997),

Conclusion : Bien qu'ayant été largement diffusé et observé dans diverses zones de conflits depuis 1985, ce matériel n'a pas pu être employé car son utilisation de nuit n'est pas possible,

Qian Wei-1 Vanguard (Chine)

Fiche n° 16



Origine : Il est présenté à l'exportation en 1994, comparé au HN-5 précédent, les principales évolutions sont l'augmentation de la vitesse et l'amélioration du senseur IR (technologie similaire au Stinger Américain) avec détection de la surface d'échauffement du bord d'attaque des ailes. En 1998 il est monté sur véhicule et hélicoptères.

Descriptif : L'ensemble de 17 kg contient un missile de 11 kg composé d'un détecteur IR à navigation proportionnelle, de deux vannes de contrôle de vol (mini tuyères), 4 ailettes, d'une charge militaire à fragmentation, de fusées de contact et proximité. Le tube en fibre de verre comporte la poignée de tir, la batterie et la bouteille de gaz haute pression.

Fonctionnement : Sur ordre de l'observateur, si le tir est confirmé, le tireur active la batterie ce qui déclenche la mise sous pression de l'autodirecteur, le tireur doit attendre le son continu confirmant l'acquisition de la cible et son verrouillage puis le signal visuel dans le viseur confirme les angles de tir. Le missile éjecte le booster à distance de sécurité puis démarre le propulseur.

Portée : de 500 à 5 000 m.

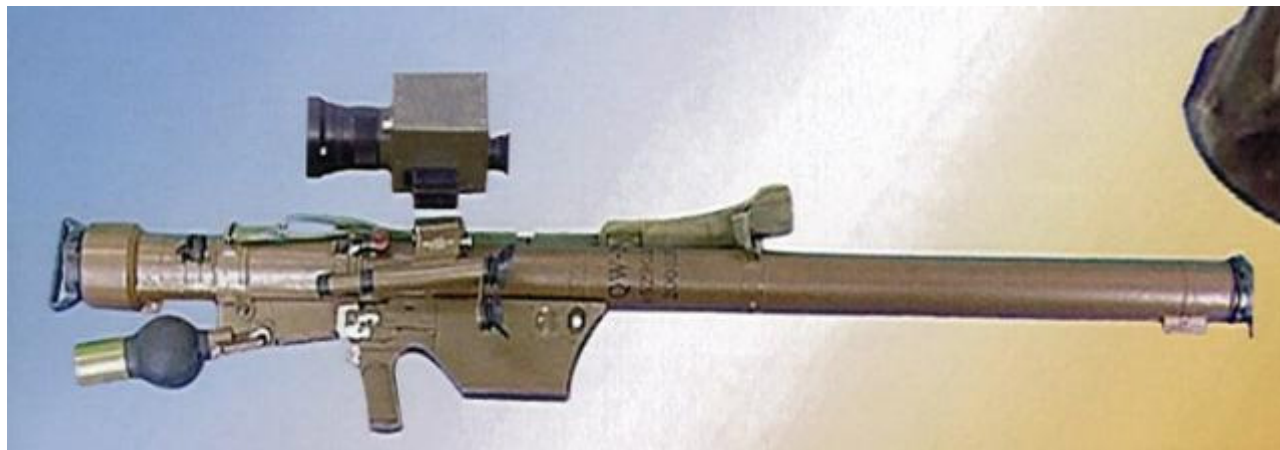
Variantes : QW1, QW1A (Radar LCD), QW1G (fusée proximité), QW1M (viseur J/N), QW1T (entraînement).

Pays utilisateurs : Chine.

Conclusion : N'était pas encore exporté au moment des faits.

Qian Wei-2 (Chine)

Fiche n° 17



Origine : Le Qian Wei 2 de fabrication chinoise est similaire à l'IGLA 1 Russe bien que légèrement moins long. C'est un missile à autoguidage infrarouge passif utilisant les lois de navigation à guidage proportionnel. L'autodirecteur serait capable de discerner certaines contre-mesures (l'Iran et le Pakistan utiliseraient la même série de composants).

Descriptif : Le missile utilise un propulseur à carburant solide qui ne pèse que 11,32 kg avec une tête militaire de 1,42 kg pour une installation complète de tir de 18,4 kg. En option un système de TV tir de nuit est possible mais on ne possède aucune information sur la portée opérationnelle dans ces conditions.

Fonctionnement : Le missile fonctionne de la même façon que les missiles IGLA 1 Russe.

Portée : Elle varie en altitude suivant les différentes documentations entre 3.500 et 4.000 mètres pour une portée opérationnelle de 500 à 6 000 m.

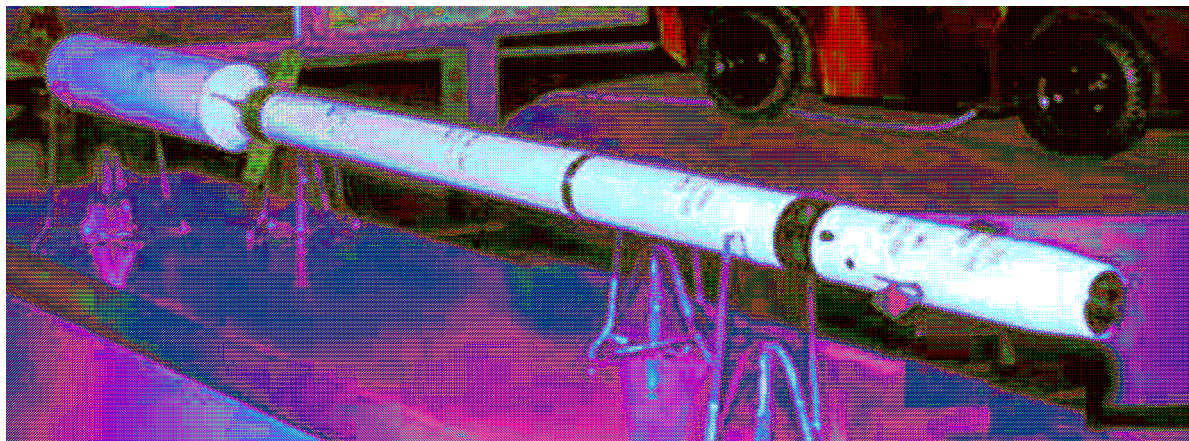
Pays utilisateurs : Chine, Inde, Pakistan, Bangladesh.

Nota : Le cout moyen d'un système serait de l'ordre de 100.000 \$.

Conclusion : N'est entré en production qu'en octobre 2002,

Qian Wei 3 (Chine)

Fiche n° 18



Origine : C'est la société d'industrie aéronautique de la Chine (CASIC) qui produit la famille des missiles Qian Wei ainsi que les systèmes d'armes. Selon les porte-paroles de la société, le QW-3 serait en production depuis 2001/2002. Il est donc raisonnable de penser que le développement a débuté au milieu des années 90.

Descriptif : La version (IR) infrarouge de la famille des missiles QW serait semblable au missile russe Iglu-1. Le missile QW-3 serait capable du guidage laser avec auto directeur semi-actif ainsi que l'autoguidage infrarouge. Le missile à guidage laser en comparaison au guidage infra rouge aurait une poursuite légèrement plus lente de l'ordre de 15° par seconde. Ce qui prédestine ce missile pour des cibles aux altitudes très faibles qui ne peuvent pas manœuvrer aussi rapidement que celles se trouvant à des altitudes plus élevées. Le système missile posséderait un circuit de brouillage incorporé dans sa fonction infra rouge avec une capacité omnidirectionnelle d'attaque.

Fonctionnement : C'est un missile avec propulseurs à deux étages, qui pèse approximativement 23 kg au moment du lancement pour 2,10m de long ; mode dual guidage Laser + Infrarouge.

Portée : de 800 à 8 000 m.

Pays utilisateurs : Chine, Indonésie.

Note : De par ses éclats, son explosion est mortelle dans un rayon de 3 m et vu la masse du missile (23 kg), on peut supposer que le tir à l'épaule est impossible sans l'utilisation d'un support (Tripode ou autre).

Conclusion : Mis en production en 2001/002,

Qian Wei 4 (Chine)

Fiche n° 19



Origine : Comme à l'habitude, il a été rapporté tardivement en 2002 que la société d'industrie aérospatiale de la Chine (CASIC) avait commencé le développement d'un système missile à courte portée de défense aérienne de 3^{ème} génération Qiang Wei-4 (QW-4). Ce système utilise la technologie d'imagerie infrarouge (IR). Mais vu la masse du missile Qian Wei 3 on peut penser que ce système sera monté sur les véhicules terrestres, les navires de guerre et probablement les hélicoptères. Ce système semble opérationnel depuis 2007.

Descriptif : Cette nouvelle version est le Qian Wei 4, il fait suite aux précédentes versions, mais suivant le cahier des charges, le missile doit pouvoir arrêter les missiles de croisière, les hélicoptères et les avions.

Fonctionnement : La détection serait à longue portée, avec une plus grande zone de létalité autour du missile, de plus le ciblage est omnidirectionnel. L'autodirecteur infrarouge (IR) serait renforcé contre les leurres et autres systèmes de défense.

Portée : de 500 à 6 000 m pour une vitesse de 640 m/s.

Pays utilisateurs : Chine.

Conclusion : Ce matériel a été mis en service postérieurement aux événements.

Qian Wei 11 (Chine)

Fiche n° 20



Origine : Le missile Qian Wei 11 ou Qian Wei 1G a été développé spécifiquement pour l'interception des missiles de croisières ou des appareils lents.

Descriptif : Selon la documentation chinoise, il combine cette mission tout en maintenant la capacité d'engager des avions à haute et basse altitude. Ce missile utilise une fusée d'impact et une fusée laser de proximité ainsi que le traitement numérique de l'information. Le missile présente juste avant la tête militaire une bande rouge qui contient probablement 8 lentilles détectrices laser. Comparé aux fusées d'impact présentes sur les précédents modèles, la fusée laser de proximité améliore grandement l'interception des missiles de croisière. Le missile lui-même est semblable dans tous les aspects aux précédents modèles, seuls sont identifiés certains nouveaux composants comme la poignée de tir suite de l'apparition des circuits numériques. La source de puissance (batterie) est cependant de forme plus ancienne, elle est semblable à celle du Stinger et est montée en position droite, avant la poignée de tir. Vu la forme de l'ogive du missile, l'autodirecteur fonctionne dans la bande de 3 à 5 microns. Suivant les sources chinoises l'autodirecteur est infrarouge Bi-bandes, il permet d'augmenter la détection de la chaleur d'échappement mais également la différence de la température de la surface de la cible.

Portée : de 500 à 5 000 m pour une altitude maximum de 4 000 m.

Pays utilisateurs : Chine.

Conclusion : Ce missile est en service depuis 2006 seulement.

Qian Wei 18 (Chine)

Fiche n° 21



Origine : Le missile Qian Wei-18 a été présenté pour la première fois à la fête aérienne de Zhuhai en Chine en novembre 2006. La société d'industrie aéronautique de Shenyang dans Xinle a développé ce nouveau système de missile portable pour engager divers objectifs :

- hélicoptères,
- avions à hélice,
- missiles de croisière,
- avions à réaction.

Le système est décrit dans la documentation chinoise comme une suite à la famille des missiles Qian Wei.

Descriptif : D'une masse de l'ordre de 10 kg, le missile utilise un autoguidage convexe infrarouge (IR) Bi-bandes évoluant dans les 1.2 à 2.5 μm et 3 à 5 μm . Le missile utilise également une technique anti brouillage intense qui le rend résistant aux brouilleurs et aux leurres multiples lancés dans un système séquentiel. L'installation de tir sol est de type plus ancien, la batterie est montée horizontalement.

Portée : 500 à 5 000 m pour une altitude de 10 à 4 000 m.

Pays utilisateurs : Chine.

Nota : Le développement est terminé et le missile est proposé à l'exportation depuis 2006.

Conclusion : Matériel trop récent pour avoir été utilisé lors des faits

CHIRON - Singung (Corée du Sud)

Fiche n° 22



Origine : Le développement du système portable de missiles surface-air de Chiron (Singung) par NEX1 Future Company Ltd (Corée du Sud) est censé pour avoir débuté en 1995. Ce système doit posséder la capacité de prendre en compte des cibles comme :

- les avions,
- les hélicoptères,
- les missiles de croisière.

La fabrication en série débute pendant 2004, avec un déploiement dans la même année, cependant des essais ont confirmé que le système n'était pas prêt pour la fabrication en série et la mise en service avant septembre 2005.

Les ingénieurs sud-coréens ont admis que la technologie d'autodirecteur était russe (on reconnaît la forme du missile IGLA) ; mais que la section, la tête militaire et le propulseur de contrôle étaient d'une conception sud-coréenne.

Descriptif : Le Singung est un missile épaulé-tiré qui était censé être meilleur marché que le Stinger américain ou le Mistral français. Le coût unitaire serait de l'ordre de 153.000 \$. Le Chiron (Singung) est un système monté sur un trépied, il est mis en œuvre par deux hommes et tiré comme le Mistral.

Portée : 7 000 m pour une altitude maximum de 3 500 m.

Pays utilisateurs : Corée du Sud

Conclusion : Matériel mis en service en 2006



LG Innotek (Corée du Sud)

Fiche n° 23



Origine : L'Innotek est un système de tir missile autonome mis en œuvre par deux hommes, il est monté sur un trépied et est tiré comme le Mistral. La première différence entre le système russe d'Igla et l'Innotek est à l'avant du tube lanceur le système d'identification ami-ennemi (antenne).

*Destruction en vol du Falcon 50 – KIGALI (RWANDA)
Instruction n° 2272/00/13&1341 – Parquet n° 9729523030*

Descriptif : C'est un combiné du système russe IGLA et du Mistral français.

Fonctionnement : Le missile fonctionne sur un système autoguidé infrarouge passif bicolore.

Portée : inconnue

Pays utilisateurs : Corée du Sud

Conclusion : Ce matériel est trop récent pour avoir pu être utilisé en 1994.

Sakr Eye (Egypte)

Fiche n° 24



Origine : L'Armée de terre égyptienne a d'abord utilisé des missiles russes puis en 1970, a développé une version locale du Strela-2M. Appelée "Sakr Eye", il est qualifié en 1982 et mis en service en 1988. Le "Sakr Eye" a été déployé par les Égyptiens durant la Guerre du Golfe de 1991. L'Egypte a apparemment fourni une petite quantité du système Strela-2 à la Chine et la Corée du Nord en 1974.

Descriptif : Le "Sakr Eye" comporte : le missile et son tube jetable en fibre de verre, la poignée de tir. Il est équipé de deux viseurs positionnés sur le côté avant gauche avec indicateur d'acquisition, une pile thermique remplaçable est montée à l'avant (40 s). La poignée de tir contient le mécanisme de tir et le circuit électronique de tir, à poste elle autorise la séquence de lancement et l'éjection du missile en mode manuel ou automatique.

Fonctionnement : Le tireur acquiert sa cible dans le viseur puis sélectionne le mode de tir manuel ou automatique de jour. Des indications sonores et visuelles sont données au tireur quand la cible est dans l'enveloppe de tir. Au départ le missile est éjecté puis le propulseur pousse le missile durant 16 secondes avant de se détruire. L'autodirecteur infrarouge passif (IR), est plus sensible que l'original russe. Il est équipé d'un filtre limitant les reflets liés aux nuages. L'explosion est produite par une fusée de contact. Le temps de préparation est de 10 s. Vitesse limite d'acquisition cible : 280 m/s en poursuite et 150 m/s en frontal.

Portée : efficace de 4 400 m pour une altitude maximum de 2 400 m.

Pays utilisateurs : Egypte, Afghanistan, (son emploi par le Hamas en Palestine n'est pas confirmé).

Conclusion : Matériel de faible diffusion, et non utilisable de nuit.

MISTRAL 1 (France)

Fiche n° 25



Origine : CMatériel monté sur tripode, il est développé en 1979 sous le nom de "Mistral" ; les premiers essais de tir ont lieu de 1983 à mars 1988. La mise en service opérationnelle est prononcée en janvier 1990, il est utilisé en 1991 durant la guerre du Golfe, mais c'est en 1996 qu'arrive la première commande à l'export.

Descriptif : Le système se compose du missile dans son tube de lancement, du tripode avec mât vertical, d'un boîtier électronique de commande, d'un système de visée de jour, d'une batterie externe et d'un système de refroidissement, avec en option un dispositif de visée de nuit (caméra thermique) et un interrogateur IFF. Le système complet, démonté, se compose de 2 colis de 20 kg.

Fonctionnement : Le tireur acquiert la visée en gisement puis en site. Le réticule de pointage lumineux et continu est affiché. Le tireur appuie sur la détente, une fois initié le système peut fonctionner 45 s. Le propulseur d'accélération éjecte le missile à 40 m/s. A 15 m du tireur, le propulseur de croisière démarre et le missile est guidé sur la cible par autoguidage infrarouge (navigation proportionnelle) en utilisant un gyro en tant que référence. La durée maximale de vol est de 14 s.

Portée : 300 à 6 000 m à 800m/s.

Pays utilisateurs : France, Brésil, Brunei, Chili, Autriche, Belgique, Chypre, Equateur, Estonie, Finlande, Corée du Sud, Norvège, Pakistan, Qatar, Arabie Saoudite, Singapour, Espagne.

Conclusion : Largement diffusé, mais trop récent, ce matériel n'a pas pu être utilisé lors des faits.

Mistral 2 (France)

Fiche n° 26



Origine : Le constructeur (MBDA) a commencé la production du Mistral 2 en 2000. Le but étant d'améliorer l'aérodynamisme et les performances du modèle initial, tant pour la version sur trépied que pour celles montées sur véhicules ou autres porteurs.

Descriptif : Les principaux points d'amélioration sont l'aérodynamisme, le domaine de tir, le booster l'autodirecteur infrarouge, les ailettes de navigation. La vitesse maximale est supérieure à Mach 2,6.

Portée : maximum 6 500 m et altitude maximum 3 000 m, vitesse maximum 880 m/s.

Pays utilisateurs : France, Arabie Saoudite, Emirat Arabe Unis.

Conclusion : De réalisation trop récente, l'emploi de ce matériel ne peut être envisagé.

Al Quds (Palestine)

Fiche n° 27



Origine : Un porte-parole du HAMAS a confirmé en 2004 que l'organisation palestinienne essayait de développer des petits missiles sol air. En 2009 cette information n'est pas confirmée, mais d'autres missiles importés de Chine via l'Iran sont utilisés.

Descriptif : Sur la base des informations disponibles à ce jour, seul des missiles russes type Strela-2/2M ou Misagh-1 Iraniens sont susceptibles d'être modifiés. Les rapports des services secrets israéliens évaluent qu'au moins 10 Strela-2 (Strela-2M) sont passés en contrebande dans la bande de Gaza ces dernières années. Il est probable que l'on trouve des missiles de type :

- SAM portable ex-Soviétique de type Strela-2/2M,
- SAM portable ex-Soviétique de type Strela-3,
- SAM portable Russe de type Igla-1E,
- SAM portable Chinois de type QW-1.

Plusieurs militants islamiques ont été blessés en février 2006 en essayant d'utiliser un Manpad de conception locale pour abattre un hélicoptère israélien.

Fonctionnement : Le missile serait une copie du modèle russe.

Portée : inconnue.

Pays utilisateurs : Palestine.

Conclusion : Ce matériel n'étant pas au point et d'une conception postérieure aux faits.

Igla 1 (Inde)

Fiche n° 28



Origine : Suivant des rapports de presse des autorités indiennes, l'Inde utilisait des missiles STRELA relativement anciens introduit dans les années 1983 puis des missiles IGLA. Les ingénieurs indiens ont modifié les missiles russes Igla-1 afin d'augmenter leur durée de vie et leur potentiel.

Descriptif : Aucun changement n'est intervenu dans le système de guidage, qui reste un infrarouge passif et autonome après lancement.

Fonctionnement : Le missile est similaire aux missiles russes.

Portée : de 500 à 5.000m pour une altitude maximum de 3.500m.

Pays utilisateurs : Inde

Conclusion : Ce matériel n'a pas été vendu à l'exportation,

MISAGH 1 (Iran)

Fiche n° 29



Origine : Le Misagh-1 est un missile infra rouge passif compact de seconde génération d'origine chinoise (copie du QW 1) mais pilotable sur un seul canal. Il est en service dans les forces Iraniennes depuis les années 2000 puis il a été remplacé petit à petit par le MISAGH 2. Il est depuis peu proposé à l'exportation.

Descriptif : Il est équipé d'une tête militaire avec fusée d'impact, estimée à 1,42 kg d'explosif, sa longueur est de 1,477 m, son diamètre 71 cm, la masse du missile est de 10,86 kg pour une installation complète pesant 16,9 kg. Le tube est à usage unique, la poignée ne semble pas démontable, à l'avant la batterie et la cartouche de gaz réfrigérant sont remplaçables.

Fonctionnement : Lors du lancement le missile est éjecté hors de son tube par son propulseur d'accélération qui tombe à l'arrière afin de permettre au propulseur principal de prendre le relais. Le missile est alors accéléré à une vitesse maximale de 600 m/s. Il dispose de 4 ailettes de stabilisation à l'arrière du missile et de gouvernes de type canard, montées à l'avant juste après la tête chercheuse.

Portée : de 500 à 4.000/5.000m

Pays utilisateurs : Iran, Irak,

Conclusion : C'est une copie du missile chinois QW1 de 1994, il ne peut pas avoir été en service au moment des faits.

Misagh-2 (Iran)

Fiche n° 30



Origine : Le Misagh-2 a été développé comme une suite du Misagh-1 original. Le Misagh-2, est également connu sous le nom de Mithaq-2 (probablement une appellation occidentale). Comme son prédécesseur, c'est un missile infrarouge passif à courte portée développé par le Ministère de Défense à Téhéran. C'est le 6 février 2006 que le ministre de la Défense a inauguré la nouvelle ligne de production. Il aurait une apparence semblable au QW-2 chinois, lequel est issu de l'IGLA Russe.

Fonctionnement : C'est un missile à navigation proportionnelle avec guidage terminal infrarouge basé sur le QW 2 chinois.

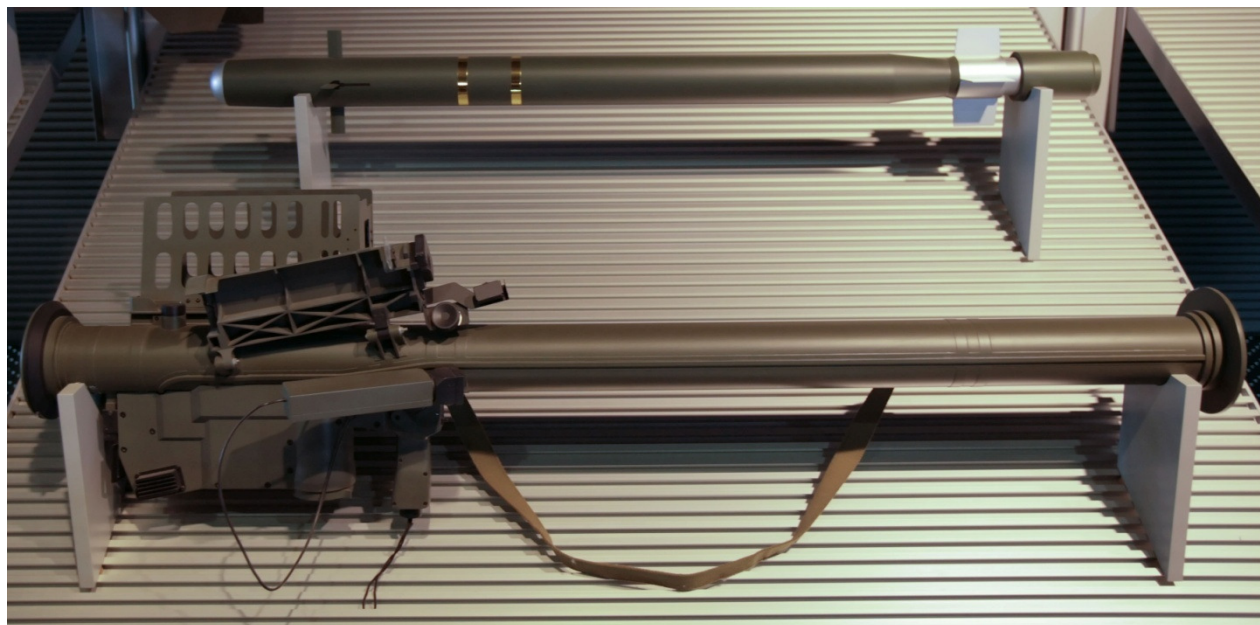
Portée : pour une vitesse de 700ms il aurait une portée de 5 000 m avec une altitude max de 3 500m.

Pays utilisateurs : Iran, Irak.

Conclusion : Ce matériel est trop récent pour avoir été utilisé lors des faits.

Kin Sam 91 (Japon)

Fiche n° 31



Origine : L'Agence de Défense Japonaise (JDA) a étudié les autoguidés infrarouges dès 1979, mais c'est en 1982 que les forces japonaises ont commencé à rechercher un système de missile d'autodéfense portable de type Stinger de Raytheon. En 1987 le développement a été reporté et le programme a été repris dans les années 1990/1991.

Descriptif : Le missile est d'une configuration courante, utilise un propulseur d'accélération séparé et un propulseur de croisière à poudre. Le système d'autoguidage est à double mode, on pense qu'il utilise les bandes infrarouges visibles et 3,5 à 5,2 μm et de 0,4 à 0,7 μm . Le missile est équipé d'un détecteur haute résolution (CCD) qui mémorise la trajectoire de sa cible, ce qui le rend extrêmement résistant à tous les contre-mesures défensives. La longueur du missile est approximativement de 1,43 m, pour un diamètre 8 cm, sa masse au lancement est de 11,5 kg environ.

Portée : L'engagement minimum est de 300 m et la vitesse de 640 m/s pour une portée maximum de 5 000 m.

Pays utilisateurs : Japon.

Conclusion : Ce missile n'existait pas à l'époque des faits.

Anza Mk I (Pakistan)

Fiche n° 32



Origine : C'est un missile à tête infra rouge passif, en service sur la frontière pakistano-indienne dès les années 1990. Il ressemble au missile HN5 Chinois. Il est très rapidement remplacé par le Anza MK II.

Descriptif : C'est un système de 15 kg pour un missile de 9,5 kg.

Fonctionnement : Le missile comporte une charge militaire de 370 gr avec une auto destruction au bout de 14 à 17s, durée de la batterie 40s, fusée d'impact électromécanique.

Portée : 1 200 à 4 200 m, engagement cible 250 m/s.

Pays utilisateurs : Pakistan (pas d'exportation).

Conclusion : Ce modèle n'est pas exporté et le tir de nuit est impossible.

Anza Mk II (Pakistan)

Fiche n° 33



Origine : Matériel mis en pleine production à partir de 1994 et observé sur la frontière pakistano-indienne.

Descriptif : De par sa forme et ses performances c'est la copie du QW 1 chinois. Le système de 16,5 kg emporte un missile de 10,5 kg. La charge militaire est de 550 g. Autodestruction 14 à 18 s, fusée d'impact électromécanique.

Fonctionnement : Le système est limité en déplacement angulaire à 15° par seconde, navigation proportionnelle et guidage terminal.

Portée : 500 à 5 000 m, vitesse cible > 300 m/s,

Pays utilisateurs : Pakistan, Malaisie.

Conclusion : Matériel mis en production après les faits.

Anza Mk III (Pakistan)

Fiche n° 34



Origine : Mise en service en février 2008, il est utilisable de jour comme de nuit.

Descriptif : C'est la copie conforme du Qian Wei-2 chinois lequel est la réplique du Strela 2 russe avec quelques modifications mineures. Détecteur infrarouge, charge militaire de 550 gr.

Fonctionnement : Le missile suit la loi de navigation proportionnelle avec guidage final.

Portée : 500 à 6 000 m

Pays utilisateurs : Pakistan, Corée du Nord, Chine, Pologne, Singapour, Vietnam, Bulgarie.

Conclusion : Largement diffusé mais postérieur aux faits.

Grom (Pologne)

Fiche n° 35



Origine : Le développement de ce missile a commencé en 1992 avec une mise en service en 1995. Il a été produit jusqu'en 1999.

Descriptif : Le Grom ressemble en apparence à l'IGLA 1 russe, mais on remarque les différences suivantes : boîtier électronique plus petit, optique et système de détection différent, miniaturisation de l'électronique (-30%) et augmentation de la charge militaire, possibilité de reprogrammation suivant la géographie du terrain. Le système présente une masse de 16,5 kg dont 10,5 kg pour le missile. La charge militaire passe à 1,82 kg.

Fonctionnement : Le missile est guidé en infrarouge passif en Bi-bande avec verrouillage sur cible avant tir. Avec transmission des informations par message sonore.

Portée : de 500 à 5 000 m, d'une vitesse de 650 m/s il peut engager des cibles évoluant à 400 m/s.

Pays utilisateurs : Pologne et Géorgie.

Conclusion : Sa mise en service est postérieure aux faits.

Piorun (Pologne)

Fiche n° 36



Origine : Le Piorun est issu du Grom-M. Le projet est lancé en 2006 après une pré-étude en 2007, la fin du développement était prévu en 2010 avec une mise en service espérée pour 2012.

Descriptif : C'est la copie améliorée du GROM portant sur les points suivants : booster plus puissant, commandes numériques, laser. La mass de l'ensemble est évaluée à un maximum de 17 kg.

Fonctionnement : C'est un missile à guidage laser avec gyro intégré.

Portée : On espère une portée de 500 à 6 000 m avec une vitesse de 660 m/s.

Pays utilisateurs : Pologne

Conclusion : Son développement n'est pas terminé au jour de la conclusion de notre rapport.

CA 94 M (Roumanie)

Fiche n° 37



Origine : Le CA 94 M est une version améliorée du CA 94 évalué dès 1998, c'est lui-même en copie du Strela 2M russe. La qualification a été obtenue en 1998.

Descriptif : Les principales différences avec le CA 94 sont : une électronique hybride, l'activation des fusées de proximité dès 15 cm. Charge militaire préformée, batterie thermique démontable. Indicateur automatique des angles morts. Le missile pèse près de 15 kg !

Fonctionnement : Le système est capable de tir de jour ou de nuit, avec guidage infrarouge passif et navigation proportionnelle.

Portée : de 500 à 4 600 m

Pays utilisateurs : Roumanie, proposé à l'exportation...

Conclusion : Ce matériel est postérieur aux faits.

C 94 (Roumanie)

Fiche n° 38



Origine : Ce système est la copie du Strela 2 M, construits partiellement avec des composants russes : quelques éléments du missile, le tube lanceur, la poignée, la batterie thermique, le reste étant de fabrication roumaine.

Descriptif : L'installation présente une masse de 16 kg pour un missile de 9,8 kg. Le missile se compose de quatre parties : l'avant avec le désignateur infrarouge passif simple bande, la section de contrôle avec les vannes de stabilisation de vol, la charge militaire de 3 kg dont 1,15 kg de charge à fragmentation et 370 g d'explosif détonant avec fusée de contact, fusée de proximité et autodestructeur. Le moteur est composé d'un booster qui propulse le missile à 28 m/s et lui assure aussi une rotation angulaire d'environ 28°/s, puis c'est le démarrage du moteur d'accélération à 5/6m du tireur et enfin le moteur principal. Le tout présente une masse de 4,2 kg.

Fonctionnement : Le missile peut engager des cibles évoluant entre 150 et 260 m/s, l'acquisition des cibles se fait visuellement. La batterie demande un temps de réaction de 1 à 1,3 s pour une durée de 40 s max avec une période de lancement de 5 s. Autodestruction 14 à 17 s. Charge militaire mortelle dans un rayon de 4 m.

Portée : 800 à 4 200 m

Pays utilisateurs : Roumanie.

Conclusion : Ce matériel ne semble pas avoir été exporté, son utilisation de nuit est pratiquement impossible en raison du principe de dépointage du viseur.

IGLA 1 - SA 16 (Russie)

Fiche n° 39



Origine : Le missile IGLA 1 (NATO SA-16) "Gimlet" est la seconde génération de missile russe, de la famille IGLA, les caractéristiques sont sensiblement toutes les mêmes. Entré en service en 1981, le missile IGLA 1 est apparu pour la première fois en Angola, puis durant la 1^{ère} Guerre du Golfe en Iraq en 1991.

Descriptif : Composé de cinq parties, ce missile est équipé d'un détecteur IR et de son électronique de commande, d'une section de contrôle des vannes de navigation et de guidage, d'une charge militaire à fragmentation de 1,27 kg accompagnée de sa fusée d'impact et de proximité. Il est muni d'un propulseur de croisière assurant la stabilité et la rotation du missile ; ainsi que d'un booster d'accélération.

Fonctionnement : Le missile IR est capable de détecter les surfaces chaudes comme le bord d'attaque des ailes d'un avion. Dans des engagements frontaux, le système peut être utilisé contre des cibles avec des vitesses de jusqu'à 360 à 400 m/s. Contre des objectifs en éloignement, la vitesse de cible de maximum est ramenée à 320 m/s. 70 tirs d'entraînement sont nécessaires pour qualifier le Tireur.

Portée : Vitesse moyenne : 570 m/s. Champ de tir maximum, objectif en rapprochement : 4.500 m
 Vitesse maximum d'enclenchement, objectif en rapprochement : 360-400 m/s
 Altitude efficace maximum, objectif en rapprochement : 2 000 m (jets)
 Altitude efficace maximum, objectif en rapprochement : 3 000 m (hélicoptères et avions à piston)
 Altitude efficace minimum : 10m

License de fabrication : Bulgarie, Corée du Nord, Pologne, Singapour, Vietnam...

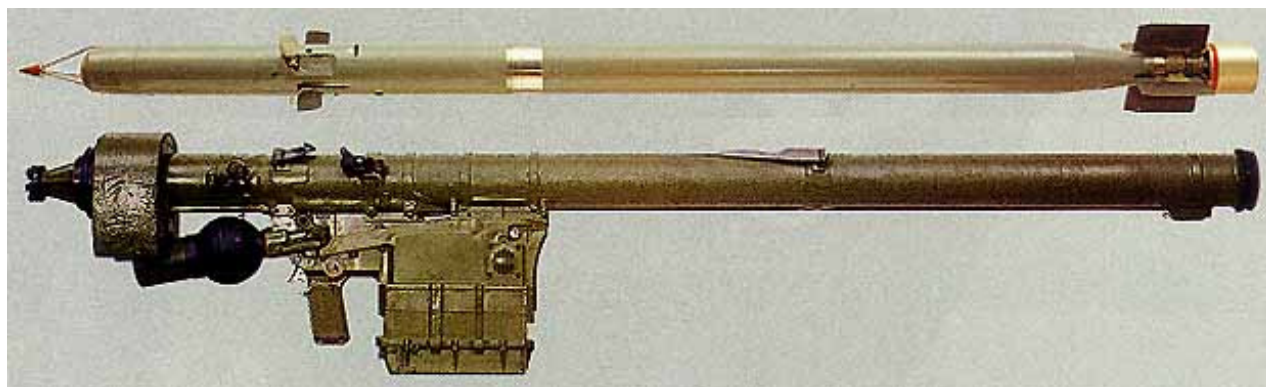
Pays utilisateurs : Angola, Arabie Saoudite, Arménie, Azerbaïdjan, Biélorussie, Bosnie-Herzégovine, Botswana, Bulgarie, Corée du Nord, Corée du Sud, Croatie, Cuba, Emirats Arabes Unis, Equateur, Finlande, Géorgie, Hongrie, Inde, Irak, Iran, Kazakhstan, Kirghizstan, Moldavie, Monténégro, Nicaragua, Ouzbékistan, Pérou, Pologne, Russie, [Rwanda](#), Serbie, République Tchèque, Slovaquie, Slovénie, Syrie, Tadjikistan, Turkménistan, Ukraine, Vietnam.

Conclusion : Compte tenu de sa large diffusion, de ses possibilités de tir frontal et de nuit, vu les marquages cités dans la procédure

[L'utilisation de ce matériel est envisageable](#)

IGLA 1M (Russie)

Fiche n° 40



Origine : Le bureau central de conception d'arsenal en Ukraine propose une revalorisation du missile sol-air Igla-1 portable, ce qui améliore ses capacités à faible altitude contre des cibles telles que des appareils à turbopropulseurs, les avions à réaction et les hélicoptères, pour une meilleure acquisition de front et des engagements arrière sur le plan thermique dans de forts environnements (IR) infrarouges de brouillage.

Descriptif : La revalorisation d'Igla-1M comporte :

- Le remplacement de l'autodirecteur 9E418 existant par un nouveau modèle avec des capacités performantes augmentées contre le brouillage d'IR et les phénomènes de fond thermiques.
- La modification de plusieurs sous-systèmes du missile dont l'autodirecteur d'un nouveau modèle
- L'ajout d'une source d'énergie externe GPSS (Ground Power Supply Source).

Fonctionnement : idem au missile IGLA 1, probabilité de rejet de brouillage multiplié par 30, malgré ces améliorations sa probabilité d'abattre une cible se limiterai entre 0,3 et 0,48 qui peut être ramenée à 0,24 en présence de lance leurres, d'autres rapport (constructeurs) font état d'une probabilité de 0,59.

Portée : 5 000 m

Pays utilisateurs : Russie, offert à l'exportation (Hongrie, Syrie, Ukraine...).

Conclusion : Semble postérieur au moment des faits.

IGLA – SA 18 (Russie)

Fiche n° 41



Origine : Connu sous le nom russe "Iгла" (le pointeau), Il est entré en service en 1983. Le développement a commencé en 1971 mais sa mise en service a été précédée par la variante export simplifiée "Iгла-1" vu les nombreux problèmes découverts lors du développement sur plusieurs composants majeurs. Le missile reste identique avec l'Iгла-1 en termes de corps de propulseur, unités d'alimentation, masse et équipements nécessaires pour la formation.

Descriptif : L'installation comprend le tube de tir contenant le missile comportant cinq sections : **1.** Autodirecteur, bi-bande passif refroidi et l'électronique. **2.** La section pilotage avec les vannes de contrôle de missile. **3.** La charge militaire à fragmentation de 1,27 kg (0,405 kg d'explosif) et une fusée d'impact. **4.** Le moteur à propergol solide de double-base qui s'allume à distance de sécurité du tireur après éjection du tube. Le moteur porte quatre ailettes qui une fois ouvertes stabilisent le missile et assurent la rotation sur son axe longitudinal. **5.** Tronçon éjection qui donne la vitesse initiale au missile et la rotation. Le tube de fibre de verre est utilisé pour transporter et tirer le missile, sur lequel se montent le viseur, la batterie, la poignée de tir, la bouteille d'air comprimé.

Fonctionnement : Le tireur doit visuellement détecter sa cible, activer l'alimentation et viser la cible. puis appuyer sur la détente. La procédure interrogation IFF, activation missile, départ du missile est automatique. Le tireur doit suivre sa cible. Le missile quitte le tube, les plans fixes verticaux sont déployés. Le missile est armé à 120 m du tireur. Le guidage missile se fait en navigation proportionnelle, utilisant l'autodirecteur passif bi-bande Infrarouge. Comme pour le SA16, au tout dernier moment avant de frapper la cible, le calculateur déplace le point de pointage du missile de la zone de jet d'échappement du moteur vers la section centrale du fuselage. Le missile frappe ainsi sa cible et un retard initie la tête militaire qui détonne.

Portée : de 500 à 4 500 m pour les cibles se rapprochant.

Pays utilisateurs : Allemagne de l'Est, Biélorussie, Brésil, Colombie, Equateur, Etats-Unis en Iran, Finlande, Inde, Sri Lanka, Iran, Malaisie, Mexique, Monténégro, Pérou, Russie, Serbie, Somalie, Singapour, Thaïlande, Ukraine, Venezuela, Vietnam.

Conclusion : L'emploi de ce cousin du SA 16 peut être envisagé bien qu'il n'ait pas été acquis par le Rwanda ou les pays voisins et que son existence dans cette région nous semble peu crédible au moment des faits.

Toutefois nous pouvons éventuellement retenir son utilisation comme possible

IGLA S – SA 24 (Russie)

Fiche n° 42



Origine : L'Igla-S est un système de nouvelle génération aussi désigné sous le nom de SA-24 Grinch. Il est plus performant que l'Igla d'origine et les systèmes dérivés de l'Igla-1. Il est proposé à l'exportation depuis 2008.

Descriptif : L'Igla-S a été conçu pour engager avions, hélicoptères, missiles de croisière et les aéronefs de face sous des conditions de visibilité directes jour et nuit. Les changements principaux sont : augmentation de létalité de la tête militaire, aptitude au tir de nuit avec un équipement de vision nocturne. La lunette thermique est basée sur le senseur français non refroidi. Le champ de vision est de $20^\circ \times 15^\circ$ avec une portée de détection de 7,7 km contre un avion de combat. Pour un hélicoptère la portée diminue à 6 km de jour mais augmente à 8 km de nuit. Le Mowgli-2M fonctionne sur 12 V ce qui permet jusqu'à six heures du fonctionnement permanent.

Fonctionnement : Le missile possède un détecteur bi-bande, des indicateurs d'angle mort et d'élévation en mode automatique dans le viseur, une charge militaire optimisée (2,5 kg) avec retard,

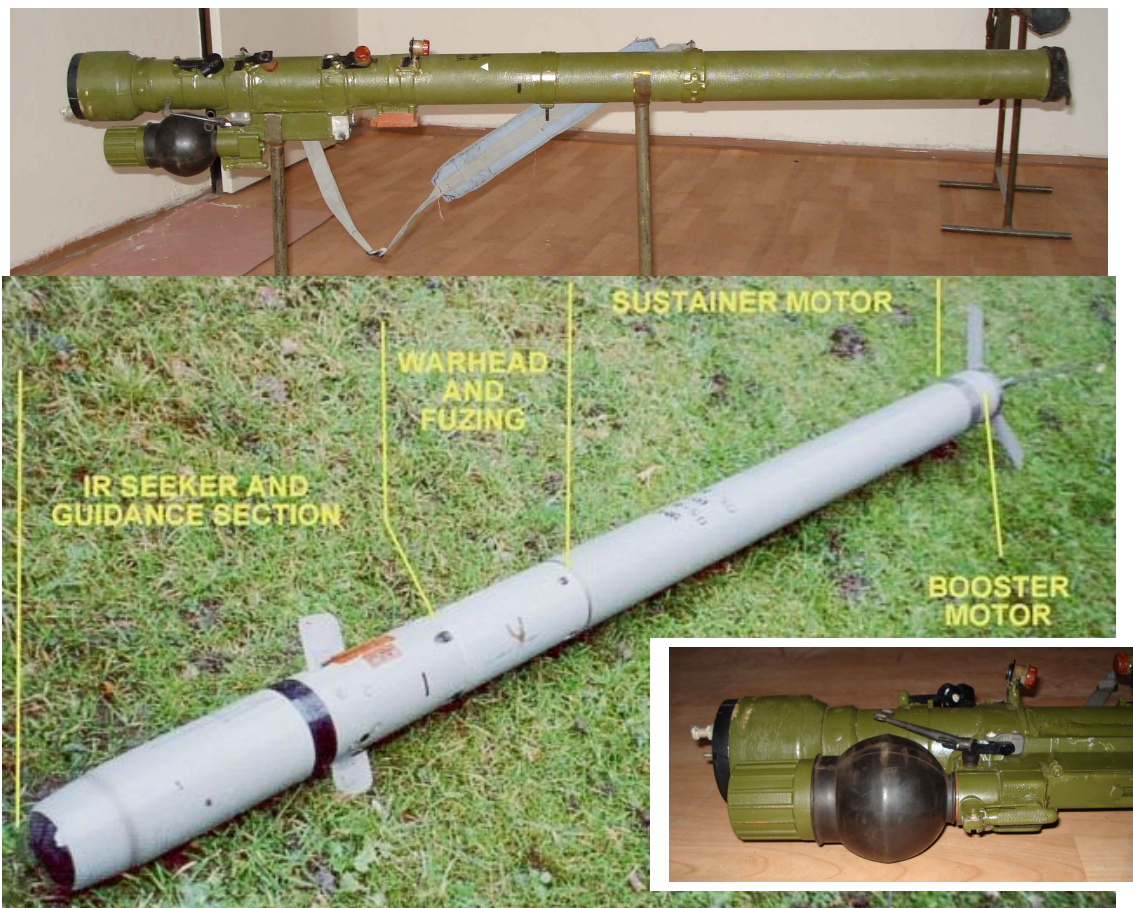
Portée : 6 000 m

Pays utilisateurs : Russie, Venezuela, Vietnam, Thaïlande.

Conclusion : **Matériel trop récent.**

STRELA 2 – SA 7a (Russie)

Fiche n° 43



Origine : Développé à partir de 1960, ses essais en vol ont commencé en 1964 et les tests en 1970. Avec sa tête non refroidie, il ne pouvait engager que des cibles chaudes en secteur arrière aux vitesses inférieure à 220 m/s. Il est très facilement saturé par des cibles fictives (reflets). La portée d'acquisition varie de 600 à 2 100 m. Pendant la guerre du Vietnam, 589 missiles Strela-2 (SA7a) et Strela-2M (SA7b) ont été lancés pour 204 coups au but. Pendant le conflit israélo-arabe, 99 missiles Egyptiens ont été tirés pour 36 avions endommagés ou abattus.

Descriptif : Le système comprend le missile dans son tube (réutilisable 5 fois), une poignée, une pile thermique. En actionnant la double détente, le tireur détecte la cible dans le viseur, commence alors l'alimentation de l'autodirecteur (délais 4 à 6 s). Le tireur appuie de nouveau sur la détente activant le lancement du missile. La lampe rouge continue et un buzzer indiquent que les actions sont correctes. Si le tireur est hors paramètres le système l'informe de reprendre une nouvelle cible (lampe clignotante). La charge se compose de 370 g de matière explosive avec auto destruction au bout de 14 à 17 secondes, portée 800 à 3.400 m.

Pays utilisateurs : Afrique du Sud, Algérie, Allemagne de l'Est, Arménie, Azerbaïdjan, Bénin, Bosnie-Herzégovine, Botswana, Bulgarie, Burkina Faso, Cap Vert, Chine, Corée du Nord, Croatie, Cuba, Chypre, Congo, Égypte, Éthiopie, Finlande, Géorgie, Ghana, Guinée, Guinée-Bissau, Guyana, Hongrie, Inde, Iran, Jordanie, Kazakhstan, Koweït, Kirghizstan, Laos, Liban, Libye, Maroc, Mali, Mauritanie, Ile Maurice, Moldavie, Mongolie, Monténégro, Mozambique, Namibie, Nicaragua, Nigeria, Oman, Ouganda, Pérou, Pologne, Qatar, République Tchèque, Russie, Serbie, Salvador, Seychelles,

Sierra Leone, Slovénie, Soudan, Syrie, Tadjikistan, Tanzanie, Tchad, Turkménistan, Ukraine, Ouzbékistan, Yémen, Zambie, Zimbabwe.

Licence de fabrication : Chine, Egypte, Roumanie.

Nota : Le Stréla 2 (SA7) utilise un système de visée de jour qui nécessite le dépointage du tireur vis-à-vis de sa cible avant le tir ce qui rend inopérant le tir de nuit et pour le tir frontal.

Conclusion . Ce matériel est largement répandu dans le monde, mais ne peut qu'être utilisé de jour.

STRELA 2M – SA 7b (Russie)

Fiche n° 44



Origine : Ce missile développé par la Russie sous le nom de 'Graal' (SA 7b) a été produit sous licence en Bulgarie jusqu'en 2006.

Descriptif : 16 kg de système dont 10 kg de missile, il est composé de 4 parties : le missile, le tube, la poignée de tir et le système batterie/électronique de commande. Les principaux composants sont d'origine russe mais la Bulgarie a procédé à quelques modifications. Le missile est composé de : l'autodirecteur IR passif une bande, la section de contrôle avec les 4 ailettes, la charge militaire de 1,170 kg dont 370 g d'explosif avec la fusée de contact et l'autodestruction, enfin le moteur avec sa charge d'expulsion et ses 4 ailettes.

Fonctionnement : L'autonomie d'engagement est limité à 40 s. La limite acquisition cible latérale ou arrière est de 260 m/s mais la limite acquisition frontale descend à 150 m/s le tout pour une vitesse de 500 m/s.

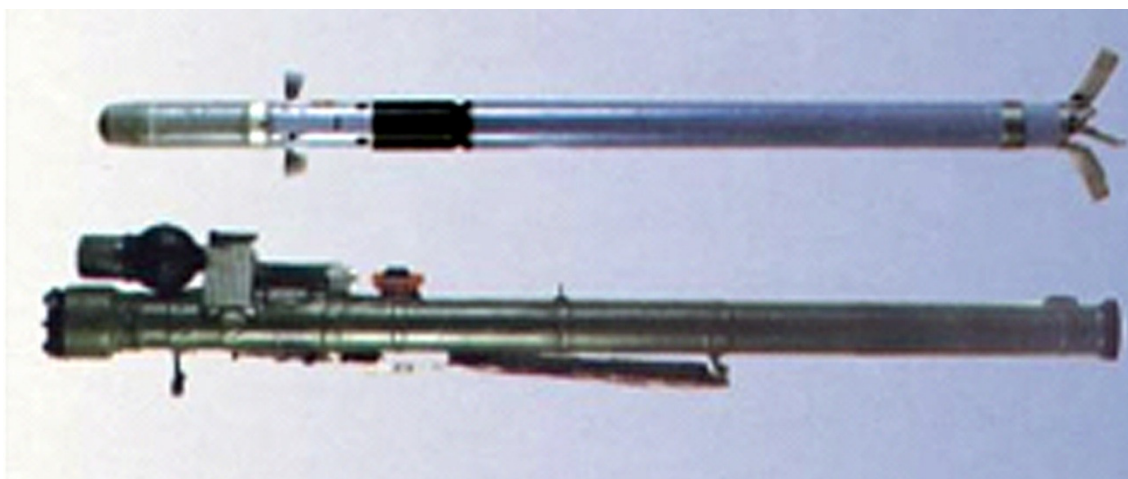
Portée : de 800 à 2 800 m sur cible en approche.

Pays utilisateurs : Russie, Bulgarie

Conclusion : Son système de dépointage de la visée rend une utilisation en tir de nuit hautement improbable.

STRELA 3 – SA 14 (Russie)

Fiche n° 45



Origine : Issue des modifications et des améliorations à la conception du Strela-2 et du Strela-2M qui se sont déroulées entre 1970 et 1973, le Stréla 3 est produit en Russie dès 1974, puis en Bulgarie et Corée du Nord.

Descriptif : Missile avec autoguidage infrarouge mono-bande (3.5-5 μm) refroidi à l'azote comprimé. **Un total de 70 tirs simulés électroniquement est considéré suffisant pour former un tireur.**

Fonctionnement : Il est conçu pour engager des cibles lentes et non manœuvrantes, dans les engagements frontaux, le système peut être utilisé contre des objectifs se déplaçant à une vitesse maximum de 310 m/s. Contre des objectifs en éloignement, la vitesse de cible de maximum est ramenée à 260 m/s. Un tireur compétent doit être prêt à engager une deuxième cible dans 35 secondes si la première cible est perdue.

Portée : Champs de tir : cible en approche 500 à 2.000m. Cible en éloignement 600/1.000M à 4.000m

Pays utilisateurs : 44 pays sont les utilisateurs de ce lance-missile.

Conclusion : Ce missile est équipé d'un autoguidage mono-bande, il n'a pas été conçu pour le tir de nuit sans l'utilisation d'un viseur spécifique (Mowgli 2), ce qui nous permet d'exclure son éventuelle utilisation.

RBS 70 (Suède)

Fiche n° 46



Origine : C'est en 1967 que l'Armée de terre de Suédoise définit ses besoins pour des moyens anti-aériens. Le programme est lancé en 1969. La première livraison des systèmes a lieu en 1973 avec des essais entre 1974 et 1975 mais le nouvel engin ne devient opérationnel qu'en 1979 avec son nouveau radar. En 1986, nouveau contrat de rénovation, plusieurs versions de missiles sont disponibles depuis le premier modèle (Mod 0).

Descriptif : Le RBS 70 est un missile de 15 kg à guidage laser, équipé d'un propulseur à deux étages sans fumée. La charge militaire d'1 kg est composée de 3 à 4 000 billes de tungstène de 3 mm ce qui permet de détruire toute les cibles. Il est équipé d'une fusée de contact et d'une fusée de proximité.

Fonctionnement : C'est un missile à guidage laser dans un kit de tir de 35 kg, le système de détection peut être couplé avec différents types de radar.

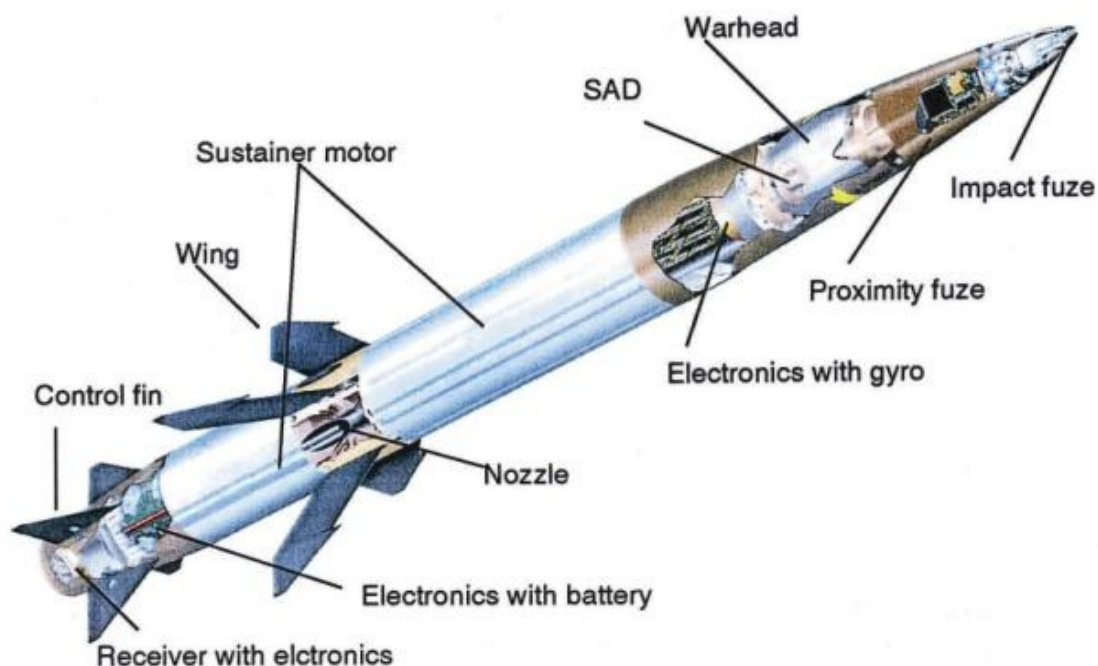
Portée : 200 à 7 000m pour une altitude max de 4 000m et une vitesse de 580 ms.

Pays utilisateurs : Suède, Norvège.

Conclusion : Cet engin est peu répandu et très lourd. Son mode de guidage laser suppose une identification visuelle permanente de la cible ce qui est pratiquement impossible de nuit.

Bolide (Suède)

Fiche n° 47



Origine : Le Bolide est un missile d'une toute nouvelle génération issue de l'expérience des systèmes RBS 70 à guidage laser. Mis en développement dans les années 1998, il est en production depuis 2000 et proposé à l'exportation dès 2002.

Descriptif : La charge militaire reste identique avec une fusée de contact et de proximité doublée d'une charge creuse.

Fonctionnement : Le missile est à guidage laser gyro-stabilisé, le missile a été conçu pour des vols courts avec très grande manœuvrabilité.

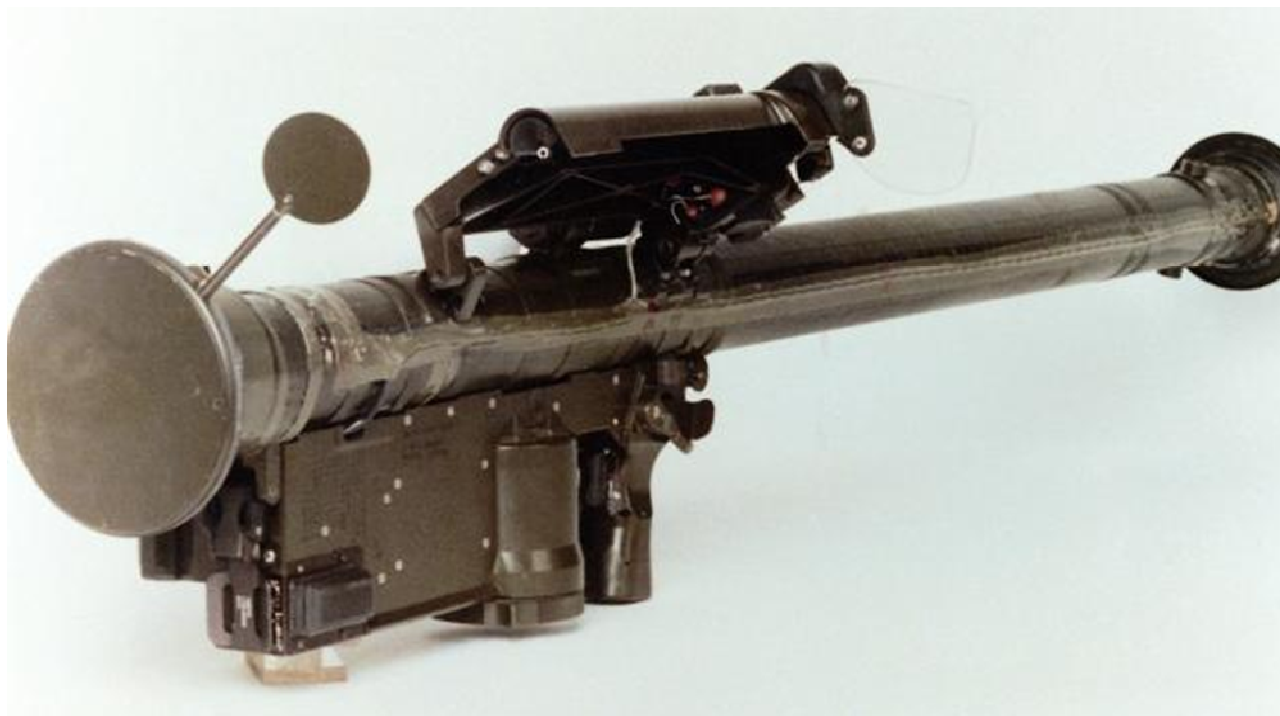
Portée : 680 m/s, pour une portée de 8 000 m et une altitude maximale de 5 000 m.

Pays utilisateurs : Suède, Finlande, Australie, Taïwan.

Conclusion : Ce matériel n'existait pas au moment des faits,

STINGER FIM 43A (Etats-Unis)

Fiche n° 48



Origine : La première génération de missile sol/air (FIM43A) dénommé "Redeye" apparaît en 1967, elle est opérationnelle en 1968.

Descriptif : Modèle équipé d'un autoguidage passif mono-bande

Fonctionnement : Ce missile de première génération arrive pleinement sur sa cible lorsqu'elle présente la partie arrière de ses réacteurs.

Portée : 200 à 4 000 m pour une vitesse de Mach 2,2.

Pays utilisateurs : Afghanistan, Algérie, Allemagne Fédérale, Angola, Arabie Saoudite, Bahreïn, Corée du Sud, Croatie, Danemark, Egypte, Espagne, France*, Grèce, Iran, Israël, Italie, Koweït, Liban, Japon, Pakistan, Pays-Bas, Qatar, Royaume-Uni, Sri Lanka, Suisse, Taïwan, Tchad*, Turquie.

** en faible quantité en 1986 et 1987.*

Nota : le modèle FIM43A de première de génération est très difficilement utilisable de nuit en secteur frontal.

STINGER FIM 92A (Etats-Unis)

Fiche n° 49



Origine : La version FIM92A dénommée "Redeye II" est mise en service en 1981 sous le nom de Stinger (basic) avec 15 669 exemplaires. La célébrité du Stinger repose sur les pertes subies par les Soviétiques lors de l'invasion de l'Afghanistan, avec 250 appareils abattus ou endommagés.

Descriptif : Il est équipé d'un autodirecteur passif mono-bande (4,1 à 4,4 μm) avec opération de dépointage avant tir ce qui limite grandement l'acquisition de nuit.

Fonctionnement : Le missile est équipé d'une charge militaire initiée par deux fusées de contact à retardement ou l'autodestruction.

Portée : 200 à 4 000 m pour une vitesse de Mach 2,2.

Pays utilisateurs : Afghanistan, Algérie, Angola, Arabie Saoudite, Bahreïn, Corée du Sud, Croatie, Danemark, Egypte, Espagne, France*, Grèce, Iran, Israël, Italie, Koweït, Liban, Japon, Pakistan, Pays-Bas, Qatar, Royaume-Uni, Sri Lanka, Suisse, Taïwan, Tchad*, Turquie.

** en faible quantité en 1986 et 1987 la frontière Libyenne.*

Conclusion : Sa probabilité d'utilisation reste très faible de nuit avec son système d'acquisition mono-bande.

Mais il peut être retenu avec réserves dans la liste des matériels envisageables

STINGER FIM 92B (Etats-Unis)

Fiche n° 50



Origine : la version FIM92B (Stinger POST) est mise en service en 1987 avec 600 unités seulement. Elle rencontre de nombreux problèmes techniques.

Descriptif : Il est équipé d'un autoguidage passif bi-bande infra rouge (3,5 à 5µm) et UV (0,3-0,4), il est piloté en navigation proportionnelle **mais 136 heures de formation sont nécessaires pour obtenir la qualification du tireur !**

Fonctionnement : Le missile est équipé d'une charge militaire initiée par deux fusées de contact ou l'autodestruction avec retard à l'initiation qui lui permettent d'exploser à l'intérieur de sa cible ce qui compte tenu de sa vitesse autorise une explosion à quelques mètres à l'intérieur de l'appareil et non à l'intérieur d'un réservoir ventral.

Portée : 200 à 4 000 m pour une vitesse de Mach 2,2.

Pays utilisateurs : Etats-Unis.

Conclusion : Sa probabilité d'utilisation reste très faible en raison de sa faible production et d'un destinataire unique.

Toutefois il peut être retenu avec réserves dans la liste des matériels envisageables

STINGER FIM 92C (Etats-Unis)

Fiche n° 51



Origine : la version FIM92C (Stinger RMP) est mise en service entre 1989 et 1991 avec 29 108 exemplaires livrés à l'Armée américaine sur une production totale de 44 000 unités.

Descriptif : Il est équipé d'un autoguidage passif bi-bande infra rouge (3,5 à 5 μm) et UV (0,3 à 0,4 μm), et d'un microprocesseur reprogrammable (RMP).

Fonctionnement : Le missile est apparemment équipé d'une charge militaire initiée par ses deux fusées de contact à retard ou l'autodestruction.

Portée : 200 à 4 000 m pour une vitesse de Mach 2,2.

Pays utilisateurs : Allemagne Fédérale, Arabie Saoudite, Espagne, Grèce, Israël, Koweït, Pays-Bas, Royaume-Uni, Suisse.

Conclusion : Sa probabilité d'utilisation en Afrique reste très faible et sa date de mise en service nous semble trop récente par rapport aux faits.

STINGER FIM 92D (Etats-Unis)

Fiche n° 52



Origine : La version FIM 92D (Stinger RMP block 1) est mise en service en 1995.

Descriptif : Elle est équipée d'un autoguidage passif multi-bande, avec pilotage en navigation proportionnelle et résistant aux éléments de contre-mesure.

Fonctionnement : Le missile est équipé d'une charge militaire initiée par la fusée de contact ou l'autodestruction.

Portée : 200 à 4 000 m pour une vitesse de Mach 2,2.

Pays utilisateurs : Afghanistan, Algérie, Allemagne Fédérale, Angola, Arabie Saoudite, Bahreïn, Corée du Sud, Croatie, Danemark, Egypte, Espagne, France*, Grèce, Iran, Israël, Italie, Koweït, Liban, Japon, Pakistan, Pays-Bas, Qatar, Royaume-Uni, Sri Lanka, Suisse, Taïwan, Tchad*, Turquie.

** en faible quantité en 1986 et 1987.*

Conclusion : ce matériel n'était pas en service au moment des faits,

STINGER FIM 92 (Etats-Unis)

Fiche n° 53



Origine : La version FIM 92E (Stinger RMP block 2) apparaît dans les années 2000/2001, puis la version FIM 92F (ATAS Air to Air Stinger léger), FIM 92G (ATAS block 2 qui sera une évolution de la version FIM92D).

Descriptif : Il est équipé d'un autoguidage passif multi-bande, il est piloté en navigation proportionnelle.

Fonctionnement : Le missile est équipé d'une charge militaire initiée par la fusée de contact ou l'autodestruction.

Portée : 200 à 4 000 m pour une vitesse de Mach 2,2.

Pays utilisateurs : Afghanistan, Algérie, Allemagne Fédérale, Angola, Arabie Saoudite, Bahreïn, Corée du Sud, Croatie, Danemark, Egypte, Espagne, France*, Grèce, Iran, Israël, Italie, Koweït, Liban, Japon, Pakistan, Pays-Bas, Qatar, Royaume-Uni, Sri Lanka, Suisse, Taïwan, Tchad*, Turquie.

** en faible quantité en 1986 et 1987.*

Conclusion : Ces versions n'existaient pas au moment des faits.

Comme nous venons de le découvrir à travers ces 53 fiches, différents armements sont plus ou moins plausibles. Il convient maintenant de déterminer ou de limiter notre choix dans ces armements possibles. Avant d'effectuer ce choix un bref rappel de la situation internationale vis-à-vis des systèmes de missiles MANPADS est présenté ci-après (Manpads de l'anglais Man Portable Air Défense System : c'est-à-dire mis en œuvre par un seul homme).

Depuis l'apparition des missiles Manpad dans les années 1960 et jusqu'au moment des faits, quelques premiers rapports font état de la situation suivante :

- ⇒ 42 appareils ont été touchés par des missiles sol/air entre les années 1975 et 1992 (Sources BAE).
- ⇒ Un rapport de la CIA (Jane's) fait état en 1997 de 27 attaques d'appareils civils par des missiles sol/air sans tous les inventorier...

La liste ci-dessous nous montre les attaques d'appareils identifiées jusqu'en 1994 :

De par le monde :

Guerres Israélo/Arabe (1967-1969) 47 appareils endommagés par des Stréla 2.

Viêtnam (1972-1975) 204 appareils endommagés pour 589 tirs de Stréla 2M (sources Russes).

Sud Liban (1974) 1 appareil israélien touché par 2 Strela 2.

Union Soviétique/Afghanistan (1980) 276 appareils pour 340 missiles types Strela 2M, SakrEye, HN5 et Stinger tirés (plusieurs centaines de Stinger non retournés aux USA).

Nicaragua (1986) 1 appareil abattu par Strela 2.

Guerre du Golf (1991) 29 appareils endommagés par des missiles Strela et Igla.

Irlande (1991) 1 appareil endommagé par un ou des missiles Strela 2 (SA7b).

Croatie (1991) 1 appareil abattu par un Strela 2M (SA 14).

Géorgie (1993) 2 appareils abattus par des missiles

En Afrique :

Guinée (1973) 4 appareils détruits par des Strela 2.

Rhodésie (1978-1979) 2 appareils de type Vickers Viscount abattus par 2 Strela (SA14).

Mozambique (date non précisée) un appareil endommagé par des Strela (avec assistance technique chinoise).

Sahara (1975-1991) 10 appareils endommagés ou abattus par des Strela 2.

Afrique du Sud (1980-1998) divers Strela 2 tirés.

Soudan (1987-1989) 2 appareils (Boeing 727) abattus par des Strela 2.

⇒ Plusieurs rapports font état de la présence en Afrique des missiles Russes de type Strela 2 (SA7a), 2M (SA7b), 3 (SA14) puis plus tard de sa copie chinoise HN5.

En **2003** : 23 des 29 pays Africains possédaient des missiles Strela 2 SA7 (Forecast international 2003) et donc maîtrisaient la technique du tir au missile sol/air de jour, il est toutefois très difficile d'énoncer qui pouvait maîtriser cette pratique en 1994 mais le nombre de pays était limité !

Premières remarques, tous les pays peuvent acquérir la compétence pour mettre en œuvre un système MANPAD. Le système (Strela 2 SA 7) reste de loin le plus facile à mettre en œuvre, donc le plus utilisé. Par contre, il n'est pas utilisable de nuit.

Afin de nous aider dans l'identification des missiles sol/air de type MANPAD, il est nécessaire de les classer en différentes familles qui sont :

1^{ère} génération.

Missiles à guidage infrarouge en bande 1 (0,5 à 2,5 μm), ils sont capables d'engager une cible sur une source de chaleur de l'ordre de 3000 °C, se sont des missiles de type Redeye FIM 43 (USA), Strela SA7 (Russe) et toutes les copie comme le HN-5 (Chine). Ils sont très sensibles aux interférences infrarouge, toutefois le tir de nuit est très difficile voire impossible, de plus généralement ils ne possèdent pas de fusée de proximité.

2^{ème} génération.

Missiles à guidage infrarouge généralement en bande 2, ils sont capables d'engager une cible rayonnante à 300 °C (3 à 5 μm) ce qui nécessite l'usage d'un système de refroidissement pour la tête du missile. Ces missiles sont de type Stinger 92A (USA), Strela 3 SA14 (Russe), Igla 1 SA16 (Russe) et les copie ou dérivés de type FN 6 (Chine).

3^{ème} génération.

Missiles à guidage infrarouge bi-bande IR (bande 2) + UV et ils sont capables de différencier les contre-mesures émises par la cibles (RCCM), ils sont de type Igla SA18 (Russe), Stinger B (USA), Mistral 1 (France).

4^{ème} génération.

Missiles à guidage par multi-détecteur à imagerie infrarouge numérique, Stinger Block 2 (USA), Igla S (Russe), Mistral 2 (France).

Missiles à guidage par désignation d'objectif soit par ligne de visée optique soit par ligne de visée Laser. Ces missiles nécessitent généralement un système de pointage qui illumine la cible durant toute la phase de vol du missile. Cette famille couvre les missiles de type Javelin et Starburst (Angleterre) RBS et Bolide (Suède). Ils ne sont pas de type « Fire and Forget » et nécessitent donc un suivi durant le vol et une instruction très spécifique pour leur emploi.

Le tableau 2 ci-après nous présente les armements opérationnels au moment des faits.

Soit 25 types d'armement différents sur les 53 identifiés

TABLEAU 2 – LISTE DES ARMEMENTS au 6 avril 1994 (*fond blanc*)

N°	Désignation	Code Otan	Pays d'origine	Mise en service	Nota
1	Mitrailleuse M2 HB		Etats-Unis	1938	
2	Mitrailleuse M3		Etats-Unis	1940	
3	mitrailleuse DHsK		Russie	1938	
4	mitrailleuse NSV		Russie	1970	
5	mitrailleuse KPV		Russie	1954	
6	canon de 23 mm		Russie	1950	
7	Lance-roquette RPG-7		Russie	1962	
8	Javelin		Angleterre	1984	
9	Starburst	javelin S15	Angleterre	1990	
10	startreak I		Angleterre	1997	Trop récent
11	startreak II		Angleterre	2000	Trop récent
12	Igla IE	SA 16	Bulgarie	1973	
13	FN 6 (HY 6)		Chine	1995	Trop récent
14	FN 16		Chine	?	Trop récent
15	HongYing HN 5	SA 7 "grail"	Chine	1990	
16	Qian Wei 1		Chine	1990	
17	Qian Wei 2	SA 16	Chine	1998	Trop récent
18	Qian Wei 3		Chine	2001	Trop récent
19	Qian Wei 4		Chine	2004	Trop récent
20	Qian Wei 11		Chine	2002	Trop récent
21	Qian Wei 18		Chine	2006	Trop récent
22	chiron (singung)		Corée du sud	2000	Trop récent
23	LG innotek		Corée du sud	2005	Trop récent
24	Sakr Eye	SA 7 "grail"	Egypte	1987	
25	Mistral 1		France	1990	
26	Mistral 2		France	2000	Trop récent
27	Al Quds Martyrs brigade		Gaza	2004	Trop récent
28	Igla inde	SA 16	Inde	2000	Trop récent

29	Misagh 1		Iran	1993	Trop récent
30	Misagh 2		Iran	2007	Trop récent
31	Kin sam type 91		Japon	1994	Trop récent
32	Anza Mk I		Pakistan	1990	
33	Anza Mk II / Qian Wei-2		Pakistan	1994	
34	Anza Mk III - QW-2		Pakistan	Développement	Trop récent
35	Grom		Pologne	2000	Trop récent
36	Piorun		Pologne	Développement	Trop récent
37	CA 94M		Roumanie	1998	Trop récent
38	CA 94		Roumanie	> 1998	Trop récent
39	Igla 1- SA 16	SA 16	Russie	1981	
40	Igla 1M – SA 16	SA 16	Russie	2009	Trop récent
41	Igla – SA 18	SA 18	Russie	1983	
42	Igla S – SA 24	SA 24	Russie	2002	Trop récent
43	Strela 2 – SA7a	SA 7 a	Russie	1968	
44	Strela 2M – SA 7b	SA 7 b	Russie	1971	
45	Strela 3 – SA 14	SA 14	Russie	1974	
46	RBS 70		Suède	2000	Trop récent
47	Bolide		Suède	1979	Trop récent
48	Stinger 43A		Etats-Unis	1967	
49	Stinger 92A		Etats-Unis	1982	
50	Stinger 92B		Etats-Unis	1987	
51	Stinger 92C		Etats-Unis	1991	
52	Stinger 92D		Etats-Unis	1995	Trop récent
53	Stinger 92E		Etats-Unis	2000	Trop récent

Les tableaux ci-après présentent ce qui résulte de notre analyse :

TABLEAU 3 – liste avec extraction des armements non utilisables techniquement (*fond jaune*)

N°	Désignation	Pays d'origine	Service	Manpad *	Défect IR	Nota
1	Mitrailleuse M2 HB	Etats-Unis	1938	Non	Non	Aucun impact, pas de visée
2	Mitrailleuse M3	Etats-Unis	1940	Non	Non	Aucun impact, pas de visée
3	mitrailleuse DHsK	Russie	1938	Non	Non	Aucun impact correspondant
4	mitrailleuse NSV	Russie	1970	Oui	Non	Aucun impact correspondant
5	mitrailleuse KPV	Russie	1954	Non	Non	Aucun impact correspondant
6	canon de 23 mm	Russie	1950	Non	Non	Calibre trop important
7	Lance-roquette RPG-7	Russie	1962	Oui	Non	Portée insuffisante
8	Javelin	Angleterre	1984	Oui	Oui	Pas de Tir de nuit
9	Starburst	Angleterre	1990	Tripod	Oui	Ensemble tripod
10	startreak I	Angleterre	1997	Oui	Non	Trop récent
11	startreak II	Angleterre	2000	Oui	Non	Trop récent
12	Igla IE	Bulgarie	1973	Oui	Oui	Peu vendu à l'export, marquage
13	FN 6 (HY 6)	Chine	1995	Oui	Oui	Trop récent
14	FN 16	Chine	?	Oui	Oui	Trop récent
15	HongYing HN 5	Chine	1990	Oui	Oui	Non exporté, pas de tir de nuit
16	Qian Wei 1	Chine	1990	Oui	Oui	Non exporté au 06/4/94
17	Qian Wei 2	Chine	1998	Oui		Trop récent
18	Qian Wei 3	Chine	2001	Tripod	Laser	Trop récent
19	Qian Wei 4	Chine	2004	Oui	Oui	Trop récent
20	Qian Wei 11	Chine	2002	Oui	Oui	Trop récent
21	Qian Wei 18	Chine	2006	Oui	Oui	Trop récent

22	chiron (singung)	Corée du sud	2000	Tripod	Oui	Trop récent
23	LG innotek	Corée du sud	2005	Tripod	Oui	Trop récent
24	Sakr Eye	Egypte	1987	Oui	Oui	Non exporté, pas de tir de nuit
25	Mistral 1	France	1990	Tripod	Oui	Trop sophistiqué
26	Mistral 2	France	2000	Tripod	Oui	Trop récent
27	Al Quds Martyrs brigade	Gaza	2004	Oui	Oui	Trop récent
28	Igla inde	Inde	2000	Oui	Oui	Trop récent
29	Misagh 1	Iran	1993	Oui	Oui	Non exporté au 6/04/94
30	Misagh 2	Iran	2007	Oui	Oui	Trop récent
31	Kin sam type 91	Japon	1994	Oui	Oui	Trop récent
32	Anza Mk I	Pakistan	1990	Oui	Oui	Pas de tir de nuit
33	Anza Mk II / Qian Wei-2	Pakistan	1994	Oui	Oui	Non exporté au 6/04/94
34	Anza Mk III – QW-2	Pakistan	Essais	Oui	Oui	Trop récent
35	Grom	Pologne	2000	Oui	Oui	Trop récent
36	Piorun	Pologne	Essais	Oui	Oui	Trop récent
37	CA 94M	Roumanie	1998	Oui	Oui	Trop récent
38	CA 94	Roumanie	> 1998	Oui	Oui	Trop récent
39	Igla 1- SA 16	Russie	1981	Oui	Oui	
40	Igla 1M – SA 16	Russie	2009	Oui	Oui	Trop récent
41	Igla – SA 18	Russie	1983	Oui	Oui	
42	Igla S – SA 24	Russie	2002	Oui	Oui	Trop récent
43	Strela 2 – SA7a	Russie	1969	Oui	Oui	Qté faible, pas de Tir de nuit
44	Strela 2M – SA 7b	Russie	1971	Oui	Oui	Trop récent, pas de tir de nuit
45	Strela 3 – SA 14	Russie	1974	Oui	Oui	Très peu vendu à l'exportation
46	RBS 70	Suède	2000	Tripod	Radar	Trop récent
47	Bolide	Suède	1979	Tripod	Radar	Trop récent
48	Stinger 43A	Etats-Unis	1967	Oui	Oui	Non utilisable de nuit
49	Stinger 92A	Etats-Unis	1982	Oui	Oui	
50	Stinger 92B	Etats-Unis	1987	Oui	Oui	
51	Stinger 92C	Etats-Unis	1991	Oui	Oui	Non exporté au 6/04/94
52	Stinger 92D	Etats-Unis	1995	Oui	Oui	Trop récent
53	Stinger 92E	Etats-Unis	2000	Oui	Oui	Trop récent

* Manpads de l'anglais Man Portable Air Défense System : Mis en œuvre par un seul homme

TABLEAU 4 – Données techniques concernant les 4 armements restants

	IGLA 1 – SA16	IGLA – SA18	STINGER 92A	STINGER 92B
Mise service	1981	1983	1981	1987
Quantité			15.600 unités	600 unités
Détecteur	Bande 2	Bi-bande	Mono-bande	Bi-bande
	3,5 à 5 µm	1.5/2.5 et 3.5/5.0 µm	4,1 à 4,4 µm	UV de 0,3 à 0,4 µm & 3,5 à 5 µm
Fusée	Impact avec retard et magnétique à proximité	Impact avec retard et magnétique à proximité	Impact et retard	Impact et retard
Charge militaire	A fragmentation	A fragmentation	Annulaire	Annulaire
Masse explosive	405 gr + moteur	405 gr + moteur	450 gr	450 gr
Marquage missile	9M313*	9M39		
Marquage poignée	9P519*	9P39		
	Le marquage correspond à la cote 2198 à 2237			

Entrainement	70 tirs sont nécessaires à la qualification		136 heures de formation	
Remarque	A été observé en Angola et durant la guerre en Iraq en 1991		250 appareils endommagés en Afganistan	Non observé en Afrique au moment des faits...
Taux de réussite au tir	50 %	70 à 80 %	80%	80 %

Constations sur la base de ce tableau que la précision soit moindre,

De par les différents commentaires et observations faites par les utilisateurs, les missiles Russes sont plus simples d'emploi que les missiles Américains ce qui se traduit par un nombre d'heure de formation ou de tirs à réaliser moins nombreux pour les missiles russes vis-à-vis des missiles Américains (136 heures de formation côté Américain contre seulement 70 tirs côté russe soit 50 à 60 heures). Dans tous les cas, un novice ne peut pas mettre en œuvre un tel système sans un minimum de formation.

On constate aussi dans ce tableau que la bande de sensibilité de l'autodirecteur d'un missile Iglal de type SA 16 (**3,5 à 5 μm**) est différente en comparaison du missile équivalent Stinger de type 92A (**4,1 à 4,4 μm**).

Bien que potentiellement utilisable, le missile Stinger 92B a peu de chance d'avoir été employé en raison de la très faible quantité de missiles fabriqués, ce qui nous permet de l'exclure de la liste et nous laisse ainsi les missiles Iglal SA 16, Iglal SA 18 et le missile Stinger 92A.

Nous avons noté, de par les dépositions des témoins, que des deux tirs concrétisés par les deux traits de lumière observés, le premier missile passe à côté de l'appareil sans exploser et le deuxième fait coup au but.

D'autres part, nous savons que l'appareil est à faible altitude, faible vitesse en phase d'atterrissage ce qui fait de lui une proie très facile donc que le tir soit de secteur frontal (45°) ou de secteur arrière, on peut dire qu'un missile de seconde génération avec un autodirecteur bi-bande n'a aucune raison de manquer sa cible, compte tenu des circonstances météorologiques favorables.

Cette probabilité de tirs est confirmée par les fabricants qui donnent dans ce cas de tir un taux de réussite supérieur à 80%.

Cette information nous permet d'exclure les missiles bi-bande de type Igla SA 18 ou Stinger 92B, sachant qu'il aurait été constaté, le plus probablement, un taux de réussite plus élevé.

En conclusion, on peut être formel sur le choix de ces 4 missiles restant, mais toutefois sur la base des informations énoncées précédemment nous estimons qu'une très forte probabilité se dégage vis-à-vis du missile de type Igla1 SA16 sans pour autant exclure les 3 autres missiles équivalents en performances. Il convient de préciser que notre prise de position n'a pas été influencée par la découverte, dans la zone de MASAKA, de deux tubes de lancement de missiles SA16, en référence aux marquages relevés (cote 2198 à 2237 de la procédure).

8. CIRCONSTANCES DE L'ÉVÉNEMENT

8.1 Conditions du jour

8.1.1 Conditions météorologiques

Les conditions météorologiques sur l'aérodrome au moment des faits nous sont données par la transcription de l'enregistrement des communications de la tour de contrôle de Kigali ; cette transcription fait l'objet du rapport d'expertise de M. Philippe Plantin de Hugues. (pièce D 6036). Ce rapport est exploité en détails au paragraphe 8.2.3.2.

« copiez Kigali dix huit heures euh le vent est de deux cent quatre-vingt dix degrés zéro quatre (*) CAVOK, température dix-neuf, point de rosée seize, QNH mille dix-neuf un zéro un neuf à vous »

A 20h09 min 00 heure locale, le contrôleur donne les informations météo au Falcon :

« *Kigali dix huit heures* » : il s'agit de 18 heures en temps universel, soit 20 heures en heure locale

« *le vent est de deux cent quatre-vingt dix degrés zéro quatre (*)* » : la direction du vent est de 290 degrés, soit dans l'axe de la piste 28 ; sa vitesse est de quatre nœuds (le mot manquant représenté par un * dans la transcription est très probablement « nœuds », soit l'unité dans laquelle la vitesse du vent est exprimée en aéronautique ». Un vent de quatre nœuds correspond à 7,5 km/h. On peut parler dans ce cas de vent calme.

« *CAVOK* » : signifie « ceiling et visibility OK », (plafond et visibilité OK), donc absence de nuage qui constitueraient un plafond, et bonne visibilité donc absence de brouillard.

« *température 19* » : il s'agit de 19 degrés Celsius.

« *Point de rosée 16* » : ce paramètre indique l'humidité de l'air : plus l'écart entre le point de rosée et la température est élevée, plus l'air est sec. Avec 4 degrés d'écart, le brouillard est peu probable.

« *QNH 1019* » : il s'agit de la pression atmosphérique ramenée au niveau de la mer, c'est la référence utilisée pour caler les altimètres des avions lors des phases de décollage et d'atterrissage.

On peut, en résumé, parler de très bonnes conditions météo, ce qui permet de déduire que l'avion était visible de loin.

Lors des investigations menées au RWANDA, nous avons pu mesurer, à partir de plusieurs positions, la période durant laquelle l'avion en finale était visible :

- depuis l'ancienne tour de contrôle : le temps passé entre l'apparition visuelle des phares d'atterrissage et le toucher des roues est de 1'38",
- depuis l'ancienne résidence présidentielle (près de la porcherie) : le temps de vision de l'appareil est de l'ordre de 2'30".

NB : Il s'agissait là d'avions ayant allumé leurs phares d'atterrissage normalement et non tardivement.

8.1.2 Obscurité

Les faits se sont déroulés de nuit. Sous cette latitude, il n'y a pratiquement pas de crépuscule et l'obscurité est complète vers 18h30 (heure locale).

Dans l'une de ses auditions, le capitaine Bruno DECOIN précise que les pilotes du 9XR-NN avaient adopté la procédure suivante : approche tous phares éteints, balisage de la piste éteint, les phares d'atterrissage étaient allumés et le balisage demandé en courte finale quelques secondes avant le toucher des roues. Ceci n'est pas conforme aux règles de l'air, dont l'équipage s'affranchissait en l'occurrence dans un souci de sécurité.

L'audition du contrôleur de service le 6 avril 1994 confirme cette pratique.

8.1.3 Date et heure de la destruction de l'avion

De la transcription de la bande sonore de la tour de contrôle de Kigali (rapport de M. Plantin de Hugues), il ressort que cet événement a eu lieu à 18h27 UTC, il est impossible de déterminer l'instant exact, mais mention est faite d'un événement en approche sur la piste 28 à 18h27 UTC, donc 20h27 en heure locale. Il faisait nuit depuis deux heures.

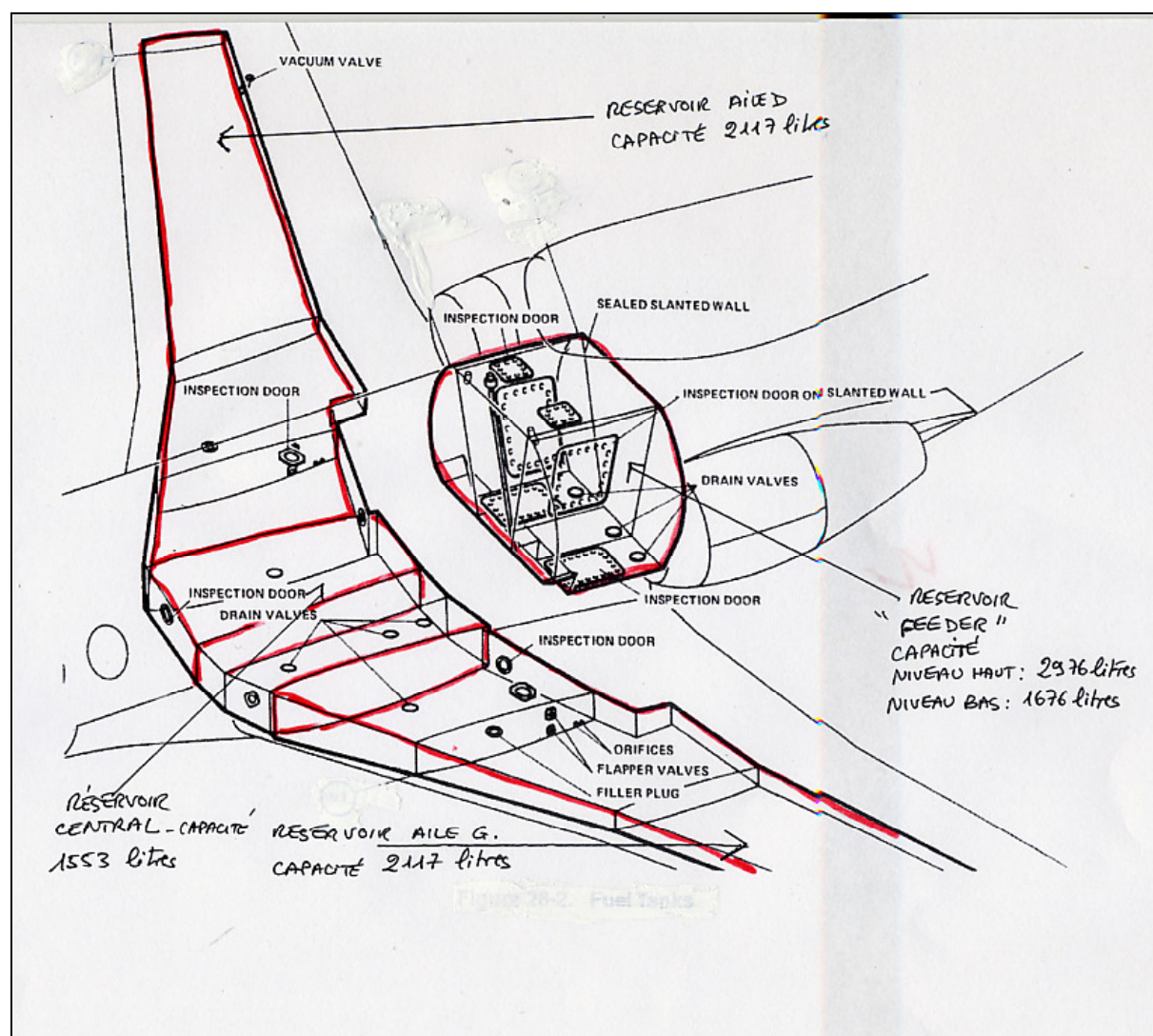
8.2 Données techniques et paramètres de l'avion

8.2.1 Configuration des réservoirs du Falcon 50

Le système de réservoirs du Falcon 50 se compose de trois réservoirs d'aile et d'un « feeder tank » (réservoir d'alimentation) divisé en trois parties. Chaque réservoir d'aile et chaque partie du feeder correspond à l'alimentation d'un moteur. Les trois sections sont indépendantes en fonctionnement normal, mais on peut transférer le carburant de l'une à l'autre si besoin.

Le réservoir arrière « feeder » peut être rempli au niveau haut ou au niveau bas. La capacité totale d'emport en carburant du Falcon 50 est respectivement de 8 763 litres et 7963 litres, pour une masse respectivement de 7037 kg et 5993 kg.

Les pompes électriques sont situées dans le réservoir « feeder ».



8.2.2 Estimation de la quantité de carburant à bord, de la masse et de la vitesse de l'avion en finale

Lors de son approche à Kigali et au moment de l'accident, le carburant restant dans les réservoirs correspondait à une masse de 5600 livres, soit 2540 kg, soit environ 3000 litres. Ces chiffres sont estimés en fonction du carburant réglementaire qu'il devait avoir à bord pour assurer le vol aller et retour Kigali Bujumbura avec les réserves réglementaires.

La vitesse de l'avion en finale, par rapport à sa masse estimée de 12720 kg, est peu différente de 120 kts (222 km/h). Sa puissance affichée est de l'ordre de 70% de N1 (NB : il s'agit du pourcentage de vitesse de rotation de la soufflante de l'entrée d'air, c'est le paramètre utilisé pour quantifier la puissance sur ce type de moteur). Il s'agit d'une puissance relativement élevée.

8.2.3 Trajectoire et type d'approche

8.2.3.1 *Différents types d'approche possibles et essais au simulateur*

Une lettre écrite par le pilote Jean-Pierre MINABERRY au capitaine Bruno DUCOIN (pièce D 363) nous indique que les pilotes se sentaient menacés et envisageaient des stratégies de deux types :

- des départs et arrivées basse altitude (NB : « Jacquy » désigne ici le commandant de bord Jacky HERAUT)

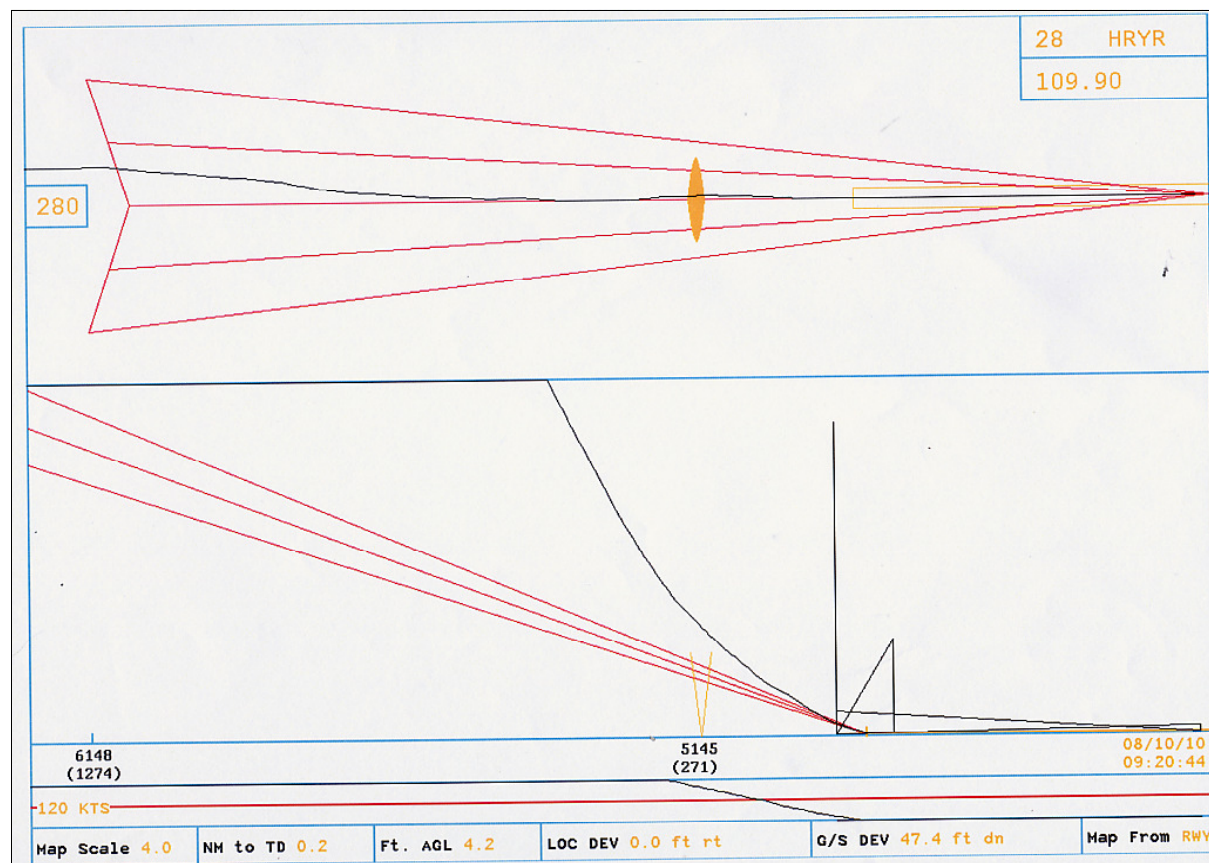
Avec Jacquy on étudie des départs et arrivées basse Alt. DEC en 10 virage à droite dans la

vallée, via le pont S de chez REBERO on est caché par la colline - pour l'att. chemin inverse. On l'a fait samedi, avec le Président : ils ont été surpris mais ont pris conscience qu'il y avait danger et que nous, nous n'étions pas tranquilles.

- des arrivées haute altitude :

- On va étudier une arrivée haute Alt. 1. Nov 2000 et penser ils normale tout réduit - phases étendu - Je n'ai pas si... c'est efficace - Peut être connaître des chasseurs qui auraient des solutions à ce genre de Pb

Ce type d'approche est familier des pilotes militaires ; nous l'avons effectuée lors d'une série d'essais au simulateur de vol Falcon 50 effectuée le 10 août 2010. Le profil de cette approche est reproduit ci-dessus :



Si cette approche ne pose aucun problème de jour, elle est plus délicate de nuit en raison du relief entourant l'aérodrome de Kigali.

Nous avons constaté lors des essais au simulateur que l'avion effectuant ce type d'approche était vulnérable durant 4 minutes.

De toute manière, le doute n'est pas possible quant à l'approche effectuée par le 9XR-NN le 6 avril 1994, elle nous est confirmée par les communications radio avec la tour de contrôle : il s'agissait bien d'une approche directe en piste 28.

8.2.3.2 Exploitation du rapport de M. PLANTIN DE HUGUES (transcription des conversations avec la tour de contrôle)

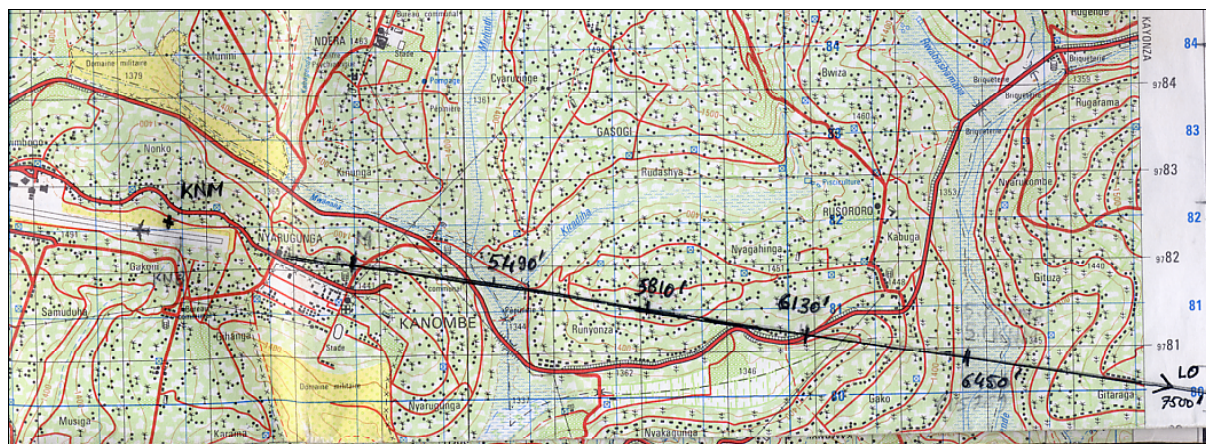
Les informations sur la trajectoire suivie par le 9XR-NN nous sont fournies – à défaut d'enregistreurs de vol – par la transcription des conversations avec la tour de contrôle (cf. pièce D6036 – Rapport d'expertise de M. Philippe PLANTIN DE HUGUES). *NB : les heures indiquées sont des heures locales.*

- A 20h 08min 51s l'avion s'annonce au niveau 390 –soit 11887 m) et déclare estimer son arrivée à Kigali à 20h25.
- Le contrôleur lui donne alors les informations météo (cf. §9.1.1) et l'un des pilotes lui dicte un plan de vol pour Bujumbura ; le décollage aurait dû avoir lieu à 20h48 ; il précise que le Président du Burundi sera à bord.
- A 20h 10min 50s le contrôleur demande au pilote de rappeler au point Elobo au niveau 240 (7300m) ; l'avion se met alors en descente.
- A 20h 17min 59s l'avion s'est annoncé au niveau 240, il est réautorisé au niveau 120 (3657m) et doit rappeler à 120 NM (222km) de l'aéroport.
- Le contrôleur demande le nombre de personnes à bord ; il est répondu 12.
- A 20h 21min 27s l'avion s'annonce au niveau 120, on lui demande de continuer sa descente.
- A 20h21min42s le pilote demande à « faire une approche directe en vingt huit » et annonce qu'il rappellera établi sur l'ILS.

Cette transcription confirme que les pilotes n'ont pas choisi un des types d'approche envisagés pour faire face à une éventuelle menace, mais qu'il a effectué une approche directe, « normale » par rapport à sa provenance.

La présence d'un C130 des Nations Unies dans la zone de l'aérodrome de Kigali a pu également les inciter à effectuer cette approche directe pour éviter tout risque de collision, le contrôle de Kigali n'ayant pas la capacité d'assurer les espacements entre les avions par manque de radar.

Plan de l'approche de Kigali telle qu'elle a été effectuée par le Falcon



Le trait matérialise l'axe de l'approche tel qu'il est balisé par le faisceau radioélectrique de l'ILS (« Instrument Landing System »), nous avons reporté des altitudes de passage durant la descente sur un plan de 3 degrés, les chiffres indiqués sont des altitudes en pieds, c'est-à-dire calculées par rapport au niveau de la mer. Le tableau ci-dessous donne des hauteurs par rapport à l'altitude du point de référence de l'aérodrome de Kigali, à savoir 4891 pieds (1490,8 m)

Altitude niveau mer en pieds	Hauteur au-dessus du point de référence de l'aérodrome en pieds	Hauteur au-dessus du point de référence de l'aérodrome en mètres
7500 (balise LO)	2609	795
6450	1559	475
6130	1239	378
5810	919	280
5490	599	183

8.2.3.3 Exploitation de l'audition de Patrice MUNYAZENA, contrôleur d'approche de service à la tour de contrôle de KIGALI le 6 avril 1994

Auditionné lors de notre déplacement à Kigali, ce témoin était de service à la tour de contrôle de Kigali lors des événements. Il indique qu'il assurait à la fois le contrôle d'approche (*NB : le contrôle par radio de l'avion lors de sa phase de vol aux instruments*) et la vigie (*NB : le contrôle assuré lorsque le contrôleur a un contact visuel avec l'avion, donc dans la dernière phase de l'approche et durant l'atterrissage et le roulage*).

Il confirme l'absence totale de radar à Kigali en 1994 (et d'ailleurs actuellement également) ; il confirme également l'heure estimée d'arrivée de l'avion telle qu'elle figure dans la transcription des communications radio (cf. pièce D603), ainsi que la présence à bord du président du Burundi.

S'agissant de l'allumage de la piste, il confirme que –contrairement aux pratiques habituelles– l'allumage de la piste lors de l'arrivée du Falcon présidentiel ne se faisait que dans les toutes dernières minutes avant l'atterrissage ; il indique également que les phares d'atterrissages du Falcon n'étaient allumés qu'en longue finale.

Il déclare avoir entendu l'explosion alors que l'avion était en descente sur le glide (NB : faisceau radioélectrique matérialisant le plan de descente de l'avion), l'interception de celui-ci s'effectuant à la balise LO à 795 m au-dessus du sol (voir tableau ci-dessus), c'est le moment où la trajectoire de l'avion passe du palier à la descente.

8.2.3.4 *Sur l'inflexion de la trajectoire de l'avion vers la gauche telle qu'elle est décrite par certains témoins*

Audition de Jean-Luc HABYARIMANA, [pièce D 45](#)

--- J'ai eu l'impression que les réacteurs de l'avion avaient changé de régime, ils s'étaient amplifiés. L'avion s'est incliné sur sa gauche. Dans le même temps j'ai aperçu un second trait lumineux et l'avion s'est enflammé au fuselage arrière. Il y a eu immédiatement une troisième explosion et l'avion s'est désintégré toujours enflammé.-----

Il est fait mention d'une inclinaison vers la gauche ; un autre témoin cité ci-dessous déclare que les lumières se sont éteintes après le premier tir.

Audition de Matthieu GERLACHE, [pièce D 2962](#)

Le 06 avril 1994 vers 20.30 hrs alors que j'étais de service à la permanence radio, j'ai constaté que l'éclairage de la piste venait de s'éteindre. Je précise, en effet que l'éclairage était toujours éteint. La piste n'était éclairée que lors des manœuvres d'atterrissage d'un avion. Je suis alors sorti de la tour de contrôle et je me suis appuyé sur la rampe de la plate-forme pour regarder l'avion qui approchait atterrir. Je suis formel pour dire que l'éclairage de l'aéroport ne s'est jamais éteint pendant les manœuvres d'approche de l'avion. L'éclairage a été effectivement éteint mais après l'accident de l'avion, je ne saurais plus vous dire combien de temps après.

Au moment où l'avion approchait de l'aéroport, nous ne savions pas de quel avion il s'agissait. J'ai aperçu alors un point lumineux partir du sol. La direction du départ de ce point était le camp de KANOBE.

Concernant la couleur de ce point lumineux je pense qu'il était blanc. On aurait pu penser qu'il s'agissait d'une étoile filante de par sa configuration.

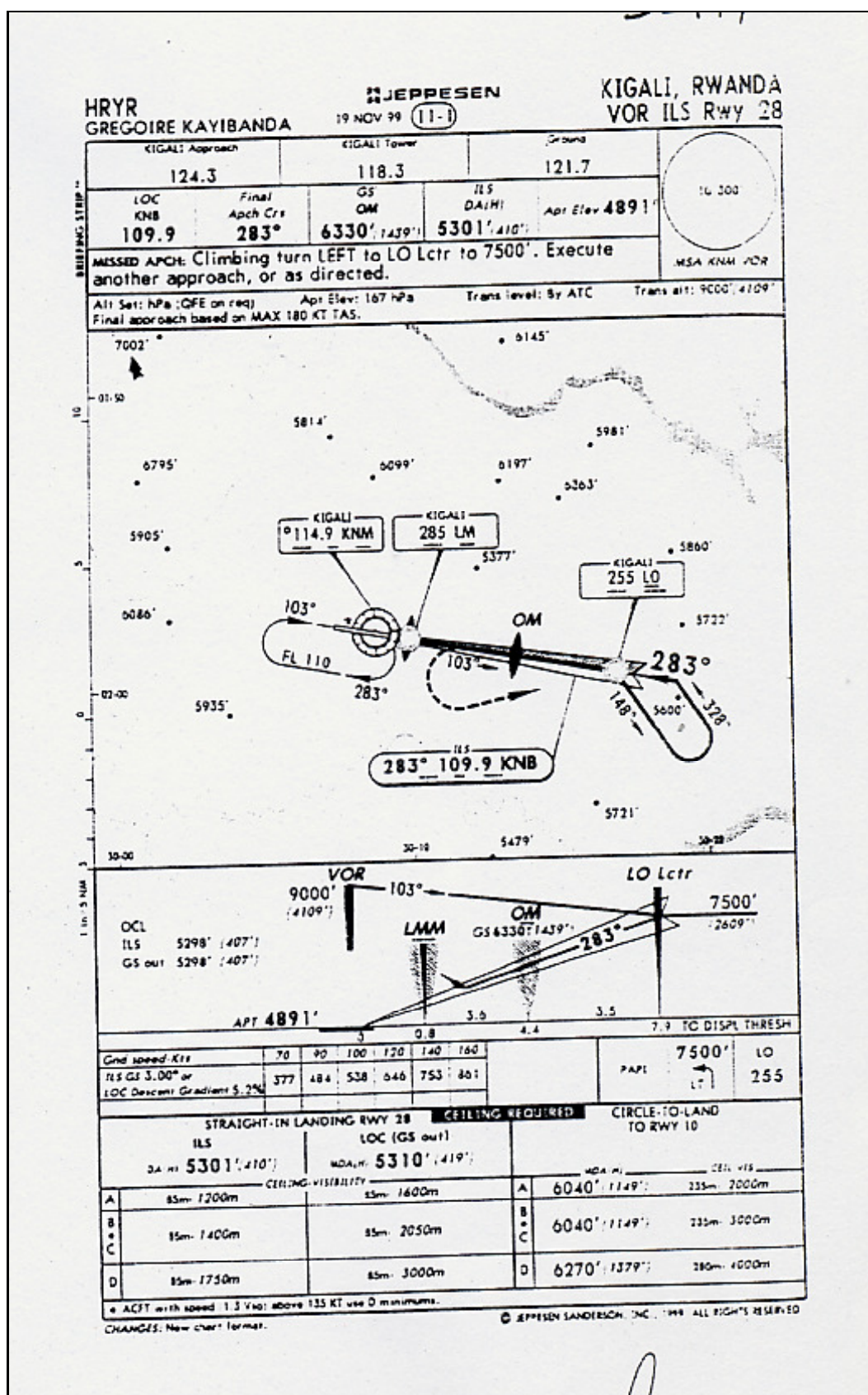
C'est lorsque j'ai aperçu que ce point prenait la direction de l'avion que je me suis rendu compte que cela devait être un tir de missile.

A ce moment, les lumières de l'avion se sont éteintes mais l'avion n'a pas explosé suite à ce premier tir.

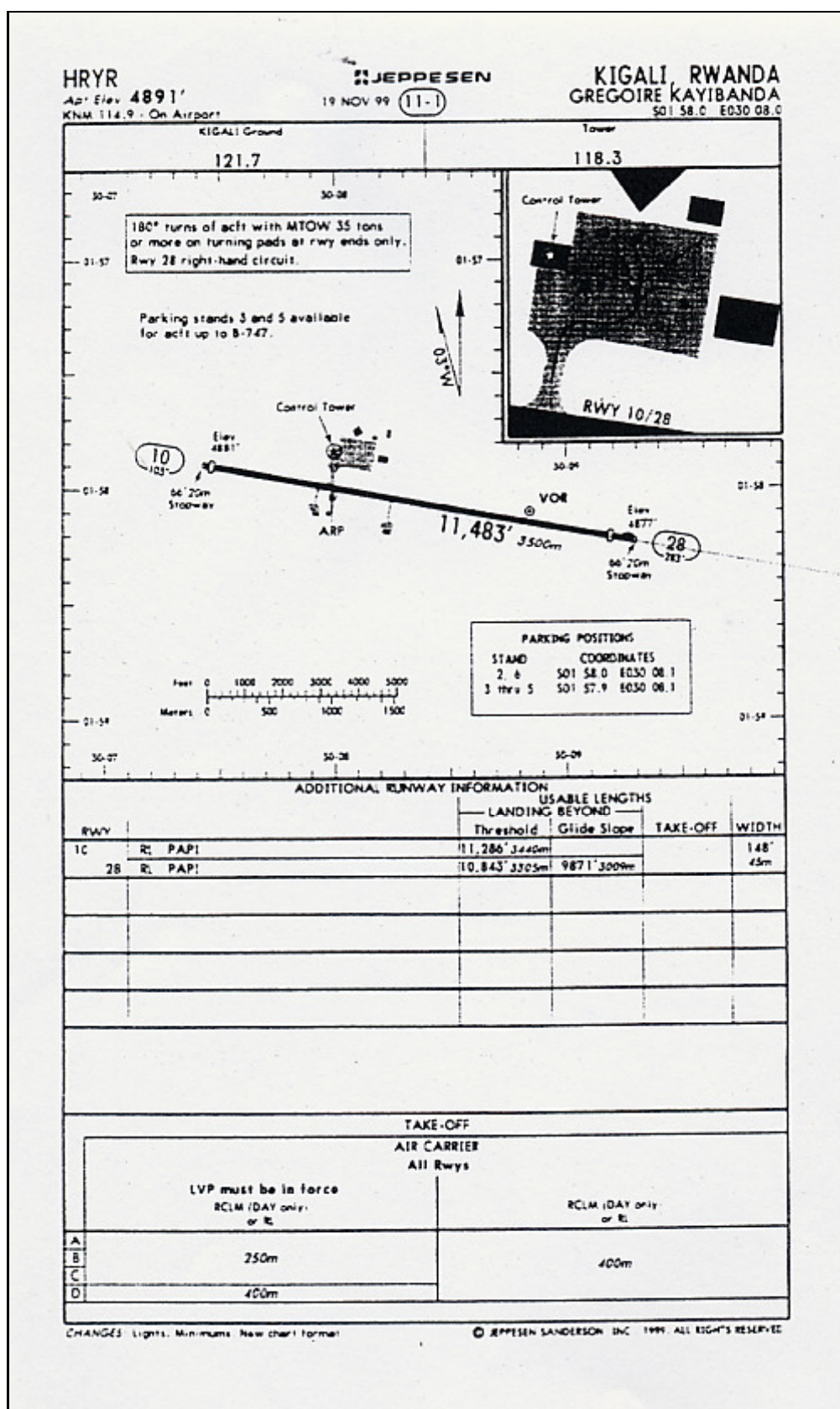
Les lumières éteintes de l'avion ne se sont plus jamais rallumées.

La thèse de tir de missile s'est ~~ré~~confirmée lorsque j'ai aperçu un deuxième point lumineux, le même que le premier, venant du même endroit prendre la direction de l'avion. L'avion a à ce moment explosé et est tombé à plus ou moins 500 mètres de la résidence du PRÉSIDENT. Cette dernière se trouvant dans l'alignement de la piste d'atterrissage.

Cette inclinaison vers la gauche suivie d'une extinction des feux pourrait indiquer que, voyant le premier trait lumineux, l'équipage ait alors tenté une manœuvre d'évitement qui paraît logique du point de vue d'un pilote, consistant à couper ses éclairages à des fins de furtivité et changer brusquement sa trajectoire.



Fiche d'approche aux instruments de l'aérodrome de Kigali (en date de 1999, il est supposé que la procédure était identique en 1994).



Plan de l'aérodrome de Kigali.

Sur ce plan, nous relevons que les débris sont disposés sur 145 mètres de longueur, suivant une direction sensiblement Est-Ouest après l'impact de l'avion au sol. Nous avons considéré que les relevés de ces débris représentent un référentiel à partir duquel nous pouvons évaluer la trajectoire de chute de l'avion, d'où le lieu de l'impact du missile sur l'avion.

Les relevés topographiques effectués sur site nous ont indiqué que l'altitude du crash [Z] était de **1410 mètres**.

Pour parvenir à localiser ce point d'impact dans l'espace, nous avons utilisé deux méthodes indépendantes :

- par la géométrie, en prolongeant et en ramenant le grand axe du rectangle inscrivant les débris de l'avion vers la trajectoire d'approche de l'avion,
- par le calcul, en tenant compte des mouvements de chute des corps.

8.3.1.1 Par la géométrie

Nous avons défini une droite médiane correspondant à la trajectoire « linéaire » de la chute de l'avion après l'impact du missile passant par les emplacements des débris les plus éloignés : le cratère, le morceau de fuselage et le cockpit situés au droit du hangar, ce qui apparaît sur le plan des relevés. Les débris sont dispersés de part et d'autre de cet axe. Ils s'inscrivent dans un rectangle de 145 m de long et de 20 m de large environ (± 10 m par rapport à cet axe longitudinal, appelé droite médiane précédemment).

L'avion était en phase d'approche; il était guidé par les instruments pour atterrir dans l'axe de la piste de l'aéroport. Ayant relevé le périmètre de la piste, nous en avons déterminé son axe. L'intersection de l'axe d'approche de l'avion (qui est celle, ou de très près, de l'axe de la piste) avec la trajectoire « linéaire » de chute de l'avion après l'impact du missile permet de déterminer un point dans l'espace, dont les coordonnées sont :

X = 186070 m

Y = 9781387 m

La position altimétrique est donnée par l'intersection de la verticale de ce point et de la trajectoire d'atterrissage de l'avion vue de profil ayant une pente descendante de 3° : Z = **1646 m**.

Les coordonnées de la position de l'avion lors de l'impact du missile sont :

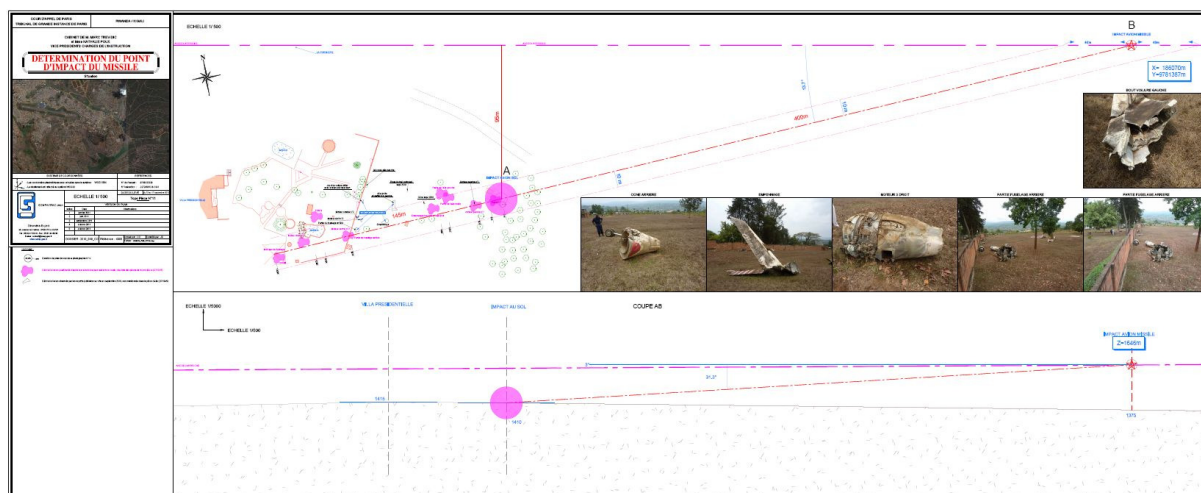
X = **186070 m**

Y = **9781387 m**

Z = **1646 m**

En prolongeant les grands côtés du rectangle vers l'axe d'approche de l'avion, leur intersection se fait à ± 40 m du point d'impact du missile. La trace de cette bande permet de constater que le point d'impact du missile est positionné à ± 40 m près. C'est la tolérance que nous pouvons accorder à ce point d'impact du missile sur l'avion. Cette imprécision par rapport à la vitesse de l'avion estimée à 61 m/s montre un écart de temps de ± 0.66 seconde.

Sur le plan ci-après et joint en annexe 1, sont représentés les débris relevés peu après le crash, ceux que nous avons constatés en septembre 2010 et la trajectoire de chute de l'avion avec la zone d'imprécision éventuelle que nous avons retenue. Nous relevons que la distance parcourue par l'avion entre l'impact sur trajectoire et le crash au sol est de **400 mètres**.



Il convient aussi de connaître les autres aspects de la trajectoire de chute de l'avion qui sont marqués sur ce plan :

- il a touché le sol à proximité de la résidence présidentielle avec une incidence de 31° environ ($31,3^\circ$). C'est pour cela que des éléments importants de l'avion ont ricoché sur le sol et ont défoncé le mur d'enceinte en briques de la résidence présidentielle, tout en perdant des débris sur leur parcours,
- il a dévié sur la gauche de sa trajectoire d'approche d'un angle de 14° environ ($13,7^\circ$).

8.3.1.2 Par le calcul

Il convient de vérifier, par un calcul simplifié qui tient compte de la chute des corps dans l'air et dans le vide, si nous pouvons aboutir à des valeurs cohérentes résultant de l'approche géométrique.

Dans le vide, les corps ne sont soumis qu'à la seule action de leur poids : ils tombent en **chute libre**. Dans l'air, un corps mobile, dès lors qu'il est sollicité par une force antagoniste à son mouvement sera entraîné vers le bas par la gravité terrestre.

Dans l'air, le mouvement est freiné par une autre force, la résistance de l'air. Cependant, la perturbation est parfois très faible pour des corps à forte densité, de forme convenable dite aérodynamique et lorsque la hauteur de chute n'est pas trop élevée. C'est pourquoi il est rationnel de pouvoir étudier la chute libre d'un corps dans l'air, mais dans des conditions telles que la résistance de l'air ne perturbe pas le mouvement.

En un même lieu, tous les corps tombant en chute libre ont la même accélération : c'est l'accélération de la pesanteur (g). La valeur de l'accélération de la pesanteur dépend du lieu considéré, notamment sa latitude et son altitude.

- Ainsi, à la latitude de 45° et au niveau de la mer, elle vaut :

$$g = 9,806 \text{ m/s}^2 \text{ arrondi à } 9,81 \text{ m/s}^2$$

- Au niveau de l'équateur :

$$g = 9,786 \text{ m/s}^2$$

- Au niveau du pôle :

$$g = 9,83 \text{ m/s}^2$$

Le mouvement de chute libre d'un corps lâché dans le vide est uniformément accéléré suivant les équations suivantes :

$$\bullet X = \frac{1}{2} gt^2$$

X = hauteur de chute

t = temps de chute

$$\bullet V_v = gt$$

V_v = vitesse de chute à l'instant t (composante verticale de la vitesse)

t = temps de chute

$$V = gt$$

$V =$ Vitesse à l'instant t

$t =$ temps de chute

La vitesse est proportionnelle au temps de chute. De ces deux équations, nous pouvons tirer :

$$V^2 = 2 g x$$

$$\text{d'où } V = \sqrt{2gx}$$

Dans l'air, le mouvement de chute est accéléré, mais la valeur de l'accélération diminue et tend vers zéro. En fait, quand un corps tombe dans l'air, sa vitesse croît et tend vers une vitesse limite pour laquelle la résistance de l'air est égale à son poids. L'avion représente un point matériel mobile soumis à différentes forces qui maintiennent son équilibre dynamique sur sa trajectoire.

Au moment de l'impact du missile, l'avion était animé d'une vitesse constante, c'est-à-dire d'un mouvement rectiligne uniforme quasiment horizontal, à 3° près. Sa vitesse était de l'ordre de 120 kts soit 61 m/s.

Pour tout cas de figure de vol, la résultante de toutes les forces appliquées doit être nulle. La résistance de l'air est représentée par une force R , résultante aérodynamique de la

composante verticale appelée portance \overrightarrow{P} et de la **composante horizontale** appelée traînée \overrightarrow{R} .

Cela implique que :

- la portance soit directement opposée au poids \overrightarrow{P} : $\overrightarrow{P} - \overrightarrow{P}$
- la force motrice \overrightarrow{F} soit directement opposée à la traînée \overrightarrow{R} .

Avant l'impact, sa composante de vitesse verticale est nulle et sa composante de vitesse horizontale est égale à 61 m/s.

Ce mobile est en fait un point matériel qui a été déstabilisé à partir de cet impact : perte de portance d'où le décrochage avec éventuellement une mise en roulis, mouvement qui peut augmenter légèrement la traînée. Il a été alors soumis à la gravité terrestre : g . Dès lors, sa composante de vitesse verticale croît.

Par un calcul approché, en négligeant la résistance de l'air, ce mobile déstabilisé peut être assimilé à un corps toujours animé de sa vitesse constante horizontale ($V = 61 \text{ m/s}$) tombant en chute libre, lui induisant un mouvement uniformément accéléré, répondant aux équations que nous avons exposées précédemment :

$$\rightarrow \text{il s'ensuit : } X = \frac{9,78 t^2}{2} = 4,89 t^2$$

\rightarrow en considérant un déplacement horizontal (à 3° de pente près) à une altitude de 1646 m, X devient : $1646 - 1410 \text{ (Z du crash)} = 236 \text{ m}$, l'équation devient : $236 = 4,89 t^2$,

$$\text{soit } t^2 = \frac{236}{4,89}$$

$$t = 6,94 \text{ s arrondi à } 7 \text{ sec.}$$

Le temps de chute de l'avion a été de **7 sec.** environ.

La distance horizontale (composante horizontale) parcourue par l'avion dans sa chute est égale à :

61 m/s = vitesse horizontale de l'avion en m/s

6,94 s = temps de chute en seconde,

d'où $d = 61 \times 6,94 = \mathbf{423 \text{ mètres}}$

Cette valeur calculée est très proche de celle qui a été déterminée par l'approche géométrique (400 mètres).

A titre indicatif, sa vitesse verticale à l'impact a été :

$$V_v = gt, \text{ soit } V_v = 9,78 \times 6,94 = 67,87 \text{ m/s arrondi à } 68 \text{ m/s (*).}$$

() Avant l'impact sur trajectoire, la vitesse verticale était nulle.*

Pour conclure :

- l'approche par le calcul et par la méthode géométrique pour évaluer le point d'impact du missile de l'avion, donne des valeurs cohérentes. Le faible écart existant sur la distance horizontale parcourue par l'avion dans sa chute permet de retenir que l'ordre de grandeur des valeurs obtenues n'est pas à remettre en question.

- l'avion a parcouru une distance horizontale de **l'ordre de 400 m**, avant de s'écraser au sol, éparpillant des débris sur une longueur de 145 mètres et une largeur de 20 m environ. Il a heurté le sol suivant **un angle de 31° environ**. Avec cet angle d'incidence, il est logique que l'avion ait ricoché, perdant des débris au fur et à mesure de son parcours. Sa trajectoire de chute se trouve sur la gauche de son axe d'approche de piste. Il a dévié de cet axe d'approche d'un **angle de 14° environ**,
- l'avion présidentiel a été impacté par le missile à une altitude de **1646 mètres** que nous considérons comme une valeur nominale, à laquelle il faut accorder un intervalle de tolérance sur sa trajectoire d'approche de ± 40 mètres.
Compte tenu des grandes dimensions de la scène, cet écart n'est pas significatif ou du moins pas suffisant pour modifier en quoi que ce soit notre méthodologie devant permettre de rechercher le lieu de tir des missiles,
- le point d'impact sur **l'avion se situe à 236 mètres au-dessus** de l'altitude du lieu du crash : **Z = 1410 m**,
- compte tenu de la faible dispersion des débris, nous pouvons exclure une désintégration totale de l'avion en vol, mais son intégrité a dû être très altérée par l'explosion du missile et des vapeurs de kérosène,
- le temps de chute de l'avion a été de **7 sec. environ**, sa vitesse verticale (composante verticale) à l'impact étant de l'ordre de 68 m/s,
- l'impact du missile sur l'avion se situe à **3150 m** de la réf. ILS. Le lieu du crash a été positionné, ramené sur la trajectoire d'approche de l'avion, à **2760 m** de cette référence.

8.3.2 Le missile

Quel type de missile a été utilisé pour abattre le FALCON 50 ?

Dans le chapitre n° 7 consacré à cet effet, de l'étude exhaustive des systèmes d'armes aériens pouvant être utilisés, nous en avons déduit qu'il s'agit de missiles sol-air portables, d'une deuxième génération, dite Igla, dont font partie les missiles SA16 et SA18. C'est le missile SA16 que nous avons prioritairement retenu. Il s'entend que les missiles de cette génération, tirés à l'épaule, comportent de très bonnes performances opérationnelles en matière de balistique, de puissance explosive et de capacités d'accrochage d'une cible émettant une signature infrarouge, mais comparables.

8.3.2.1 Informations générales sur la menace sol-air portable, génération Igla : missiles SA16 et SA18

Ces types de missiles et les accessoires nécessaires à leur mise œuvre, font partie d'un système d'arme d'origine soviétique, connus sous les désignations suivantes :

- nom commercial : Igla,
- nom de code donné par l'OTAN : SA16 dénommé « GIMLET » et SA18 dénommé « GROUSE ».

Ce système d'arme a été développé dans les années 1970-1980 au profit de l'armée soviétique.

Le système Igla a été conçu pour procurer aux troupes terrestres, qu'elles soient à l'arrêt ou en mouvement, un moyen de se défendre contre des attaques aériennes survenant de manière inopinée.

Il a résulté de cette exigence une conception de ce système d'arme qui se caractérise par un encombrement réduit et une grande simplicité de mise en œuvre, nécessitant néanmoins une formation et un entraînement appropriés. Ce système fait partie des systèmes d'armes très courtes portées en service opérationnel. Il est utilisable contre les avions de combat évoluant à grande vitesse, ainsi que contre les hélicoptères évoluant à basse altitude.

Ce concept d'emploi peut toutefois être détourné pour employer ce système d'arme dans des actions d'agression contre tout type d'aéronef passant à basse ou très basse altitude. Le missile de ce système est attiré par toute source de chaleur élevée rayonnant dans des bandes spectrales de l'infrarouge proche et/ou moyen, émise par les réacteurs des avions de combat, de lignes commerciales et les moteurs des hélicoptères. En fait, toute source de chaleur émise par une plateforme aérienne évoluant à grande et faible vitesse est susceptible d'être atteinte par ces types de missile avec un coefficient de réussite élevé.

Le système d'arme Igla constitue une évolution significative par rapport aux systèmes de type « Strela-2M » (code OTAN « SAM-7 », dénommé « GRAIL » évoqué dans la presse ouverte depuis de nombreuses années) et « Strela-3 » (impliqué dans l'attentat commis en novembre 2003 contre un Airbus de DHL en IRAQ).

L'Igla se distingue en effet de ces systèmes d'ancienne génération par sa résistance aux contre-mesures car il dispose de fonctions CCMIR (Contre-Contre-Mesures InfraRouges), pour le missile SA18, permettant de distinguer les leurres de la cible et une meilleure efficacité de son guidage terminal consistant à diriger le missile vers un point situé à quelques mètres en avant de la source chaude la plus crédible de la cible.

L'explosion de la charge explosive se produira donc en un point beaucoup plus vital de la cible, où elle sera susceptible de provoquer des dommages plus importants. La grande facilité de mise en œuvre permet à ces types de missiles portables, tirés à l'épaule, d'améliorer également leur efficacité opérationnelle. Enfin, leur volume d'emploi amélioré permet d'atteindre une cible à une altitude de l'ordre de 5000 mètres.

8.3.2.2 Missile SA16

Ce système d'arme est constitué :

- d'un tube de tir ou de lancement,
- d'un missile (logé dans son tube de tir),
- d'une crosse ou poignée de tir,
- d'un dispositif ensemble pile refroidisseur (**EPR**).

Le tube de tir mesure 1,7 m de long. La masse du tube de tir au stade opérationnel, c'est-à-dire équipé du missile, de la poignée de tir et de l'EPR, est de l'ordre de 17 kg. La poignée de tir pèse 1,7 kg environ et l'EPR 1,4 kg. Ce type de missile est portable et se tire à l'épaule.

⇒ Description du missile

Le missile **SA16** d'une longueur totale de 1670 mm, d'un calibre de 70 mm environ et d'une masse d'environ 10,800 kg est constitué de l'avant vers l'arrière des éléments suivants :

- un autodirecteur à guidage infrarouge,
- un tronçon pilote et génération électrique pour le pilotage du missile,
- un tronçon charge militaire et le dispositif de sécurité et d'armement (DSA),
- un propulseur principal,
- un éjecteur.

La propulsion du missile est assurée par l'intermédiaire de deux propulseurs à propergol solide. Le premier propulseur nommé éjecteur situé à l'arrière du missile est destiné à assurer l'éjection du missile hors du tube de lancement, en lui imprimant un roulis de stabilisation de trajectoire. Le second est le propulseur principal qui assure la propulsion du missile durant sa mission.

Le pilotage du missile est assuré par une paire de gouvernes commandées par un servomoteur pneumatique à gaz chauds.

Le missile SA16 porte le marquage 9M313.

• Autodirecteur

Ce missile SA16 est équipé d'un autodirecteur passif à guidage infrarouge monobande, bande 2, comprise entre 3,8 et 5,0 μm . C'est la bande de fonctionnement de la plupart des autodirecteurs de missiles actuels. C'est par cette « fenêtre atmosphérique » que le missile « voit » le rayonnement thermique émis par la cible. L'autodirecteur a une fonction de détection et d'accrochage ou de capture.

Son but est l'accrochage et la poursuite de sources de chaleur rayonnées par des réacteurs d'avions de combat, civils et de moteurs thermiques d'hélicoptère. Un autodirecteur est constitué de détecteurs, d'optiques et de composants électroniques.

Il convient de préciser que ce missile SA16 n'est pas équipé d'un autodirecteur bi-bande :

- bande 1 – rayonnement dans le proche infrarouge : 1,7 à 2,7 μm ,
- bande 2 – rayonnement dans l'infrarouge moyen : 3,8 à 5,0 μm ,

ce qui est le cas notamment du missile SA18, objet du paragraphe 8.3.2.3.

La bande 1 assure la discrimination spectrale entre la cible et un leurre infrarouge. Les missiles des générations antérieures étaient équipés d'autodirecteurs bande 1, plus faciles à leurrer : SAM 7.

• Tronçon pilote et génération électrique

Ce tronçon, qui se situe à l'arrière de l'autodirecteur, est destiné à assurer le pilotage du missile et l'alimentation électrique durant tout le vol.

Il est constitué des éléments principaux suivants :

- d'une prise ombilicale,

- d'un ensemble servomoteur et ses gouvernes,
- d'un plan fixe,
- d'un bloc turbine-alternateur,
- d'un premier générateur de gaz chauds dit « gros générateur » qui alimente le bloc turbine et le servomoteur,
- d'un second générateur de gaz chauds dit « petit générateur » qui alimente les tuyères de pilotage situées sur ce même tronçon.

Prise ombilicale

La prise ombilicale est destinée à assurer la liaison électrique entre le missile et le tube de tir.

Servomoteur

L'ensemble servomoteur qui est alimenté en gaz chauds par le « gros générateur » commande les gouvernes en fonction des ordres électriques de pilotage délivrés par l'électronique.

Plan fixe

Le plan fixe est composé de 2 ailettes dont le positionnement angulaire est de 90° par rapport aux gouvernes. Lorsque le missile quitte le tube de tir, ces ailettes se déplacent sous l'action de ressorts précontraints et se verrouillent en position.

Bloc turbine-alternateur

Le bloc turbine-alternateur délivre les tensions électriques nécessaires au fonctionnement du missile durant sa mission.

Gros générateur de gaz

Ce générateur de gaz est en fait un propulseur qui est mis à feu par l'ordre de tir délivré par la crosse du tube de tir. Il est destiné à assurer l'alimentation en gaz chauds du bloc turbine et du servomoteur. Il est constitué d'une structure en acier, d'un bloc de propergol solide et d'un allumeur.

Petit générateur de gaz

Ce petit générateur de gaz est un petit propulseur destiné à la mise en roulis du missile en tout début de son vol pour une meilleure stabilité balistique.

• Tronçon charge militaire

Le tronçon charge militaire est destiné lors de son fonctionnement à générer des éclats calibrés projetés à très grande vitesse, qui ont pour rôle de détruire la cible ou de l'endommager.

Ce tronçon est constitué :

- d'une charge principale et d'une charge secondaire, le tout représentant une masse de l'ordre de 400 g d'octocire qui est composé principalement d'octogène et d'un faible pourcentage de liant indispensable à sa fabrication,
- d'un dispositif de sécurité et d'armement (DSA), (placé entre les deux charges explosives),
- d'un dispositif de fonctionnement par influence, appelé fusée de proximité,

La liaison électrique entre le Dispositif de Sécurité et d'Armement (DSA) et la partie avant du missile se fait à travers la charge suivant l'axe de roulis du missile. La masse totale de ce tronçon militaire est de l'ordre de 1,27 kg.

Charge principale

La charge principale est composée d'une enveloppe métallique renfermant un chargement d'explosif qui est de l'octocire. L'enveloppe métallique en acier présente des rainurages intérieurs qui la préfragmentent. Cette préfragmentation est susceptible de produire 185 éclats environ en forme de losange, d'une masse moyenne 0,5 g. Le fond avant de l'enveloppe présente une forme légèrement hémisphérique au centre duquel passent les fils d'alimentation du DSA. Cette forme est susceptible de générer un effet de charge creuse. La charge creuse est destinée à produire un effet perforant par projection d'un jet métallique animé d'une très grande vitesse.

Charge secondaire

La charge secondaire se présente sous la forme d'un boîtier en alliage léger renfermant un chargement d'explosif en octocire. Cette charge, placée derrière le DSA, épouse la forme du fond avant du propulseur du missile. Elle a pour rôle, dans le cas où l'interception de la cible interviendrait avant la fin du fonctionnement du propulseur, d'entraîner en détonation l'éventuel reste de propergol du propulseur. Une colonne d'explosif secondaire transmet la détonation de la charge principale vers la charge secondaire à travers le DSA.

Dispositif de sécurité et d'armement (DSA)

Dans la partie arrière de la charge principale s'insère le DSA qui est un dispositif électro-mécano-pyrotechnique.

Les fonctions du DSA sont les suivantes :

- maintenir la chaîne pyrotechnique d'amorçage de la charge principale désalignée, c'est-à-dire en sécurité pendant le stockage, le transport et le début de trajectoire,
- lever les sécurités en autorisant l'alignement de la chaîne pyrotechnique après un certain délai et ce à condition que le missile soit soumis à la bonne accélération et qu'il soit sorti du tube de tir (interrupteur sous gouverne),
- amorcer la charge principale lors de l'impact du missile sur sa cible ou lors de son passage à proximité (fonctionnement par influence),
- réaliser l'autodestruction du missile au bout d'un certain délai dans le cas où il n'a pas atteint sa cible, au bout de 15 sec. environ,

L'impact du missile avec la cible entraîne le déplacement d'un noyau métallique à travers un aimant et une bobine. Ce déplacement fait varier le flux magnétique induisant ainsi un courant dans la bobine. Ce courant met à feu le dispositif d'initiation du DSA.

Dispositif de fonctionnement par influence ou fusée de proximité

Le dispositif de fonctionnement par influence est constitué d'un bobinage de fil de cuivre associé à un aimant le tout étant recouvert d'une peau en matière plastique. L'ensemble est placé autour du DSA. Le passage à proximité de la cible fait varier le flux magnétique induisant ainsi un courant dans la bobine. Ce courant met à feu le dispositif d'initiation du DSA.

• Propulseur principal

Le propulseur principal est le moteur du missile. Il est mis à feu à une distance d'environ 8 mètres du tube de tir soit environ 0,4 secondes après l'ordre de tir délivré par appui sur le deuxième cran de la détente de la crosse du tube, par le biais d'un retard pyrotechnique, monté dans la tuyère. Cet allumage retardé est destiné à protéger le tireur des effets arrière générés par le fonctionnement de ce propulseur. Il assure les phases d'accélération et de croisière du missile. Le chargement propulsif est un bloc de propergol solide cylindrique.

La longueur de ce propulseur représente un peu plus de la moitié de la longueur du missile. Le tube propulseur comporte un rétreint de culot sur lequel sont fixées les ailettes dépliables de l'empennage de stabilisation.

• Ejecteur

Ce dispositif est un petit propulseur doté d'un propergol solide aux formes appropriées, qui a pour rôle d'éjecter le missile hors de son tube de tir et de le mettre en rotation, par l'éjection des gaz sortant par 6 tuyères inclinées. Il est monté en bout de la tuyère du propulseur principal, à l'arrière de l'empennage.

La liaison mécanique entre l'éjecteur et le propulseur principal est réalisée par un système de bagues coulissantes. Lorsque le missile se déplace dans le tube, la liaison mécanique se rompt. L'éjecteur est mis à feu par l'ordre de tir délivré par appui sur la détente de la crosse du tube de tir.

⇒ Tube de tir

Le tube de tir référencé **9П322** (9P322 en translittération latine) de ce système d'arme Igla est réalisé en bobinage de tissu de fibre de verre imprégné de résine renforcé par des anneaux métalliques. Ce tube n'est pas réutilisable. Une sangle de transport vient se fixer sur deux de ces anneaux.

Ce tube a pour rôles :

- de protéger le missile durant les phases de stockage et de transport,
- de permettre le test du missile (opération de maintenance) à poste dans le tube par l'intermédiaire d'une prise de test,
- de distribuer les tensions électriques vers la crosse de tir et le missile ainsi que le gaz de refroidissement vers l'autodirecteur du missile durant les phases de détection et d'acquisition de la cible,
- de mettre en rotation la toupie gyroscopique de l'autodirecteur grâce aux bobines situées à l'avant du tube,
- de dévier la tête gyroscopique dans une direction de 10° vers le bas par rapport à la référence longitudinale du missile, par l'intermédiaire d'un jeu de bobines placé à l'avant du tube,
- d'informer le tireur de l'état du système,

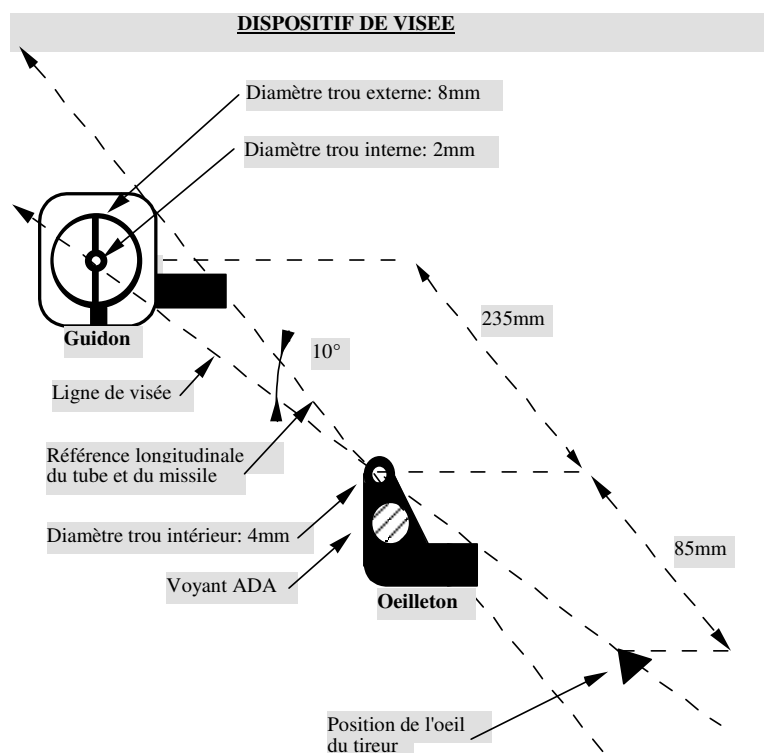
- d'assurer la fonction IFF par l'intermédiaire d'un jeu d'antennes placé à l'avant du tube. L'IFF (Identification Friend or Foe) est un dispositif d'identification « ami – ennemi », sachant que tous les missiles ne sont pas dotés de cette option,
- de guider le missile lors de son départ, après l'acquisition visuelle à l'aide du système de visée.

Sur le tube, viennent se monter l'ensemble pile refroidisseur (EPR) et la crosse de tir.

Le tube de tir est équipé à ses deux extrémités de bouchons obturateurs amovibles qui protègent le missile durant les phases de transport et de stockage.

Un bouton poussoir placé sur le côté gauche du tube permet de modifier des paramètres de pilotage du missile en fonction de la présentation de la cible (secteur avant ou arrière).

Le tube de tir porte le système de visée qui est constitué d'un œilleton et d'un réticule.



La ligne de visée est orientée de 10° vers le bas par rapport à l'axe longitudinal du tube de tir (dans la direction de la tête gyroscopique de l'autodirecteur pendant la phase d'acquisition).

Le guidon placé à l'avant du tube est protégé par un cache.

La position de l'œil du tireur est symbolisée par une flèche dessinée sur le tube. Le diamètre du trou externe du guidon définit un champ total de l'ordre de 6.25 mrd.

En définitive, la cible peut être aperçue à 1000 mètres dans un cercle de 21 m de diamètre environ et à 1500 m dans un cercle de 31 m de diamètre environ.

Le voyant ADA (autodirecteur accroché) placé en dessous du trou de l'œilleton, indique l'état de fonctionnement de l'autodirecteur. Il est occultable par un cache muni d'un petit trou pour éviter l'éblouissement du tireur pendant un tir de nuit.

Un bouton poussoir placé sur le côté gauche, au-dessus du levier pivotant, est utilisé pour l'acquisition de cibles en éloignement.

Ce levier pivotant permet, lorsqu'il est actionné :

- de déclencher le fonctionnement de l'ensemble pile refroidisseur (EPR),
- de déverrouiller ou de reverrouiller le missile dans le tube,
- d'interdire la dépose de l'EPR lorsque le missile est déverrouillé.

Une flèche surmontée d'un marquage « **НАКОЛ** » (percussion) indique le sens de rotation du levier. En position stockage, le levier est orienté vers l'avant du tube.

La liaison électrique tube-missile se fait par l'intermédiaire d'un connecteur largable 50 broches (aussi nommé prise ombilicale) protégé par un capot maintenu par des vis. La tête d'une de ces vis est généralement noyée dans un mastic estampillé permettant ainsi de contrôler que le dispositif n'a pas été démonté. Le connecteur largable distribue vers le missile les tensions électriques générées par l'EPR et il permet le dialogue entre la poignée de tir, le tube et le missile durant les phases de détection et d'acquisition de la cible.

Le doigt de verrouillage vient se positionner dans un logement usiné sur la charge militaire du missile.

Le logement de l'ensemble pile refroidisseur est situé sous le tube de tir en avant de la crosse. Cinq contacts électriques ainsi qu'un connecteur pneumatique permettent les alimentations électriques et en fluide réfrigérant de l'EPR du missile. Le verrouillage de l'EPR est réalisé par un verrou mécanique.

Un capillaire placé sur le côté droit du tube est protégé par un capot fixé par des vis. Ce capillaire permet d'alimenter en fluide réfrigérant l'autodirecteur du missile. Lors du départ du missile le capillaire est sectionné.

⇒ Poignée de tir de référence – 9P519

La poignée se fixe sous le tube de tir. Elle est réutilisable. Elle intervient dans les phases de détection, d'acquisition et de tir du missile.

Elle est munie d'une détente à trois positions définies ainsi:

- P1 : position repos,
- P2 : position acquisition,
- P3 : position tir.

⇒ Ensemble pile refroidisseur (**EPR**)

L'ensemble pile refroidisseur (EPR) se monte sous le tube de lancement, entre la bouche et la poignée-crosse de tir. Cet ensemble métallique comprend une sphère de couleur noire et une partie cylindrique. Il est destiné à assurer l'alimentation en énergie électrique du tube de tir, de la crosse de tir et du missile durant les phases de détection et d'acquisition de la cible. Dès que le tir du missile est commandé, un dispositif interne au missile prend le relais. L'EPR délivre également un fluide destiné à refroidir l'autodirecteur du missile.

Le fluide contenu dans la partie sphérique de l'EPR est de l'azote stocké à une pression de 350 bars. La quantité d'azote est d'environ 130g. Dans la phase de mise en œuvre pour le tir, lorsque le tireur manœuvre le levier pivotant placé sur le tube de tir, la réserve de fluide est percutée libérant ainsi l'azote qui est alors délivré par l'intermédiaire du capillaire vers l'autodirecteur du missile.

La génération électrique est réalisée par l'intermédiaire d'une pile thermique à activation pyrotechnique. Cette pile est située dans la partie cylindrique de l'EPR. La durée de fonctionnement de l'EPR est de 60 s maximum.

8.3.2.3 Missile SA18

Le missile SA18 possède les mêmes caractéristiques physiques et performances balistiques que le missile SA16. Sa tête explosive est identique à celle du SA16. Sa mise en œuvre et son domaine opérationnel sont également identiques au missile SA16. Un opérateur qui sait tirer un missile SA16 n'a aucune difficulté pour utiliser un missile SA18.

Par contre, le missile SA18 possède un autodirecteur à guidage infrarouge plus

« intelligent » dans le sens où il est bi-bande, c'est-à-dire équipé d'une voie bande 2 (3,8 à 5 μm) assurant la poursuite sur la cible (comme pour le SA16) et d'une voie bande 1 (1,7 à 2,7 μm) assurant la discrimination spectrale entre la cible et des leurres.

En fait, l'accrochage sur la cible est acquis par le rayonnement infrarouge perçu ou reçu dans la bande 2 (fenêtre 3,8 à 5 μm), tout comme le missile SA16. La bande 1,7 à 2,7 μm (proche infrarouge) lui permet par discrimination spectrale d'être plus difficile à leurrer, sauf par des leurres dits de nouvelle génération dont l'objectif n'est plus de produire une source ponctuelle très énergétique mais d'imiter la signature et/ou la trajectoire de l'objet à protéger, de façon à ce que l'autodirecteur se dirige sur le leurre plutôt que sur la cible. Il possède une sélection de mise en œuvre des contre-mesures.

Si la cible visée n'utilise pas de leurres et si le tir doit avoir lieu par un ciel brillant, engendrant des reflets sur les bords de nuages ou sur le paysage, il est conseillé de désactiver les fonctions de contre-mesures, en appuyant sur le bouton de désactivation situé sur la poignée-crosse, fonction absente sur le missile SA16.

En définitive, la bande spectrale à travers laquelle il perçoit la source de chaleur émise par la cible est la même pour ces deux missiles. Il convient de préciser que d'une cellule d'autodirecteur à l'autre, il peut y avoir des bandes passantes différentes.

Ce qui veut dire qu'un autodirecteur pourra recevoir plus ou moins d'énergie, à partir d'une source de chaleur émettrice d'égale valeur. La capacité d'acquisition, qui est le facteur fondamental de son pourcentage de réussite, n'est pas liée à la nature du missile, mais à la qualité :

- de l'optique de la cellule de l'autodirecteur, il faut le rappeler, refroidie à l'azote liquide par l'EPR (*),
- des composants électroniques de cet équipement.

(*) L'EPR du SA18 est identique à celui du SA16.

8.3.2.4 Domaine opérationnel de cette génération de missiles sol-air Igla : SA16 et SA18

• Performances balistiques et opérationnelles

Les principales performances balistiques et opérationnelles de cette génération de missiles, qui sont comparables, sont les suivantes :

Portée :

- Vitesse moyenne : 570 m/s, champ de tir maximum, objectif en rapprochement : 4.500 m,
- Vitesse maximum d'enclenchement, objectif en rapprochement : 360-400 m/s,

- Altitude efficace maximum, objectif en rapprochement : 2 000 m (jets),
- Altitude efficace maximum, objectif en rapprochement : 3 000 m (hélicoptères et avions à piston),
- Altitude efficace minimum : 10m.

Dans des engagements frontaux, ces missiles peuvent être utilisés contre des cibles se déplaçant à des vitesses comprises entre 360 et 400 m /s. Dans le cas de cibles en éloignement, leur vitesse de déplacement est ramenée à 320 m/s.

- Prise en compte des conditions météorologiques

Le tir peut avoir lieu par des températures comprises entre – 40 et + 50 °C.

- Détection de la cible par le tireur

Lorsqu'une cible a été détectée, le tireur procède aux opérations d'identification visuelle de la cible, d'évaluation de la menace, d'orientation de l'arme dans la direction de la cible.

- Activation de l'ensemble pile-refroidisseur

Le **choix de l'instant d'activation** de l'EPR est une des clés de la réussite d'un tir.

En effet, l'EPR ne doit pas être activé trop tôt, sous peine de le voir s'épuiser avant que la cible parvienne à portée de tir (l'EPR fonctionne pendant 60 s maximum à partir de son activation) ou trop tard, sous peine que la cible ne sorte du domaine ou de la fenêtre de tir avant que l'autodirecteur ne soit correctement refroidi par le gaz issu de l'EPR. Il convient de considérer que l'EPR est réellement opérationnel pendant **50 s**. Dépasser ce délai, c'est réduire considérablement l'efficacité de la mission.

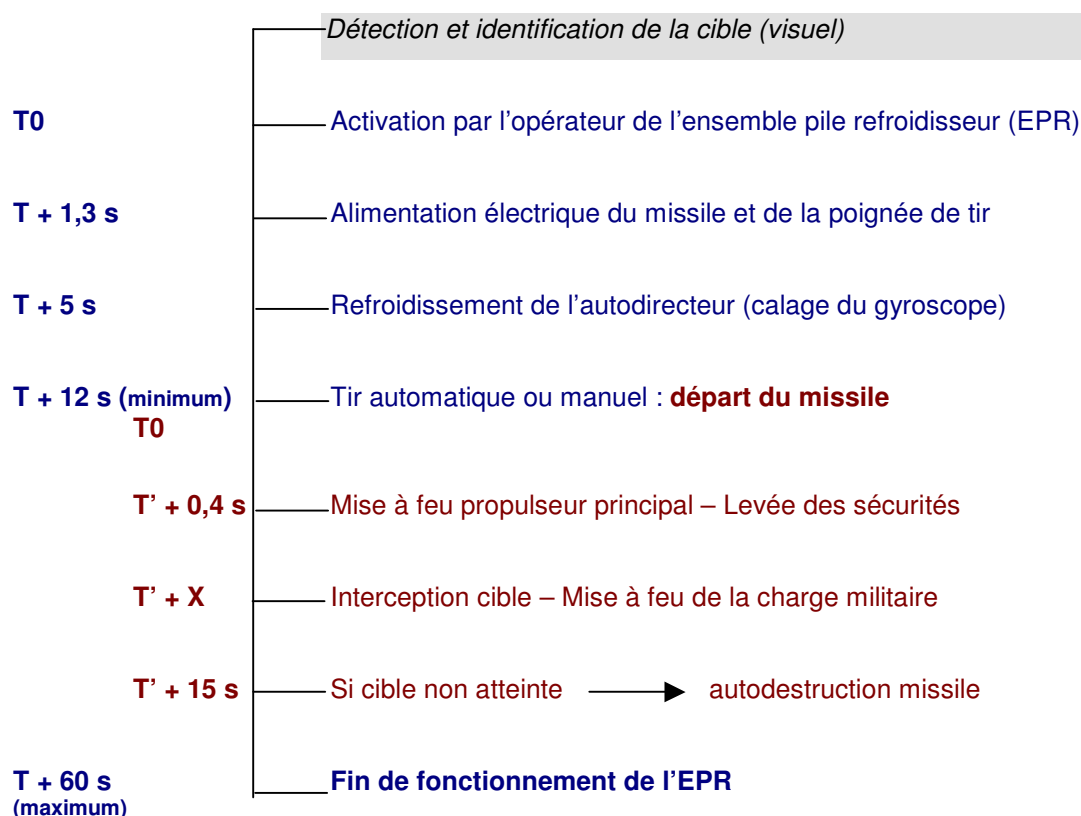
Le processus du tir est étroitement lié à la durée de vie de l'EPR. Ce processus peut se décomposer de la façon suivante :

- alimentation en puissance électrique de la poignée-crosse de tir et du missile : **1 à 1,3 s**,
- temps minimum requis par le système pour engager la cible : **12 s**
- temps maximum dont dispose le tireur pour appuyer sur la détente (liberté d'action) : **30 sec**. C'est le temps nécessaire à l'acquisition visuelle et à l'autorisation de tir délivrée par le signal sonore, révélateur de l'accrochage de l'autodirecteur à guidage infrarouge sur la cible,
- fin d'activité de l'EPR : **50 s**, 60 s maximum.

Lorsque l'endroit de la mission est bien connu et que l'on connaît également à l'avance la vitesse de la cible que l'on souhaite engager (c'est le cas dans la plupart des scénarios d'attaques commis à l'aide de systèmes sol-air portables), on peut préalablement repérer un point du paysage (clocher, bouquet d'arbres, colline) dont le survol par la cible marquera l'instant optimal auquel il conviendra d'activer l'EPR.

En résumé, la séquence de tir simplifiée peut être représentée par le schéma ci-après :

SEQUENCE DE TIR SIMPLIFIEE



• Acquisition ou accrochage de la cible par l'autodirecteur

Le tireur oriente ensuite son arme de manière à apercevoir la cible à travers le système de visée fixé sur le tube de tir, que nous avons décrit précédemment. L'accrochage de la cible par l'autodirecteur est signalé au tireur par :

- l'allumage fixe d'un voyant ADA,
- l'audition d'un signal sonore modulé dans le haut-parleur de la poignée.

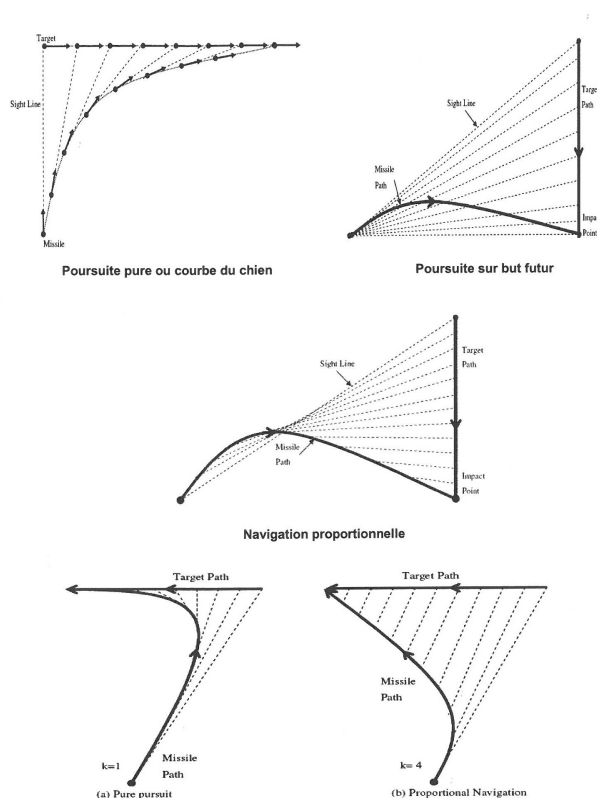
La perception de ces deux signaux garantit au tireur que le missile voit la cible et qu'il est en mesure de se diriger vers celle-ci.

• Choix du mode de tir

Le tireur doit alors choisir entre deux modes de tir : tir manuel ou automatique, ce dernier étant le mode de tir nominal. Le tir manuel permet l'acquisition de cibles immobiles ou lentes.

• Vol du missile

Ce type de missile associé au système Iglu est du type bien connu dans le domaine militaire : « *tire et oublie* ». Une fois tiré, il se dirige automatiquement vers sa cible, guidé par le rayonnement infrarouge émis par celle-ci. Sa poursuite sur la cible obéit aux principes de la navigation proportionnelle :



• Interruption du tir

La séquence de tir peut être interrompue si le tireur ne parvient pas à maintenir son arme dans une position stable, ce qui empêche l'autodirecteur d'accrocher la cible ou si la cible passe trop loin du tireur pour que l'autodirecteur la détecte ou si l'EPR est arrivé à épuisement avant que la cible ne soit parvenue à portée de tir.

Dans tous les cas, il faudra retirer l'EPR désormais inutile et le remplacer par un autre en état de marche. Une nouvelle procédure de tir peut être engagée à nouveau. Nous rappelons que la poignée de tir est réutilisable.

• Maintenance et entretien

Aucune opération d'entretien n'est nécessaire durant le stockage de ce système d'arme, sous réserve que ce dernier soit stocké dans les bonnes conditions. Ce type de matériel est, en matière de conditionnement militaire, livré en caisse contenant deux missiles et quatre EPR. Sur le plan opérationnel, deux EPR sont à disposition pour le tir d'un missile.

8.3.3 Explosion de l'avion

Les nombreux témoignages ressortant des pièces de la procédure font état de l'explosion de l'avion dans sa phase d'approche, concrétisée visuellement par une boule de feu qui l'a accompagné pendant toute sa chute.

Nous allons étudier comment ce phénomène explosif et thermique a pu se produire. Tout d'abord, quelles sont les caractéristiques de l'explosion d'un explosif condensé.

8.3.3.1 L'explosion

L'explosion est un phénomène physique caractérisé par une variation brutale de la pression et de la température conduisant à des effets de destruction : c'est ainsi que la libération brutale de gaz sous pression par rupture de l'enceinte qui les contient, conduit à une « explosion mécanique ». Il en est de même, à une échelle beaucoup plus grande, de la réaction de fission d'atomes de plutonium dans « l'explosion nucléaire ».

Dans le cadre de « l'explosion chimique », on assiste à une réaction chimique de grande rapidité à l'intérieur de la matière explosive, et, en général, à un dégagement violent de gaz à haute température conduisant à une augmentation presque instantanée de la pression dans l'enceinte qui contient la matière explosive. L'explosion est le résultat de cette montée brutale de la température et de la pression. La détonation et la déflagration sont les deux réactions classiques qui conduisent à l'explosion chimique génératrice d'une onde de choc dans le milieu environnant.

La chaleur d'explosion est l'énergie libérée par la réaction chimique d'explosion. En matière de thermodynamique chimique, les explosifs dits intentionnels, leur potentiel s'échelonne entre 500 kcal/kg et 1600kcal/kg. Par contre, la durée de l'effet thermique est très brève.

La température d'explosion est la température calculée des produits de l'explosion devant l'onde de choc, en supposant que l'explosion s'effectue dans une enceinte indestructible et imperméable, donc à volume constant. La température réelle d'explosion est en général plus élevée. Dans le cas de la détonation, elle atteint couramment plusieurs milliers de degrés centigrades, mais pendant un temps extrêmement bref.

Le confinement : Le confinement est la résistance plus ou moins grande de matériaux inertes entourant immédiatement la charge explosive vis-à-vis des effets de l'explosion, notamment du dégagement des gaz produits et de leur pression.

L'amorçage, par l'onde de choc d'un détonateur, ou l'allumage par la flamme d'un allumeur d'un explosif, conduisent à des résultats très différents suivant que le confinement de cet explosif est plus ou moins fort.

Le diamètre critique : Le diamètre critique est le diamètre minimal d'une charge explosive au-dessous duquel sa détonation ne peut pas se produire, car l'onde explosive ne peut pas s'y entretenir.

La puissance : La puissance d'un explosif est l'énergie utilisable pour un effet déterminé ou de destruction. Cette puissance est fonction de l'énergie dégagée par l'explosion elle-même et sa valeur maximale théorique est donc la chaleur d'explosion définie précédemment. La puissance ne doit pas être confondue avec la brisance qui se définit par l'aptitude d'un explosif à fragmenter plus ou moins fort, à masse égale, le matériau placé dans le voisinage immédiat de son lieu de détonation.

La brisance : L'onde de choc induite par la détonation de l'explosif se propage dans le matériau qui l'entoure en engendrant des contraintes importantes en compression, puis en traction ou en cisaillement par suite de ses réflexions successives sur différentes discontinuités du milieu. Ces contraintes entraînent des fissurations, par lesquelles s'échappent les gaz de l'explosion. Le résultat pratique de l'explosion est donc une combinaison entre les effets de pression des gaz et surtout ceux de l'onde de choc. Une grande vitesse de détonation permettra de mieux fragmenter le matériau, ce qui caractérise essentiellement la brisance de l'explosif. La brisance est fonction de la pression de détonation, donc du produit de la masse volumique par le carré de la vitesse de détonation.

- Les différents régimes des explosions :

Combustion : La combustion est une réaction d'oxydoréduction faisant appel en général à l'oxygène de l'air. Dans le cas des matières explosives, l'oxygène nécessaire à la combustion est fourni par des molécules entrant dans leur composition et la combustion peut donc se poursuivre en l'absence d'air (réaction d'oxydoréduction interne et particulièrement rapide).

La réaction de combustion se propage par un mécanisme classique de transfert thermique, c'est-à-dire avec transmission de l'énergie par conductibilité thermique et rayonnement. Les gaz de combustion se déplacent en sens opposé à celui de la propagation de la réaction.

Déflagration : La déflagration est une combustion particulièrement rapide de la matière explosive, qui se traduit par une onde de choc dans l'atmosphère environnante (à partir du moment où la vitesse de combustion dépasse la vitesse du son dans cette atmosphère).

Cette onde de choc crée des destructions du même type que celles de la détonation, mais beaucoup moins intenses, sauf, à la limite, dans le cas de la poudre noire où la déflagration s'apparente à une détonation avec des vitesses de l'ordre de 500 m/s. La vitesse de déflagration dépend de la pression et n'est donc pas une constante.

Détonation : La détonation est une réaction particulière de décomposition d'un explosif dans laquelle cette réaction extrêmement rapide engendre une onde de choc dans la matière elle-même (onde explosive).

De très hautes pressions et des températures très élevées apparaissent au niveau de cette onde de choc et conduisent à entretenir la réaction chimique qui se propage donc par cette onde explosive. Les gaz produits par la détonation se déplacent dans le même sens que cette réaction.

La vitesse de détonation, c'est-à-dire la vitesse de propagation de l'onde de choc dans le matériau explosif est constante, quelle que soit l'intensité d'initiation de la détonation (à partir d'un certain seuil d'énergie en-dessous duquel il y a raté d'amorçage) : pour un explosif donné, elle ne dépend que de sa masse volumique et varie dans le même sens.

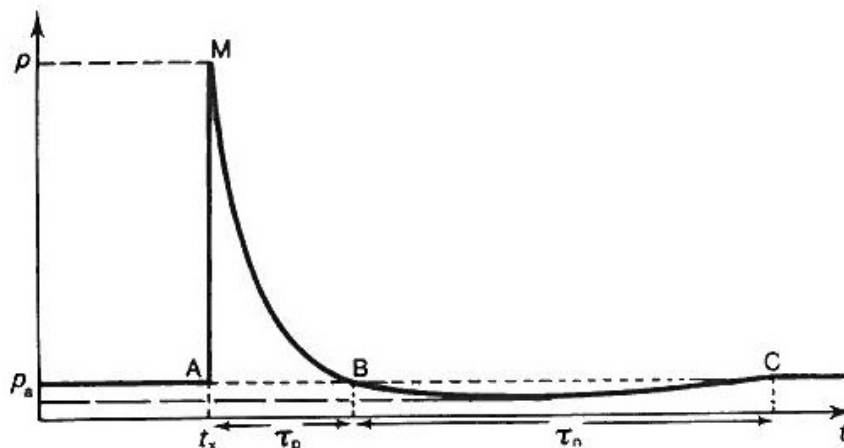
La vitesse de détonation se situe entre 2500 et 9000 m/s (cas de l'octogène). Il convient de préciser que l'on n'a pas de frontière tranchée entre une déflagration et une détonation, dans une gamme de vitesse comprise entre 1500 et 2500 m/s. Comme nous l'avons indiqué précédemment, la vitesse de déflagration dépend de la pression (cas de confinements) et n'est donc pas une constante.

La pression de détonation, sur le front de l'onde de choc, est proportionnelle à la masse volumique, la vitesse de détonation et la vitesse des gaz de détonation, et, comme celle-ci est elle-même proportionnelle à la vitesse de détonation, au carré de celle-ci, elle est au moins de l'ordre d'une dizaine de mégapascals.

Les discontinuités de pression et de température, caractéristiques de l'onde de choc, se retrouvent dans le milieu environnant : une faible partie seulement de l'énergie est réfléchie dans la matière explosive (et conduit alors à entretenir la réaction qui est donc favorisée par le confinement).

L'onde de détonation ainsi transmise crée des effets dévastateurs dans le milieu environnant : elle se caractérise en un point donné par une pression de crête et une impulsion qui vont en diminuant au fur et à mesure que l'on s'éloigne du siège de la détonation.

Dans le cas de la détonation à l'air libre, la plus grande partie de l'énergie est effectivement transmise, l'atténuation de l'impulsion est proportionnelle à la racine cubique de la distance. La variation en un point de la pression de l'onde de souffle ou de pression aérienne au cours du temps est représentée par le profil ci-après :



Cette onde de pression aérienne est caractérisée par :

- la pression effective de son front ou pression de crête de la phase positive, qui est à l'origine des principaux dégâts matériels,
- la durée de la phase de pression positive,
- la valeur maximum de la dépression atmosphérique est souvent appelée onde de rappel ou onde de suction, car un de ses effets est de ramener vers la source les objets que la phase positive avait poussés pour les éloigner,
- la durée de cette phase négative.

• Comportement des enceintes de charges explosives et de leurs aménagements

Comme nous venons de le voir, les enceintes peuvent jouer un rôle important dans les effets des explosions en fonction de leur configuration (rapport diamètre – longueur) et de leur confinement pour l'obtention d'effets perforants (charge creuse), dirigés et antipersonnels par des structures préfragmentées ou fragmentables. Les conséquences sur les personnes et les cibles visées sont évidemment liées à la nature et à la quantité de l'explosif utilisé.

Effet antipersonnel par projection d'éclats

C'est le cas de sous-munitions et de têtes d'un bon nombre de missiles sol-air. Si des corps solides se trouvent au voisinage d'un explosif, ils sont projetés par la détonation à de très grandes vitesses soit entièrement, soit après fragmentation en plusieurs morceaux. Il se forme alors des projectiles qui auront une très grande énergie cinétique et qui, malgré la résistance de l'air qui les freinera, pourront aller très loin et souvent bien au-delà du rayon des dégâts forts dus au souffle aérien. C'est le cas des enceintes en acier qui contiennent la charge explosive.

Ces projectiles appelés éclats pourront être la cause d'une aggravation considérable des effets d'une explosion. Bien sûr, les fragments dispersés par une détonation sont des phénomènes isolés et la probabilité pour que l'un d'entre eux atteigne juste un bâtiment ou un individu déterminé est toujours très faible. Si l'on considère que les éclats sont à un instant donné à peu près répartis sur une sphère centrée au centre de l'explosion et qu'ils tendent à s'éloigner radialement, cette probabilité est inversement proportionnelle à la surface de la sphère et par conséquent inversement proportionnelle au carré de la distance au lieu de l'explosion. Une cible donnée subira donc quatre fois moins d'atteinte à 200 mètres qu'elle n'en subirait à 100 mètres, et elle en subira cent fois moins à 1000 mètres. Cette probabilité sera même plus petite en raison des nombreux éclats de faible vitesse qui tomberont sur le sol avant d'atteindre une telle distance.

Néanmoins, il faut considérer qu'il y a dans les projections créées par une explosion, un danger important, notamment à cause des distances considérables qui peuvent être atteintes par les projectiles : effet de gerbe.

L'étude de la dispersion des éclats d'une enceinte métallique est très difficile à évaluer et les effets possibles ne peuvent guère être prévus, voire caractérisés. Toutefois, les dégâts sont estimables au vu de nombreuses expérimentations réalisées avec des mesures sur des champs de tirs.

Globalement, on est capable d'estimer la puissance d'une explosion et les conséquences qui en résultent, en fonction de la nature et de la quantité de l'explosif utilisé, ainsi que de son conditionnement.

Le pouvoir de pénétration des éclats dépend essentiellement de la nature du métal, de sa forme et de sa vitesse au point d'impact. L'énergie cinétique d'un éclat est proportionnelle à sa masse et au carré de sa vitesse.

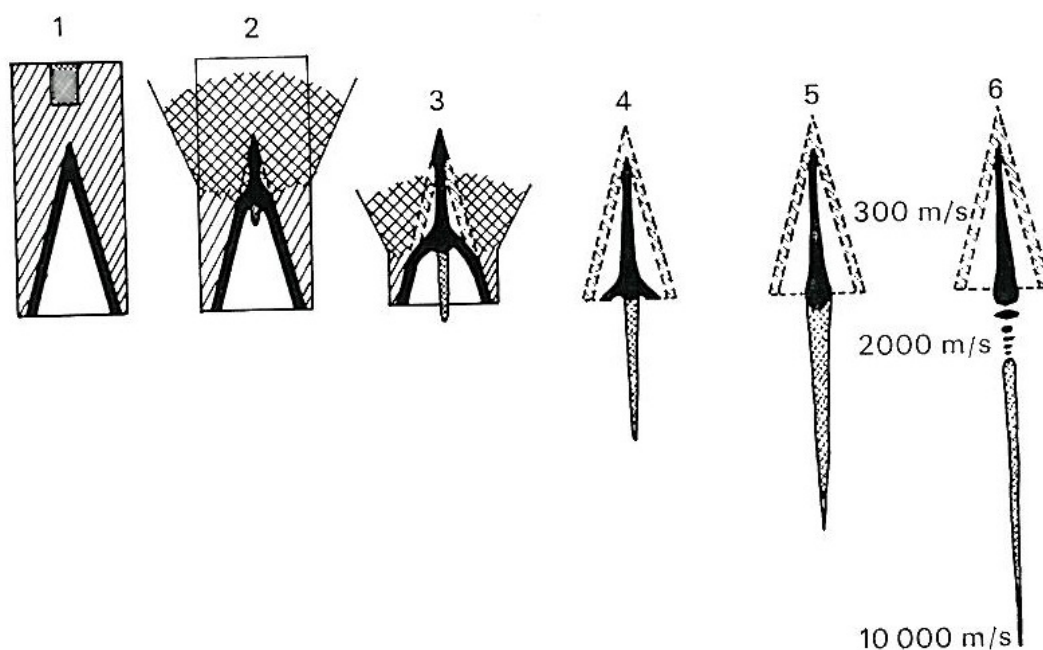
Dans un environnement très proche, l'association de l'onde de pression et de l'énergie des éclats de l'enceinte qui contient l'explosif, sera extrêmement destructrice.

Effet de charge creuse

C'est le cas d'une roquette anti-char : RPG7 par exemple. Cette technique s'est surtout développée pendant la seconde guerre mondiale pour la perforation des blindages, mais depuis elle a été utilisée dans de nombreuses applications industrielles : travaux de démolition, le forage de trous de mine, les sondages pétrolifères, le découpage de métaux.

Le modèle de charge creuse le plus courant est la charge dite « conique » constituée d'un cylindre d'explosif qui est parcouru par une onde de détonation plane et perpendiculaire à son axe et dans lequel a été aménagé un évidement conique revêtu d'un revêtement métallique mince.

Les expériences ont montré que, lorsque l'onde de détonation arrive sur le revêtement, celui-ci est projeté vers l'axe où il se divise en deux parties distinctes : le « noyau » qui représente la plus grande partie de la masse métallique et qui se déplace vers l'avant à une vitesse de quelques centaines de mètres par seconde, et le jet qui se déplace aussi vers l'avant, mais à une vitesse de l'ordre de 8000 à 10000 m/s.



Il existe aussi des charges creuses dites « hémisphériques » dans lesquelles l'évidement conique est remplacé par un évidement hémisphérique.

Lorsque l'onde de détonation progresse, la masse métallique se rassemble sur l'axe en formant une sorte de projectile effilé sans qu'il y ait dissociation entre un jet et un noyau. Plusieurs théories ont été élaborées pour rendre compte du phénomène de charge creuse, parmi lesquelles nous citerons la théorie hydrodynamique qui suppose que le revêtement se comporte comme un fluide parfait.

8.3.3.2 Etude du phénomène d'explosion du réservoir du Falcon 50

- Charge explosive du missile SA16

L'étude précédente a eu pour objectif de déterminer si la détonation de la tête militaire du missile au contact du réservoir de carburant a été capable d'abattre l'avion et de produire la boule de feu qui l'a accompagné dans sa chute.

Comme nous l'avons déterminé précédemment dans ce rapport, la tête de ce missile est constituée d'une substance explosive excessivement performante chargée dans une enveloppe en acier préfragmentée pour générer des éclats calibrés lors de l'explosion. Cet explosif à usage militaire est principalement composé d'octogène.

Cette substance possède la plus grande vitesse de détonation de tous les explosifs utilisés, pouvant atteindre 9100 m/s à sa densité maximale de chargement. Cette vitesse est considérable, ce qui permet de qualifier cet explosif de très brisant. La masse totale d'explosif (charge principale et charge secondaire) de la tête de ce missile est de l'ordre de 400 g.

L'enveloppe en acier de la charge principale comporte une préfragmentation susceptible de former 185 éclats environ d'une masse moyenne de l'ordre de 0,5 g, projetés lors de l'explosion. Le fond avant de cette enveloppe est légèrement hémisphérique. Cette forme a la particularité de pouvoir former un effet de charge creuse, intensifiant l'énergie destructrice dans l'axe de l'impact, comme nous l'avons expliqué précédemment.

Le pouvoir vulnérant d'une telle tête est considérable et destructeur. A ce potentiel explosif peut s'ajouter la mise en détonation du reste de propergol solide du propulseur en phase de poussée (phase de croisière).

Dans les cas de tirs que nous avons envisagés, en fonction de la distance parcourue par le missile pour chacune des six hypothèses, il restait encore une masse importante de propergol au moment de l'impact sur l'avion. Ce qui a accentué les effets destructeurs de l'explosion.

- Formation de la boule de feu

Comme nous l'avons indiqué précédemment, le carburant restant dans les réservoirs de l'avion au moment de la phase d'atterrissage pouvait être de l'ordre de 3000 litres.

La configuration des réservoirs du Falcon 50 –trois réservoirs d’aile et un réservoir d’alimentation-, a été représentée dans le chapitre 8.2.1. Ce carburant est du kérosène dont les principales caractéristiques sont les suivantes :

Le **kérosène** est un mélange d'hydrocarbures contenant des alcanes de formule chimique allant de $C_{10}H_{22}$ à $C_{14}H_{30}$. Il est utilisé essentiellement dans la fabrication de carburant pour l’aviation (turboréacteurs et turbopropulseurs).

Son usage en aviation est principalement dû à son fort pouvoir calorifique de l’ordre de 43 MJ.kg. Comme carburant pour l'aviation, le kérosène doit remplir des conditions particulières, notamment au niveau de ses propriétés physiques. Le carburant pour avion est ainsi un kérosène particulier ayant notamment un point de congélation très bas de - 47 C.

Propriétés physiques :

T° ébullition : 150 à 300 °C

Solubilité : pratiquement insoluble (eau)

Masse volumique : 0,8 g/cm³ à 15 °C

T° d’auto-inflammation : 220 °C

Point d’éclair : 49 à 55 °C

Limites d’explosivité dans l’air : 0,6 – 6,5 %

Ce carburant n’est pas facilement inflammable mais c’est un combustible. Sous certaines conditions et soumis à des sources d’énergies appropriées, il brûle et peut avoir des réactions violentes générant des effets thermiques élevés.

Il convient de rappeler que nos constatations effectuées sur les parties restantes des ailes du Falcon 50, ont montré qu’une grande partie du réservoir central avait disparu, dont le côté gauche : voir l’examen et l’identification des débris, objet du chapitre 6.4.

Ce qu’il en reste est très déformé, les zones sectionnées du côté du fuselage étant déchiquetées. La partie correspondante de cette aile a également disparu. Ce n’est pas le cas de l’aile droite où les pièces mécaniques se raccordant à la structure du fuselage ont été identifiées.

Les contours déchirés de l’orifice formé dans cette partie de l’aile gauche restante sont les signes d’une manifestation explosive. La surpression qui s’est produite au sein de ce réservoir s’est répercutée sur une grande partie de cette aile gauche.

La plupart des rivets en alliage léger du réservoir de carburant de cette aile gauche ont été débouffonnés. Ces rivets se sont rompus sous un effet de traction très élevé. L'enveloppe en alliage léger de cette partie de l'aile restante a été ouverte, résultant indiscutablement d'une surpression interne venant dudit réservoir correspondant : voir les photographies ci-après :





L'explosion de la tête du missile SA16 ou d'un autre type équivalent dans ce réservoir pouvait aboutir à ce résultat. Quelle a été la contribution du kérosène dans ce mécanisme explosif ? Voyons maintenant dans quelles conditions ce réservoir a pu exploser et comment s'est formée la boule de feu.

⇒ Rappels théoriques

La définition de ce phénomène d'explosion de vapeurs ou d'aérosol de liquide combustible a longtemps fait appel à la notion de Température Limite de Surchauffe (T.L.S).

Lorsqu'on transfère, à pression donnée, de la chaleur à un liquide, celui-ci subit une augmentation de température jusqu'à atteindre son point d'ébullition et à former des bulles de vapeur qui se développent sur les sites actifs que sont les impuretés et les interfaces avec les solides. Lorsqu'il n'y a pas suffisamment de sites de nucléation dans le liquide, le point d'ébullition peut être dépassé sans qu'il n'y ait d'ébullition. Dans ce cas, le liquide est dit surchauffé. Il existe cependant une limite de température, à une pression donnée, au-delà de laquelle se développent des bulles de vapeur dans tout le liquide, même en l'absence de sites de nucléation. Cette limite est la limite de surchauffe d'un liquide appelée encore température de nucléation homogène.

La théorie considère qu'un liquide, dont la température est supérieure à sa température limite de surchauffe et qui est dépressurisé à la pression atmosphérique, donne matière à ce phénomène d'explosion.

En effet, presque immédiatement après la dépressurisation, des bulles se forment, se développent, et, en quelques millisecondes, une importante fraction de liquide se transforme en vapeur.

Le volume massique de la vapeur étant de plusieurs centaines de fois supérieur à celui du liquide, ce phénomène assimilable à une explosion est susceptible d'engendrer une onde de choc.

Cette explosion peut être qualifiée de physique en ce sens qu'elle correspond à un changement de phase, par opposition à une explosion « classique » qui correspondrait à une réaction d'oxydation (combustion).

Dans ce cas de figure, le facteur limitant qui contrôle la durée du phénomène est le temps de passage de l'onde de dépressurisation à travers l'ensemble du liquide.

⇒ Le mécanisme conduisant à la formation d'une boule de feu

Etape 1 –

Le réservoir se rompt, des fragments sont éjectés et une onde de surpression est engendrée par la détente de la phase gazeuse. Cette onde est suivie d'une onde de dépression.

Etape 2 –

Un nuage de gouttelettes qui se vaporisent adiabatiquement alors que la pression dans le nuage diminue, est éjecté. La quantité de vapeur produite à partir des gouttelettes est largement supérieure à la quantité de vapeur libérée à l'étape 1 précédente.

Au cours de cette étape, il y a peu de mélange avec l'air ambiant alors que le nuage s'étend.

La vaporisation continue jusqu'à ce que la pression du nuage soit égale à la pression ambiante, le volume du nuage étant alors égal au volume de vapeur flashée à la pression ambiante et à la température de saturation correspondante (plus une légère correction du fait de la présence de gouttelettes).

Si la vitesse radiale d'expansion du nuage excède la vitesse locale du son dans la zone de dépression suivant l'onde de surpression engendrée par l'expansion de la phase vapeur (étape 1), une onde de choc due à l'évaporation instantanée du liquide peut se former et engendrer un état turbulent au sein du nuage.

Cette seconde onde de choc peut se produire lorsque le niveau de remplissage est assez important.

Pour des taux de remplissage trop faibles, l'onde de dépression suivant l'onde de surpression revient plus lentement à la pression ambiante et il est probable, dans ce cas de figure, que l'onde de choc formée par la vaporisation instantanée du liquide soit d'une magnitude moindre que l'onde de dépression. Néanmoins, même dans ce dernier cas, le nuage formé est turbulent.

Etape 3 –

Les deux ondes de surpression successives ont quitté le nuage. Ce dernier continue à s'étendre du fait de sa quantité de mouvement radial, mais à une vitesse qui diminue alors que le mélange turbulent entraîne de plus en plus d'air.

Lorsque la vitesse d'expansion radiale du nuage est du même ordre que la vitesse aléatoire des tourbillons turbulents, l'expansion du nuage n'est plus alors due qu'aux effets de turbulence.

Etape 4 –

L'inflammation se produit à proximité du centre du nuage et une boule de feu se développe. L'expansion de la boule de feu s'arrête lorsque tout le nuage est enflammé. C'est alors que la boule de feu est la plus intense et radiative.

Puisque le nuage contient de l'air, durant cette étape, seule la vapeur est consommée et les gouttelettes n'ont pas le temps d'être vaporisées. L'expansion du nuage en boule de feu engendre une onde de surpression suivie d'une onde de dépression due à l'arrêt brutal de cette expansion.

La vitesse d'expansion de la boule de feu est égale à la vitesse de propagation de la flamme dans le nuage turbulent.

Bien évidemment, le nuage de vapeur peut s'enflammer durant chacune des quatre étapes précédentes, mais, puisque de l'air doit être mélangé au nuage, la combustion se produit principalement dans la périphérie du nuage par la présence de l'oxygène de l'air et les mécanismes d'expansion sont ainsi similaires, même si certaines étapes peuvent se chevaucher.

Etape 5 –

En statique, la boule de feu s'élève pour prendre la forme d'une sphère. Sa combustion continue mais la boule de feu ne s'étend plus, indiquant ainsi que l'oxygène de l'air requis pour la combustion est déjà mélangé au nuage.

Le combustible est alors pourvu par les gouttelettes liquides. La boule de feu évolue alors approximativement à vitesse et volume constant, pour prendre la forme caractéristique d'un champignon.

Ensuite, du fait de l'apparition de poches de produits de combustion, l'aire de la flamme visible diminue. Le flux thermique rayonné décroît alors sans cesse. Lorsque la combustion est presque complète, la fumée constituée des produits de combustion s'élève et se dissipe. Dans notre cas, le phénomène a davantage été oxygéné par le déplacement de l'avion.

Ce mécanisme d'explosion d'aérosol produit une chaleur considérable lorsque le carburant, au contact avec l'oxygène de l'air, brûle. L'intensité de son flux thermique radiatif (émittance) peut atteindre plusieurs KW/m^2 à 10 mètres de distance pour un potentiel de 1000 litres de kérosène.

La valeur du flux radiatif est fonction :

- des propriétés thermodynamiques de l'hydrocarbure,
- de la fonction d'énergie rayonnée par la boule de feu,
- de la masse d'hydrocarbure contenue dans la boule de feu,
- de la surface de la source émettrice.

L'effet lumineux produit est directement lié à la température de ce phénomène d'explosion d'aérosol de carburant. Il est donc tout à fait normal que, de nuit, de nombreux témoins ait aperçu cette lueur de très loin. Dès l'initiation, le flash a été instantané. Ensuite, le mécanisme dynamique de combustion, qui a duré pendant toute la chute de l'avion, a été également aperçu du fait de la température élevée de la boule de feu. Il convient de préciser que la persistance de ce mécanisme, se décomposant en plusieurs étapes, comme nous l'avons expliqué, peut atteindre 7 à 10 secondes.

Cette durée de phénomène est donc cohérente avec le temps de chute de l'avion que nous avons évalué précédemment à 7 secondes environ. L'avion était en feu lorsqu'il a touché le sol, ce qui est également concordant avec les déclarations de nombreux témoins que nous avons relevées dans les pièces de la procédure.

⇒ Synthèse

Notre étude a mis en évidence que **la génération de l'onde de pression** (onde de choc) est **d'autant plus importante que la pression de rupture du réservoir est élevée** ou que **l'initiation** (ou l'amorçage) **du liquide combustible est conséquente**.

L'explosion de l'explosif militaire puissant contenu dans la tête du missile SA16 que nous avons retenu (ou d'un missile équivalent), était capable d'amorcer facilement ce type de mécanisme dans la mesure où :

- la détonation d'une masse d'explosif à base d'octogène, de 400 g environ, a assuré une rupture du réservoir sur une section importante, se traduisant par une perte brutale de confinement,
- l'amorçage du kérosène et de ses vapeurs a été très élevé et brutal.

La projection d'un éclat métallique (voire de plusieurs) de la tête du projectile même animé d'une vitesse initiale extrêmement élevée comprise entre 7000 et 9000 m/s, n'avait pas la capacité de causer la perte de confinement suffisante à l'origine du déclenchement de ce phénomène d'explosion d'aérosol. Comme nous l'avons précédemment développé, ce phénomène d'explosion d'aérosol de liquide combustible est d'autant plus violent lorsque le réservoir subit une rupture locale qui déclenche une vaporisation excessive.

Et les caractéristiques des boules de feu produites dépendent beaucoup des conditions de rupture. Il convient de rappeler que sur les débris examinés sur les lieux du crash à KIGALI, décrits précédemment, nous n'avons relevé aucun impact, ni aucun orifice pouvant provenir d'un éclat de la tête de ce missile SA16. L'éventualité d'une explosion déclenchée juste avant l'impact sur l'avion par la fusée de proximité du missile ne peut pas être retenue.

C'est ainsi que, en considérant l'impact d'un missile de type SA16 explosant dans cette partie de l'aile gauche comprenant son réservoir, le milieu de la cellule de l'avion a pu être déformée (elle a pu éclater partiellement) et désorganisée. La puissance du phénomène explosif de la tête du missile, conjuguée à cette réaction explosive thermique et à la probable dégradation de l'avion (explosion de l'aérosol de kérosène de la partie vide du réservoir) ne pouvait que le disloquer partiellement et le déstabiliser instantanément, ce qui a entraîné sa chute.

Pour conclure :

- le processus de formation de ce phénomène de boule de feu peut se résumer ainsi :
 1. la détonation très brisante de l'explosif (octogène) de la munition rompt brutalement le confinement du réservoir de kérosène,
 2. de manière quasi instantanée, l'importante quantité de chaleur dégagée par la détonation vaporise une masse élevée de combustible liquide,
 3. la phase gazeuse se mêle à l'air et s'enflamme spontanément puisque la température du mélange est supérieure au point d'auto-inflammation du combustible. C'est l'explosion de l'aérosol,
 4. la réaction de combustion du kérosène est extrêmement rapide puisque la plus grande partie du combustible est sous forme de vapeur et d'aérosol : le panache de flammes est d'autant plus étendu si l'avion se déplace encore, le processus étant alimenté par le renouvellement constant de l'oxygène de l'air.
- sur les bases fondamentales des aspects de la détonique, des énergies mises en jeu par des explosifs et des réactions explosives des vapeurs de kérosène, l'étude que nous venons de conduire nous permet de déterminer que **l'explosion du réservoir de carburant du Falcon 50**, n'a pu se produire que sous **l'influence du pouvoir d'amorçage de la détonation de la tête du missile pénétrant dans ledit réservoir**, côté aile gauche,
- ce pouvoir d'amorçage est attribuable à la mise en détonation de cet explosif militaire et du reste du propergol du propulseur principal qui se trouvait en phase de poussée au moment de l'impact.

Il a fallu que l'enceinte de ce réservoir, que ce soit le milieu gazeux ou le kérosène lui-même, soit concerné directement par l'onde de détonation extrêmement puissante du type d'explosif mis en oeuvre, même si la charge par elle-même n'est pas trop élevée : 400 g environ. C'est ainsi qu'en matière d'énergie initiatrice de la formation de la boule de feu et des données objectives résultant de nos constatations, nous sommes conduits à exclure :

- . la projection d'un (ou de plusieurs) éclat (s) métallique (s) venant de l'explosion de la tête du missile fonctionnant à proximité de l'avion, à l'intérieur de la cellule,
- . l'explosion de la tête du missile en dehors du réservoir, en deçà d'une distance où l'enceinte du réservoir était susceptible de ne pas pouvoir éclater sous l'influence de la détonation de la charge explosive, distance que nous pouvons évaluer à 2 mètres environ.

8.4 Travaux de l'expert acousticien

Dans la mesure où le collège d'expert a eu comme démarche d'étudier différents sites de tirs (éloignés les uns des autres) au nombre de six (déterminés par la suite), il a été retenu qu'une étude des ondes sonores produites par le propulseur d'un missile devait être conduite. Après en avoir informé les magistrats instructeurs, JP. SERRE, expert acousticien, a été commis le 29 mars 2011. A partir de cette date, il a été tenu informé de toute nouvelle donnée, de l'évolution du dossier et il a été présent à nos réunions.

Pour répondre à sa mission, cet expert a estimé qu'il était indispensable de procéder à des essais au banc de différents propulseurs avec une instrumentation appropriée, pour mesurer les puissances sonores produites, de manière à pouvoir déterminer par « similitude » la puissance sonore émise par le type de missile que nous avons déterminé. Ces essais ont été réalisés sur le terrain d'essais de TDA à la Ferté Saint Aubin 45240, remplissant toutes les conditions de sécurité pyrotechniques. L'objectif, conformément à ce que souhaitait le collège d'expert, en fonction des différentes positions de tirs envisagées, a été essentiellement de :

- quantifier le niveau de pression sonore perçu par les observateurs au sol,
- croiser les valeurs de durée de propagation du son entre les positions de départs de tirs et les témoins situés dans un quartier comprenant des maisons individuelles, dont celle de M. et Mme PASUCH, à l'intérieur du camp militaire de KANOMBE,
- calculer, pour chaque hypothèse de tir, le temps de parcours du missile pour atteindre sa cible.

Pour cela, l'expert acousticien s'est appuyé sur le plan intitulé « Positions simulations 6 tirs missiles » 2010049_4908 Topo pièce n° 14 Indice 8, joint dans notre rapport et en annexe 1. Les six hypothèses de tirs ont été positionnées sur ce plan :

1. KANOMBE : intersection des chemins à proximité des maisons individuelles, dont celle de M. et Mme PASUCH
2. KANOMBE : cimetière
3. MASAKA : le pylône, à proximité de l'entreprise GUTTANIT
4. MASAKA : la Ferme, à côté du point d'eau
5. La PORCHERIE : près de la résidence présidentielle
6. KANOMBE : en bas du cimetière.

A l'issue de ces travaux, complexes dans le domaine de l'acoustique, cet expert a établi des tableaux portant les temps de parcours des ondes sonores, a évalué les niveaux acoustiques produits et ensuite des conclusions, ce qui est mentionné dans son rapport en date du 4 janvier 2012. Ce rapport est annexé au nôtre, conformément à la mission ordonnée par les magistrats instructeurs.

8.5 Localisation des zones de tirs possibles

Compte tenu de nos investigations menées au RWANDA et des pièces de la procédure, nous avons eu comme démarche d'étudier six positions de tirs situées dans deux zones éloignées, avec pour objectif d'établir quelle serait la plus probable. Ces six hypothèses de tirs sont :

- 1 KANOMBE : intersection des chemins à proximité des maisons individuelles, dont celle de M. et Mme PASUCH
- 2 KANOMBE : cimetière
- 3 MASAKA : le pylône, à proximité de l'entreprise GUTTANIT
- 4 MASAKA : la Ferme, à côté du point d'eau
- 5 La PORCHERIE : près de la résidence présidentielle
- 6 KANOMBE : en bas du cimetière.

Ces sites de tir sont positionnés sur le plan général de la scène, intitulé « Positions simulations 6 tirs missiles » référencé » Topo pièce n° 14, joint en annexe 1 et repris par la suite dans le rapport.

8.5.1 L'émission et la détection du rayonnement infrarouge

De notre transport à KIGALI et de l'étude des pièces de la procédure, il ressort que les missiles auraient pu être tirés, soit depuis le camp militaire de KANOMBE, soit depuis les terrains de MASAKA. Avant d'étudier ces différentes hypothèses de tirs, il convient d'apporter des précisions sur les domaines de la physique de l'atmosphère concernant l'émission et la détection du rayonnement infrarouge qui ont un rôle primordial dans le comportement du type de missile que nous avons retenu.

8.5.1.1 Le rayonnement infrarouge

C'est une particularité des diverses formes de l'énergie que nous rencontrons sur terre. Le rayonnement infrarouge est une énergie radiative, la plus connue nous parvenant du soleil. Le transfert radiatif possède la particularité de pouvoir s'effectuer sans support matériel. Les transferts radiatifs mettent en jeu de nombreuses notions faisant intervenir la science de la thermodynamique.

Le rayonnement infrarouge est donc une **propagation d'énergie sans support matériel** sous forme **d'ondes électromagnétiques** caractérisées par leur **fréquence et leur longueur d'onde**. Le phénomène d'absorption correspond à la transformation d'un rayonnement électromagnétique en énergie calorifique. Le phénomène d'émission correspond à la transformation inverse de l'énergie calorifique.

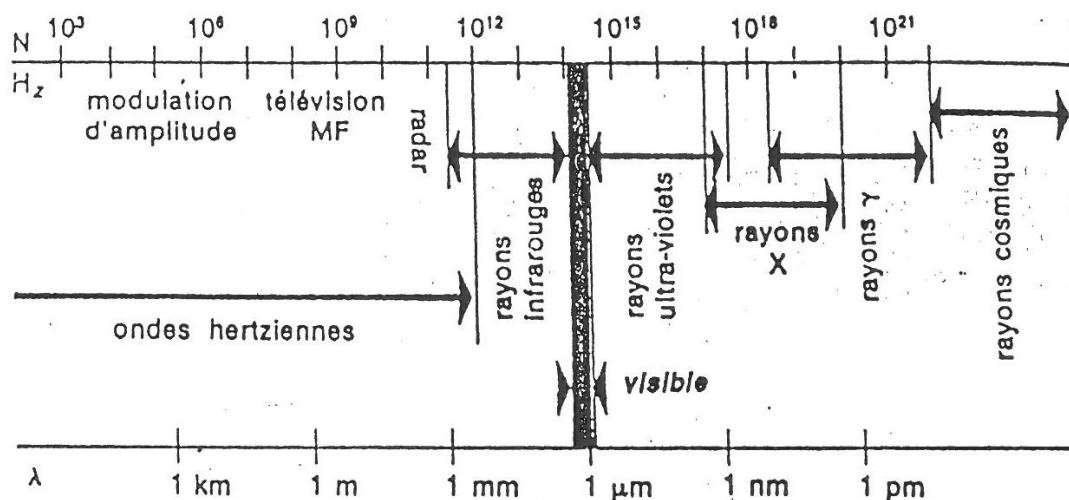
Les rayons infrarouges sont émis par les corps chauds. Il convient d'éviter toute confusion entre la luminance énergétique (émissivité) produite par le corps chaud et ce qui est vu ou reçu par un détecteur dans le domaine de la longueur d'onde de l'infrarouge concernée compte tenu de l'absorption du rayonnement par l'atmosphère (transmission atmosphérique).

Tous les corps sont à une température du zéro absolu (- 273 °C). Les particules chargées électriquement qui constituent la matière se trouvent constamment soumises, par l'agitation thermique, à des modifications de leur niveau d'énergie. Il en résulte un rayonnement universel d'énergie sous forme d'ondes électromagnétiques caractérisées par leur fréquence et leur longueur d'onde.

Le tableau des fréquences et de longueurs d'ondes ci-après montre dans quelles limites le rayonnement infrarouge existe :

Rayonnement électromagnétique

Tableau général des fréquences et des longueurs d'ondes



En conclusion, pour ce qui nous intéresse :

- le spectre ultraviolet est inférieur à $0,4\text{ }\mu\text{m}$,
- le spectre visible se situe dans un intervalle de longueur d'onde compris entre $0,4$ et $0,75\text{ }\mu\text{m}$. La sensibilité spectrale de l'œil humain est centrée sur $0,555\text{ }\mu\text{m}$. Le maximum de sensibilité de l'œil correspond au maximum spectral de l'éclairement solaire,
- le spectre du domaine infrarouge est compris entre $0,80\text{ }\mu\text{m}$ et $20\text{ }\mu\text{m}$, indépendamment des fenêtres d'absorption atmosphériques.

Les lois du rayonnement thermique ont été définies par des physiciens dont les trois les plus connus sont : STEPHAN-BOLTZMANN, PLANCK et WIEN. Ils ont démontré l'influence d'un corps noir sur l'émissivité. Le rayonnement électromagnétique du corps noir a son origine dans le mouvement thermique des particules élémentaires qui constituent ce corps. Pour qu'un corps émette une radiation, il faut qu'il soit susceptible de l'absorber et que le corps noir l'émette à la même température. Un corps parfaitement diffusant (ou réfléchissant) n'émet pas quelle que soit sa température.

Un rayonnement thermique est classé selon deux critères indépendants :

- la composition spectrale du rayonnement,
- la distribution spatiale (ou directionnelle).

Composition spectrale

- l'ensemble du spectre électromagnétique qui induit l'énergie totale émise,
- les grandeurs relatives à un intervalle spectral étroit que l'on qualifie alors de grandeurs monochromatiques.

Distribution spatiale

- hémisphérique pour un plan source,
- directionnelle,
- sphérique pour un point source.

Notion de flux et d'angle solide

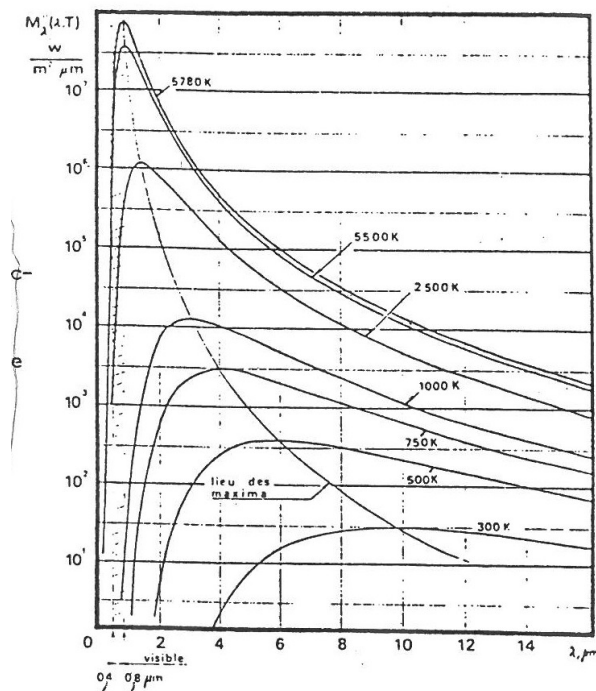
Cette notion est importante dans le transfert de l'émission infrarouge. On désigne par flux, la puissance émise par la source dans l'espace où elle peut rayonner. Elle s'exprime en watts. La puissance est l'énergie (en joules) rayonnée par unité de temps (secondes). Pour une source de surface suffisamment petite considérée comme plane, le flux rayonné est hémisphérique. Pour une source sphérique (ou ponctuelle) le rayonnement est sphérique.

L'angle solide est défini par un volume engendré à partir d'un point et s'appuyant sur son contour fermé. L'unité de l'angle solide est le **stéradian**. Un stéradian est égal à 1 m^2 vu à 1 mètre. La sphère est égale à 4π stéradian.

L'intensité de la source dans une direction est le flux rayonné par unité d'angle solide dans cette direction. Cette intensité s'exprime en **watts par stéradian (W/sr)**.

La luminance énergétique spectrale d'un corps quelconque, pour une longueur d'onde donnée et pour une direction donnée, est égale au produit de son facteur d'absorption mesuré dans les mêmes conditions, par la luminance énergétique spectrale du corps noir à la même température.

De la loi de Planck, la distribution spectrale de l'émittance du corps noir en fonction de la température absolue est tracée sur le tableau qui suit :



Cette loi de Planck montre que **lorsque la température augmente, l'émission croît** mais le **maximum de ladite émission se déplace vers les longueurs d'ondes les plus courtes du domaine infrarouge**.

Pour revenir à un avion de combat, son moteur à réaction émettra davantage dans les bandes du proche infrarouge dite bande 1 (1,8 – 2,5 μm) que dans le moyen infrarouge bande 2 ou bande 4 (3,8 – 5 μm). Des températures les plus basses de l'ordre de 500 °K par exemple, soit 227 °C, sont peu émettrices dans le proche infrarouge.

Elles le sont dans la bande du moyen infrarouge qui, il faut le rappeler, est la fenêtre par laquelle le missile de type SA 16 reçoit le signal. Par contre, dans la gamme de l'infrarouge lointain 8-14 μm (bande 3), c'est le cas des bâtiments de surface de la marine, les faibles températures qui sont émissives sont détectées. Les températures plus élevées le sont également. Cette distribution spectrale de l'émittance permet de comprendre que les types missiles sol-air, dont ceux qui nous concernent, ont un autodirecteur centré sur le moyen infrarouge 3,8 – 5,0 μm, qui permet de déceler les sources « très chaudes » et/ou « moyennement chaudes ».

Comme nous l'avons dit au début de cet exposé, il est important de connaître l'énergie que va recevoir le détecteur, compte tenu de la transparence atmosphérique.

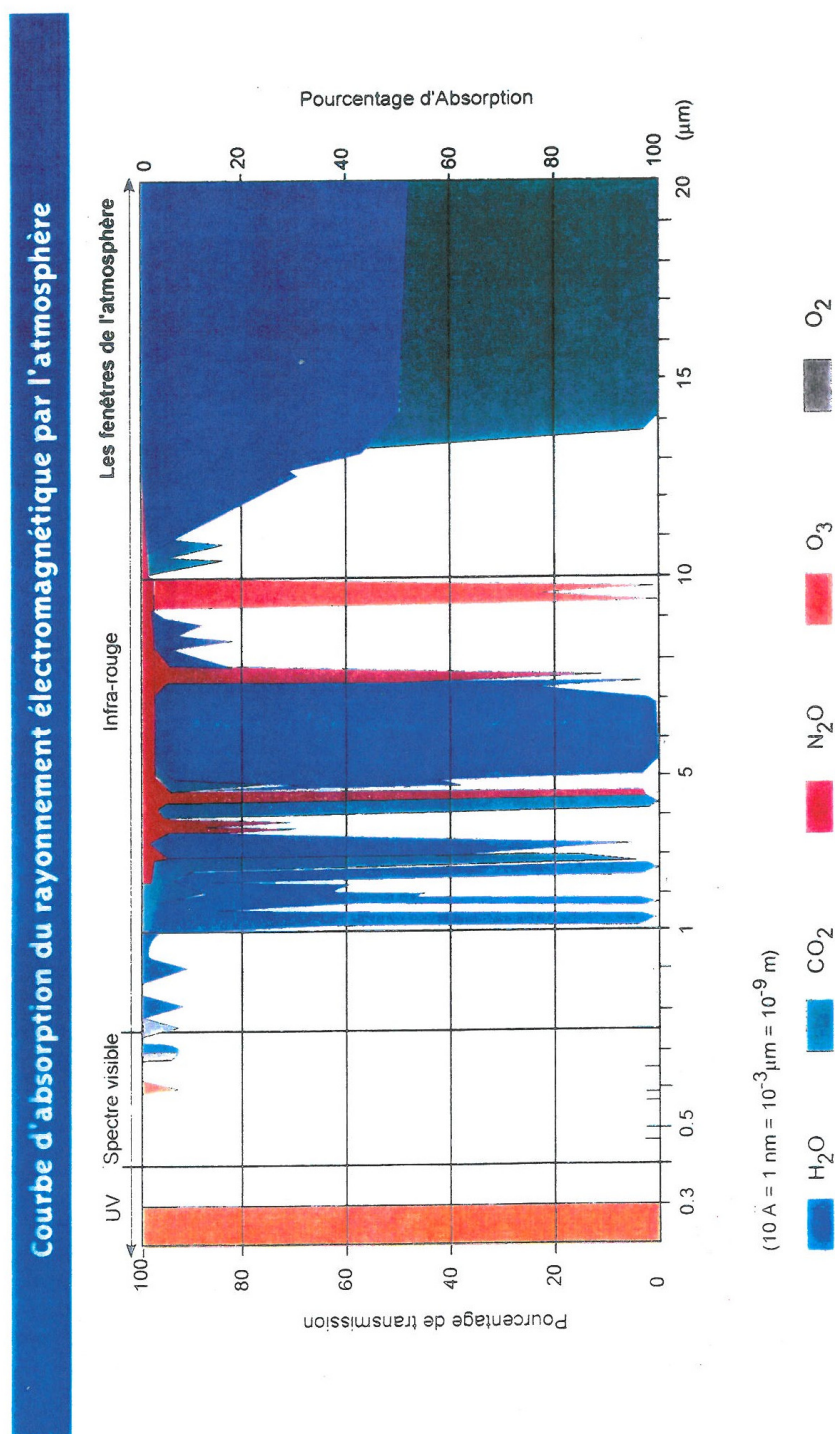
L'atmosphère est un élément perturbateur car elle n'est pas transparente dans toutes les longueurs d'ondes du domaine infrarouge. **La propagation du rayonnement infrarouge** est donc étroitement liée à la **physique de l'atmosphère**.

L'atmosphère est composée de gaz et de particules en suspension à des températures et des pressions variant en fonction de l'altitude et du lieu. La plupart des atténuations atmosphériques sont présentes dans les basses couches de l'atmosphère : H₂O, CO₂, nuages, brouillard, aérosols en général. L'eau est présente aux basses altitudes, en particulier au-dessus des océans. De plus, c'est la région de plus haute pression et densité, et par conséquent celle qui entraîne la plus forte diffusion moléculaire. En fait, l'altitude joue un rôle en fonction de la pression atmosphérique. Partant de modèles scientifiques établis sur les bases de la physique du globe ayant trait à la radiométrie optique, lorsque la pression diminue, la transmission atmosphérique est meilleure. A titre indicatif, pour une diminution de 20 % de la pression, la transmission atmosphérique sera identique sur une distance de 20 % supérieure.

Dans notre cas, à KIGALI, pour une altitude de l'ordre de 1500 mètres, la transmission atmosphérique était bonne, favorisant une meilleure propagation de la source infrarouge assurant une meilleure détection de la cible.

Il existe des fenêtres atmosphériques qui sont des zones de transparence. Toutes les études et mesures spectrales de l'atmosphère ont permis de connaître les fenêtres par lesquelles le rayonnement infrarouge pourra se propager, ce qui est universellement connu et est représenté sur le tableau ci-après :

Absorption du rayonnement infrarouge par l'atmosphère



Nous voyons que les bandes 1 et 2 sont comprises dans des fenêtres où il n'y a pas ou peu d'absorption du rayonnement infrarouge par l'atmosphère. Cette absorption est causée essentiellement par la vapeur d'eau (H_2O), le gaz carbonique (CO_2) et l'azote (N_2O). Bien évidemment et en toute logique, si l'atmosphère est perturbée par de la vapeur d'eau en suspension (brouillard) les fenêtres dites « transparentes » ne le seront plus.

Le rayonnement infrarouge émis par la source sera absorbé et le détecteur ne recevra aucune émission ou très peu en fonction de la densité et de la taille des particules liquides (brouillard), solides (fumées) en suspension dans l'espace.

La teneur en vapeur d'eau c'est-à-dire de l'humidité en suspension dans l'espace compris entre la source chaude et le détecteur est le facteur atmosphérique naturel important qui intervient sur la propagation du rayonnement infrarouge. La mauvaise transparence atmosphérique est un écran absorbant du rayonnement infrarouge. Il convient de préciser que la transparence de l'atmosphère dans le domaine du visible peut être comparée très souvent à celle du domaine infrarouge. Si l'œil humain ne voit rien dans le brouillard, les nuages atmosphériques et des fumées denses, c'est aussi le cas dans le domaine spectral de l'infrarouge. Par contre, si l'espace est transparent, on peut considérer que sur des distances comprises entre 1000 et 3000 mètres, le pourcentage de transmission est fixe et constant. De ce fait, **la valeur de l'émissivité reçue par le détecteur** sera comparable à la valeur de la **luminance radiative émise**. **L'éloignement n'est donc pas un obstacle** si la transmission atmosphérique est bonne.

8.5.1.2 La détection du rayonnement infrarouge par le missile

Les missiles sol-air sont à guidage infrarouge, comme nous l'avons précédemment évoqué. Le missile de type SA16 que nous avons retenu possède un autodirecteur avec une fenêtre bande 2, c'est-à-dire un intervalle spectral compris entre 3,8 et 5,0 μm . Sa fenêtre est ouverte dans celle de l'atmosphère où le pourcentage de transmission ne constitue pas un écran. Sa « vision infrarouge » est aussi liée à son optique qui présente le plus souvent une surface plus étroite que les bornes de l'ouverture atmosphérique. Le rayonnement infrarouge reçu sera proportionnel à la surface de l'optique qui est variable en fonction de la qualité de fabrication de ses composants. Ce que nous avons précédemment expliqué dans la partie réservée à la description du missile SA16.

L'autodirecteur et l'électronique qui gèrent les acquisitions peuvent être comparés à un appareil photo numérique, c'est-à-dire à une lentille de focalisation et un détecteur multipoints.

Il est obtenu une image numérique du ciel (avec ou sans nuage) qui est appelé « fond thermique » et de la cible. Pour l'accrochage, il faut que la cible se démarque thermiquement de ce fond.

Des nuages dont les bords sont échauffés par le soleil et un relief accidenté présentant des gradients de température accentués, constituent un fond qui n'est pas homogène. De ce fait, l'accrochage peut être perturbé. En fonction de la position de ce qu'il considère comme la cible dans l'image totale, le missile affinera ou modifiera sa trajectoire avec plus ou moins de finesse eu égard à sa qualité opérationnelle.

Par contre, dans notre cas, le soir du 6 avril 1994 vers 20h30, la nuit était calme et bien établie. **L'obscurité était totale. Il n'y avait pas de brume, ni de brouillard, ni de pluie.**

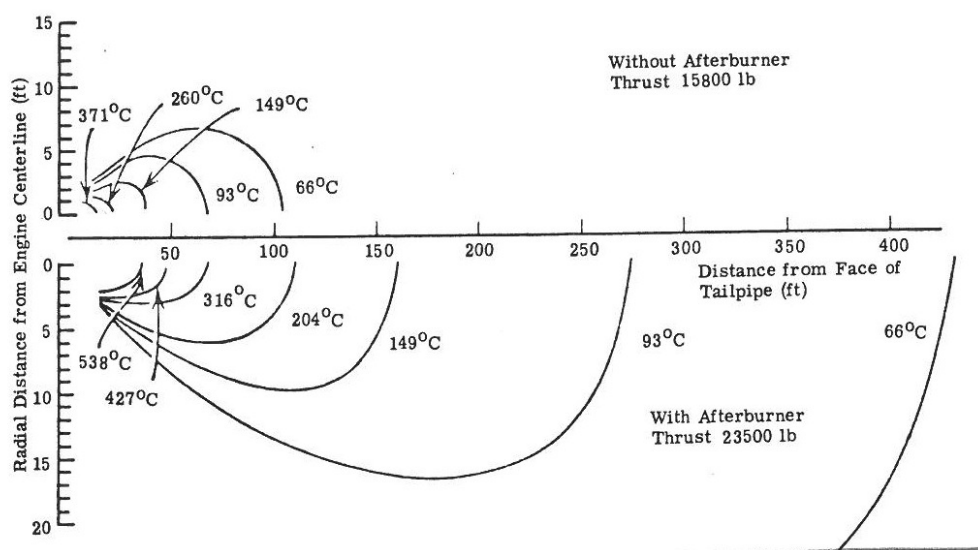
Vu du sol par le missile, le ciel, c'est-à-dire le fond thermique, était homogène et pas émissif. A ce moment là, l'atmosphère locale possédait une bonne transparence pour que, d'une manière indiscutable, l'accrochage de la source chaude émise par l'avion en phase d'approche puisse se réaliser.

Comme nous l'avons indiqué dans l'étude précédente, le rayonnement infrarouge émis par cette cible pouvait être « vu » par le missile SA16 que ce soit à 1000, 2000 ou 3000 mètres, du fait de la **bonne transparence atmosphérique**.

Est-ce que la source chaude produite par l'avion était suffisamment émissive pour qu'elle soit décelée par l'autodirecteur du missile ?

Les réacteurs des avions sont connus pour émettre un rayonnement thermique visible dans l'infrarouge. Bien évidemment, la puissance du rayonnement infrarouge est fonction de la nature des réacteurs ou des moteurs thermiques utilisés par les aéronefs et de la visibilité (dans le domaine de l'infrarouge) de la source. La température produite par les réacteurs est élevée. Des diagrammes de température ont été établis à l'issue de nombreuses expérimentations. La figure ci-après représente le diagramme de températures produites par un seul réacteur d'un avion commercial Boeing 707 (moteur Pratt et Whitney).

Diagramme de températures émises par un réacteur



Pour le FALCON 50, l'épicentre ou le barycentre des sources chaudes résulte des trois réacteurs qui se trouvent à l'arrière du fuselage. La surface émettrice est évidemment plus importante pour trois réacteurs que pour un seul, en référence au diagramme précédent. L'angle solide émissif est plus élevé, ce qui augmente proportionnellement le flux rayonné (W/sr), ce que nous avons expliqué précédemment. Cet aéronef n'est pas un avion de combat équipé des réacteurs puissants avec post-combustion (PC) leur conférant, dans certaines conditions opérationnelles, des vitesses largement supersoniques.

Toutes les plateformes aériennes constituent des cibles dans la mesure où elles possèdent une signature infrarouge. Dans le domaine militaire, en matière de guerre électronique, elles sont classées en trois catégories en fonction de leur émissivité infrarouge et de leur vitesse de déplacement :

1. Avions de combats, d'un rayonnement infrarouge de l'ordre de 2000 W/sr , se déplaçant à 250 m/s environ,
2. Avions de transport ou avions similaires, d'un rayonnement infrarouge de l'ordre de 1000 W/sr , se déplaçant à 100 m/s environ,
3. Hélicoptères de combat, d'un rayonnement infrarouge de 300 à 500 W/sr , se déplaçant à 70 m/s environ.

Le Falcon 50 se classe dans la troisième catégorie, compte tenu de sa faible vitesse d'approche.

Il faut préciser que la source infrarouge émise est plus ou moins perceptible par le missile en fonction de sa position de tir vis-à-vis de la trajectoire de l'avion. Ceci induit des emplacements d'attaque plus favorables que d'autres.

C'est ainsi que pour :

- un avion de combat moderne :
 - face à l'avion, angle d'attaque à 0°, l'émission infrarouge perçue est très faible pour ne pas dire négligeable,
 - à 45° par l'avant, le rayonnement infrarouge perçu est de 25 % par rapport à la source émettrice,
 - par le travers (90°) l'émission infrarouge est de 50 %,
 - à 45° par l'arrière (135°), l'émission infrarouge perçue est de 60 %,
 - par l'arrière (180°), l'émission infrarouge perçue est de 35 %, pourcentages tenant compte de l'absorption du rayonnement induite par les gaz de combustion du réacteur.

C'est surtout plein arrière que l'absorption du rayonnement infrarouge est élevée.

- le Falcon 50 :

Comme nous l'avons précédemment indiqué, les trois réacteurs placés à l'arrière du fuselage, dont deux latéraux et un central placé sur le cône de queue, ont une source émettrice rayonnant suivant un angle solide plus élevé que dans le cas d'un seul réacteur. La distribution spatiale est meilleure. Le flux rayonné suivant cet angle solide d'envergure importante (par comparaison avec un seul réacteur) a la possibilité d'être plus facilement perçu à 45° par l'avant. Si la valeur absolue de la puissance émise par le réacteur d'un Falcon 50 est plus faible que celle du moteur d'un avion de combat ou d'un Boeing 707, la surface émettrice est plus élevée. La détection du flux rayonné à 45° par l'avant en sera facilitée. A cet égard, le Falcon 50 est relativement discret en matière de puissance infrarouge émise mais il ne l'est pas au niveau de la surface émissive de sa source chaude produite par les trois réacteurs, offrant une très bonne distribution spatiale.

En s'appuyant sur le diagramme de températures émises par un seul réacteur (moteur de Boeing 707), en dehors de la phase de poussée (vu précédemment), nous relevons que la température du flux radiatif à 2 mètres de son axe est de l'ordre de 149°C. A 1 mètre, la température est de 371°C.

Dans notre cas, à savoir l'avion en trajectoire d'approche, ces valeurs peuvent être admises, la puissance des réacteurs intervenant peu, puisqu'ils ne sont pas en phase de poussée. Par contre, la surface du flux est nettement augmentée, ce qui élève l'énergie radiative, facilitant sa perception tous azimuts, hormis directement face à l'avion (0°).

Pour conclure, **le rayonnement infrarouge** émis par les trois réacteurs de cet avion pouvait être **détecté par l'autodirecteur d'un missile SA16** (c'est l'accrochage de la cible), que ce dernier soit positionné à 45° par l'avant, par le travers (90°), par l'arrière (135°) ou à 180°, jusqu'à une distance de 3000 m voire plus. Bien entendu, à une distance de 1000 m, le rayonnement émis ne pouvait être que mieux détecté. Par un tir par l'avant, le rayonnement thermique des réacteurs est masqué en grande partie, ce qui permet d'éliminer cette éventualité, ce que nous examinerons par la suite.

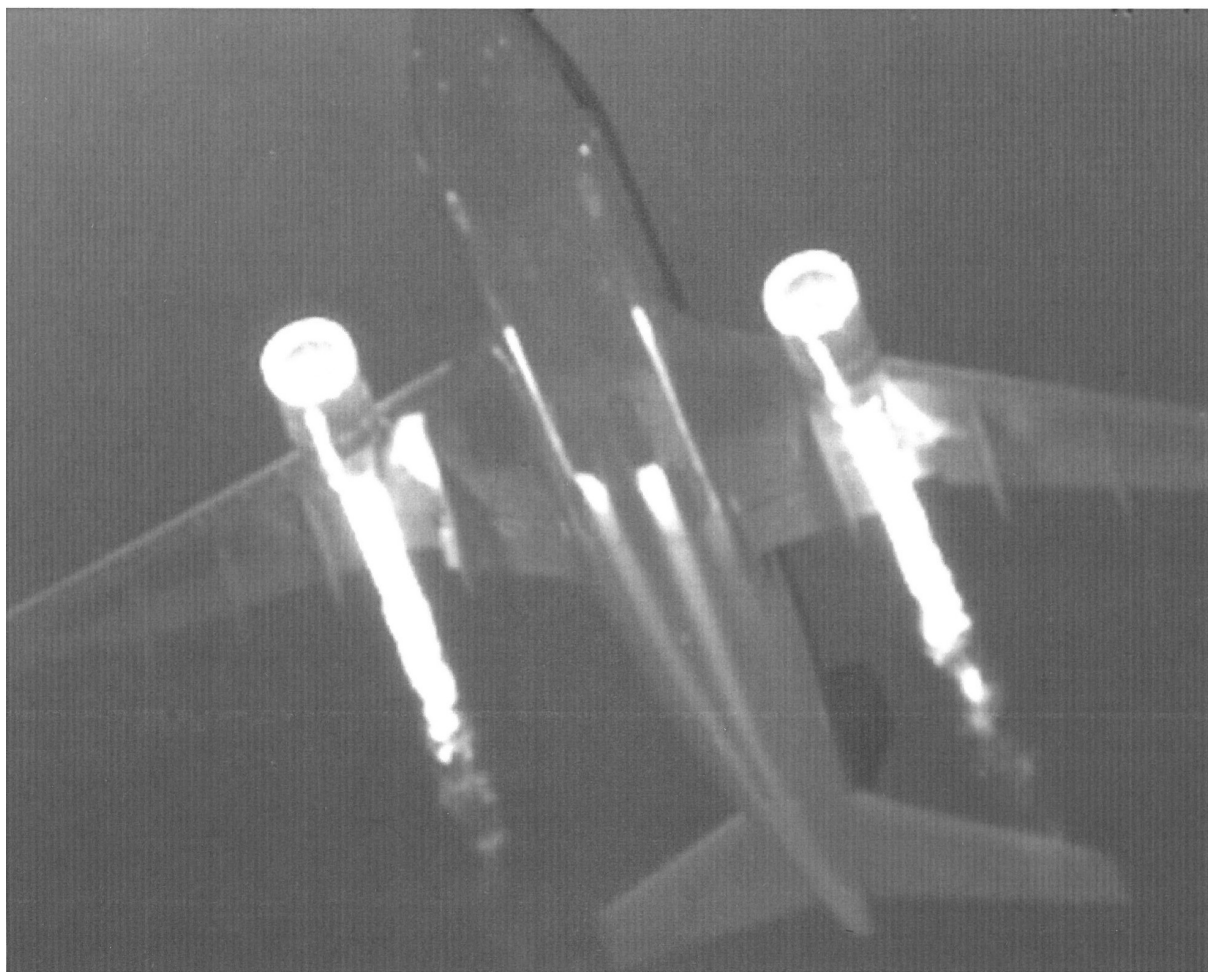
Comme nous l'avons précédemment développé, le 6 avril 1994 de nuit, vers 20h30, la transmission atmosphérique était bonne. Le rayonnement infrarouge émis par la cible ne pouvait pas être perturbé dans une plage de distance comprise jusqu'à 3000 mètres.

Il convient aussi de préciser que des points chauds secondaires existent sur tous les aéronefs. Les bords d'attaque des ailes et le nez, sont des zones qui s'échauffent pendant le vol. Les structures métalliques des moteurs sont, à la fin du vol, portées en température. Les entrées des réacteurs sont également des parties chaudes. Les zones des parois du fuselage ou des ailes proches des réacteurs sont échauffées par phénomène de rayonnement thermique.

En fait, un avion présente plusieurs points chauds, dont les plus élevés en température sont en sortie des réacteurs en référence au diagramme des températures émises que nous avons présenté précédemment.

Il faut aussi préciser que toute source chaude, même si elle n'est pas visible, émet un rayonnement infrarouge dont la puissance répondra à la loi de Planck.

A titre indicatif, nous présentons ci-après, pour illustrer ce que nous venons d'exposer, la photographie en imagerie thermique (en noir et blanc) d'un avion commercial biréacteur. Les points chauds sont en blanc. C'est ce que détecte le missile à guidage infrarouge, tout en étant préférentiellement séduit par le flux radiatif le plus élevé en température et en surface émissive, émis en sortie des réacteurs.



8.5.2 Performance balistique du missile SA16

En référence à son architecture, que nous avons décrite auparavant, le missile possède une propulsion à deux phases :

- **un éjecteur** qui permet d'expulser le missile du tube de lancement et de lui imprimer une vitesse sur trajectoire de l'ordre de 20 m/s au bout de 0,4 s, avec une mise en roulis de stabilisation,
- **un propulseur** allumé à la fin de cette étape de lancement doté :
 - . d'une phase d'accélération, permettant au missile d'atteindre une vitesse instantanée de 400 m/s au bout de 1,7 s,
 - . d'une phase dite de croisière, permettant au missile d'atteindre une vitesse instantanée de 547 m/s au bout de 5,5 s.

Dès son départ, ce matériel possède un mouvement uniformément varié ou accéléré, répondant aux équations de la cinématique pour calculer le temps de parcours du missile suivant les six hypothèses de tirs que nous allons étudier :

□ Distance parcourue : $x = \frac{1}{2} \cdot \gamma \cdot t^2 + v_0 \cdot t + x_0$

□ Vitesse atteinte : $v = \gamma \cdot t + v_0$

7. Ejecteur :

Données:

$V_i = 0 \text{ m/s}$; $V_f = 20 \text{ m/s}$; $t_1 = 0,4 \text{ s}$

*- Calculs: $v_0 = 0$; $x_0 = 0$; $V_f - V_i = 20 - 0 = 20 \text{ m/s}$

*- Accélération: $\gamma = \frac{\Delta v}{t} = \frac{v_f - v_i}{t} = \frac{20 - 0}{0,4} = \frac{20}{0,4} = 50 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}$

*- Distance parcourue: avec $v_0 = 0$; $x_0 = 0$ (roquette dans le tube lanceur)

$$x = \frac{1}{2} \cdot \gamma \cdot t^2 = \frac{1}{2} \cdot 50 \cdot (0,4)^2 = 4 \text{ m}$$

*- Elévation : $h = x \cdot \sin 10^\circ = 4 \cdot \sin 10^\circ = 0,695 \text{ m}$

8. Propulseur :

• Phase d'accélération

Données:

$V_i = 20 \text{ m/s}$; $V_f = 400 \text{ m/s}$; $t_2 = 1,7 \text{ s}$

*- Calculs: $v_0 = 20 \text{ m/s}$; $x_0 = 4 \text{ m}$; $V_f - V_i = 400 - 20 = 380 \text{ m/s}$

*- Accélération: $\gamma = \frac{\Delta v}{t} = \frac{v_f - v_i}{t} = \frac{400 - 20}{1,7} = \frac{380}{1,7} = 223,53 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}$

*- Distance parcourue depuis le lanceur : avec $v_0 = 20 \text{ m/s}$; $x_0 = 4 \text{ m}$

$$x = \frac{1}{2} \cdot \gamma \cdot (t)^2 + v_0 \cdot t + x_0 = \frac{1}{2} \cdot 223,52 \cdot (1,7)^2 + 20 \cdot 1,7 + 4 = 361 \text{ m}$$

*- Elévation : $h = x \cdot \sin 10^\circ = 361 \cdot \sin 10^\circ = 62,687 \text{ m}$

• Phase de croisière :

Données:

$V_i = 400 \text{ m/s}$; $V_f = 547 \text{ m/s}$; $t_3 = 5,5 \text{ s}$

*- Calculs: $v_0 = 400 \text{ m/s}$; $x_0 = 361 \text{ m}$; $V_f - V_i = 547 - 400 = 147 \text{ m/s}$

*- Accélération: $\gamma = \frac{\Delta v}{t} = \frac{v_f - v_i}{t} = \frac{547 - 400}{5,5} = \frac{147}{5,5} = 26,73 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}$

*- Distance parcourue depuis le lanceur : avec $v_0 = 400 \text{ m/s}$; $x_0 = 361 \text{ m}$

$$x = \frac{1}{2} \cdot \gamma \cdot (t)^2 + v_0 \cdot t + x_0 = \frac{1}{2} \cdot 26,73 \cdot (5,5)^2 + 400 \cdot 5,5 + 361 = 2965 \text{ m}$$

*- Elévation : $h = x \cdot \sin 10^\circ = 2965 \cdot \sin 10^\circ = 514,92 \text{ m}$

t_3 = temps de combustion total du propulseur.

Sur les bases de ces calculs, nous avons estimé le temps de parcours du missile pour atteindre l'avion, en considérant les six positions de tirs suivantes :

- 1 KANOMBE : intersection des chemins à proximité des maisons individuelles, dont celle de M. et Mme PASUCH
- 2 KANOMBE : cimetière
- 3 MASAKA : le pylône, à proximité de l'entreprise GUTTANIT
- 4 MASAKA : la Ferme, à côté du point d'eau
- 5 La PORCHERIE : près de la résidence présidentielle
- 6 KANOMBE : en bas du cimetière.

Voici, résumé sur le tableau ci-après, les temps de parcours des missiles résultant des calculs précédents :

Tirs	t1	t2	t3	tglobal
❶	0,4	1,7	1,424	3,52 arrondi à 3,50
❷	0,4	1,7	1,399	3,50
❸	0,4	1,7	3,403	5,50
❹	0,4	1,7	3,541	6,46 arrondi à 6,50
❺	0,4	1,7	0,43	2,53 arrondi à 2,50
❻	0,4	1,7	2,70	3,80

t_3 : délai compris entre l'allumage de la phase de croisière et l'impact du missile sur l'avion, dont les coordonnées dans l'espace ont été déterminées précédemment dans ce rapport :
 $z = 1646 \text{ mètres à } 3150 \text{ mètres de l'I.L.S.}$

8.5.3 Performances opérationnelles du missile SA16 - Acquisition et accrochage de la cible

L'accrochage de la cible par l'autodirecteur du missile fait suite à l'acquisition visuelle effectuée par le tireur.

Lorsque, en soirée, nous nous sommes transportés sur les lieux des sites de tirs possibles, nous avons pu vérifier que les feux de navigation de l'avion étaient visibles au moins 1'30 s avant son passage à la perpendiculaire de notre position.

La meilleure acquisition visuelle s'est faite à MASAKA (2'30 s), la moins bonne à KANOMBE (1'30 s) du fait de la hauteur des arbres. A ce sujet, d'après des témoins et ce que nous avons observé sur place, ces arbres étaient très vraisemblablement moins hauts en 1994. Il convient de noter que lors d'un transport à la porcherie de l'ancienne résidence présidentielle, l'avion en approche, avec son phare d'atterrissage allumé, est visible pendant 2'30 s environ.

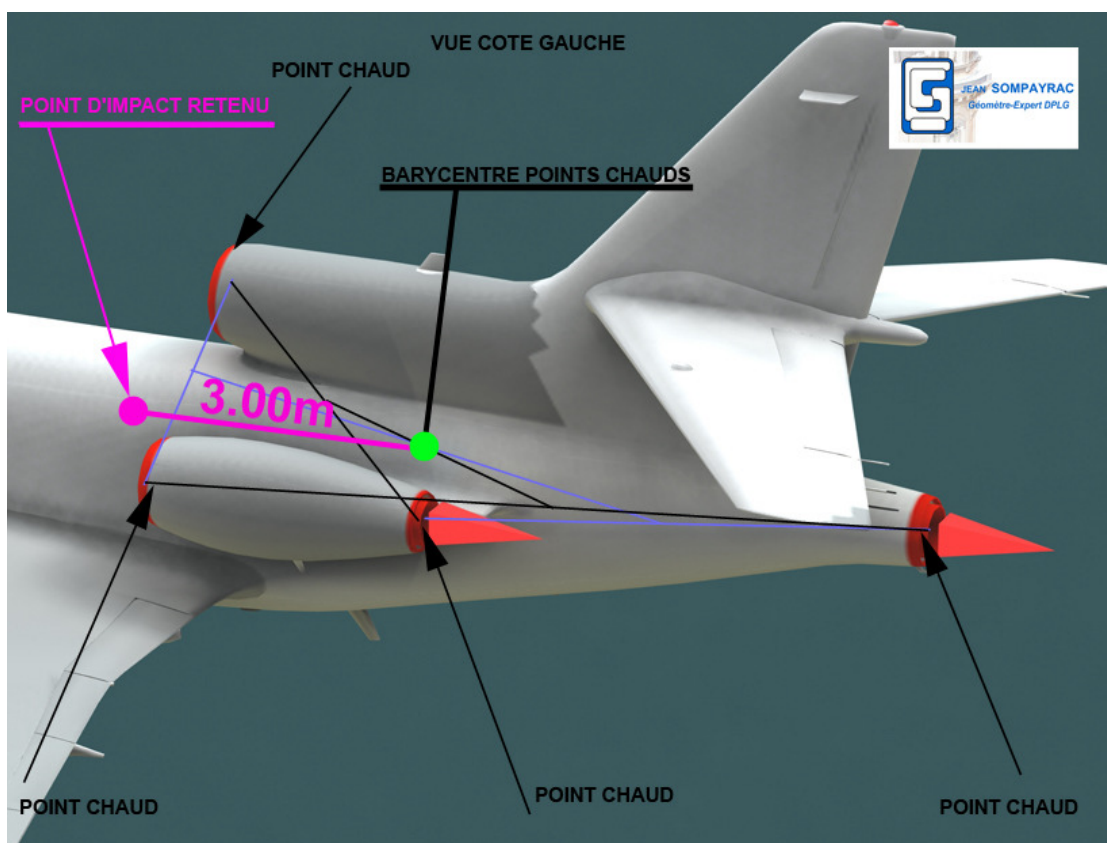
En définitive, que ce soit sur les sites du camp de KANOMBE ou de MASAKA, l'acquisition visuelle de l'avion, les feux de navigation allumés (sans le phare d'atterrissage), pouvait se faire au minimum pendant 1'30s. **C'est un temps largement suffisant pour accrocher la cible** et tirer en se référant aux qualités opérationnelles de ce type de missile. Il convient de préciser que durant ce délai, l'avion parcourt 5500 m.

En référence aux caractéristiques du missile SA16, l'accrochage de la cible par l'autodirecteur s'effectue à l'aide du système de visée fixé sur le tube de lancement. Comme nous l'avons précédemment développé, cet accrochage de la cible est signalé au tireur par :

- l'allumage fixe d'un voyant sur la partie arrière du viseur,
- l'audition d'un signal sonore modulé dans le haut parleur de la poignée.

Compte tenu du niveau de l'émission infrarouge rayonnée, dans notre contexte, surtout par les trois réacteurs de l'avion, conformément à ce que nous avons développé auparavant, l'accrochage pouvait se faire de l'arrière (180°) jusque par le $\frac{3}{4}$ avant (45°).

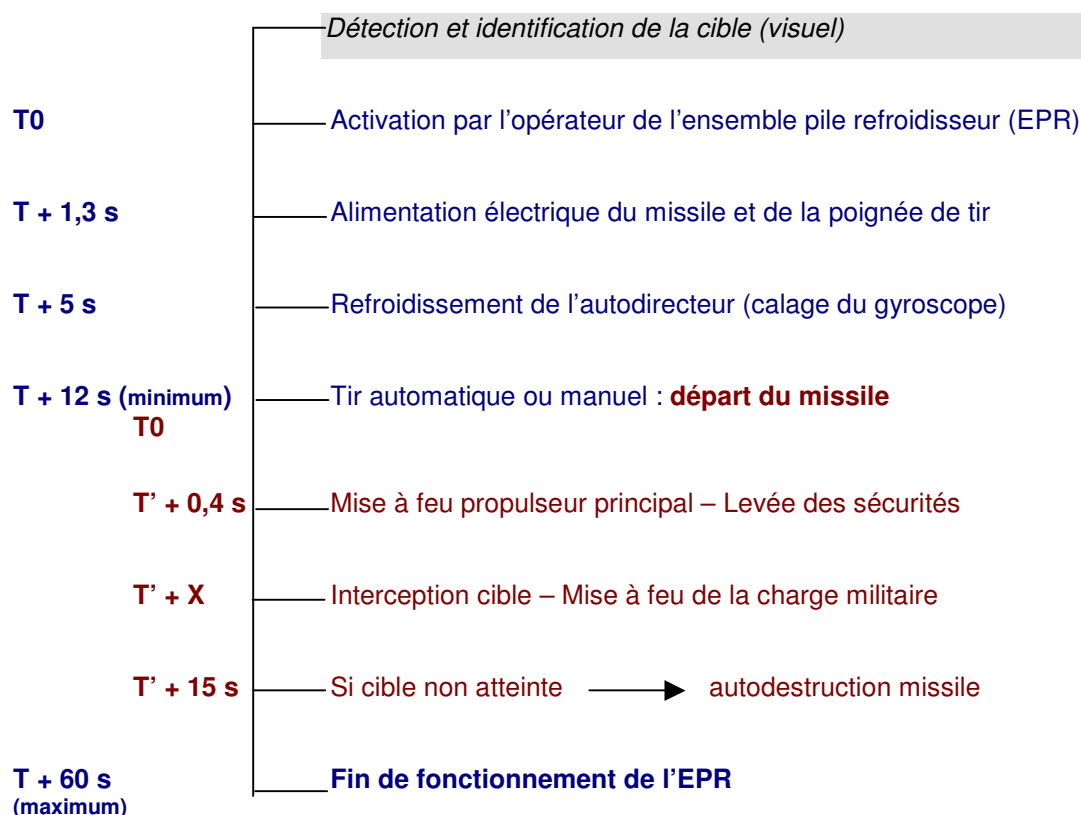
Et il convient de préciser que ce type de missile possède un guidage terminal le conduisant à se diriger vers un point situé à quelques mètres en avant de la source chaude de la cible, pour toucher, avec plus de certitude, une zone de la cellule. Pour le FALCON 50, ce point d'impact théorique peut être positionné 3 m environ de l'avant des réacteurs de fuselage, soit 7 à 8 m à l'avant de la source chaude, en sortie des réacteurs : voir ci-après la représentation imagée :



C'est à partir de cette distance, qui est un ordre de grandeur, que la modélisation tridimensionnelle de la scène a été construite et fait l'objet du chapitre 8.6.

En référence à la séquence de tir, présentée simplifiée sur un tableau dans le paragraphe 8.3.2.4, que nous reprenons à nouveau, il ressort que le temps minimum pour tirer, après l'activation de l'ensemble pile refroidisseur EPR, était de **12 s**.

SEQUENCE DE TIR SIMPLIFIEE



C'est ce temps de 12 s que nous retenons pour l'étude des six hypothèses de tir. Nous rappelons que sur sa trajectoire d'approche, la vitesse de l'avion est de 61 m/s, que nous reprendrons pour les calculs qui suivent.

De l'étude des pièces, il ressort de plusieurs témoignages que deux missiles ont été tirés avec un décalage de quelques secondes. C'est le second qui a percuté le Falcon 50. L'étude qui suit est basée sur ce dernier qui a détruit l'avion en vol. Chaque hypothèse de tir précitée a été étudiée. Les relevés sur site, les résultats des calculs balistiques et acoustiques, sont repris et présentés sur un plan général joint à la synthèse consacrée à ces hypothèses de tir et en annexe 1 au rapport : Topo pièce n° 14.

Compte tenu de la perception des événements par des témoins, il nous a paru indispensable d'avoir, sur le site, un référentiel visuel et acoustique caractéristique nous permettant d'analyser lesdits événements. C'est la maison individuelle de M. et Mme PASUCH, ressortissants belges, située dans le camp de KANOMBE (côté cimetière actuel), que nous avons retenue, sachant qu'au moment des faits d'autres témoins, Mme VAN DEENEN et M. DAUBRESSE, étaient également présents chez le couple PASUCH.

Cette position, ou position d'observation de référence, est appelée, dans notre rapport, témoin PASUCH ou maison PASUCH. A noter que le lieutenant colonel Grégoire de St QUENTIN occupait une maison à une centaine de mètres (vers l'hôpital KANOMBE) de ce quartier des ressortissants belges, comprenant trois maisons individuelles.

8.5.4 Hypothèse de tir 1 : KANOMBE : position n° ❶

Cette position se situe à :

- **79 mètres** du témoin PASUCH, placé au milieu de maisons individuelles. Elle correspond à un chemin par lequel on peut rejoindre la résidence présidentielle, à proximité du chemin principal reliant l'hôpital au cimetière,
- **956 mètres** du point d'impact du missile sur l'avion. L'altitude de cette position est 1436 m.

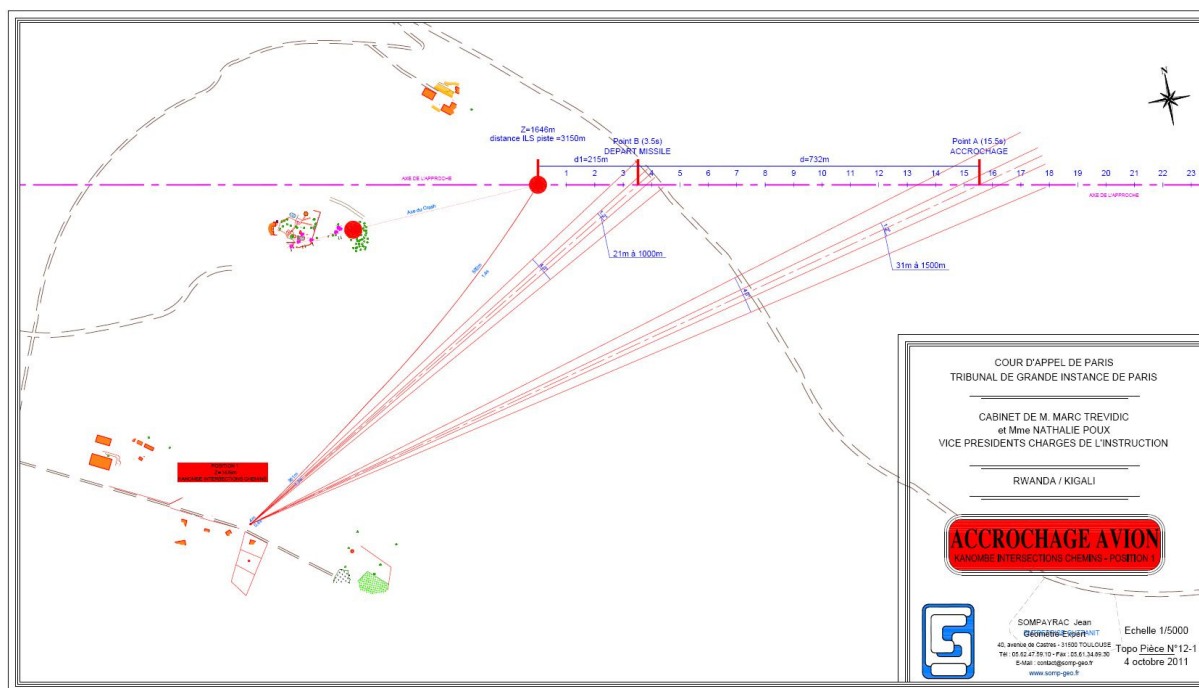
Le temps de parcours du missile pour atteindre l'avion, résultant des calculs précédents, a été établi à 3,52 s, arrondi à **3,5 s**. Pendant ce temps, l'avion s'est déplacé de :

$$d_1 = V.t$$

$$d_1 = 61 \times 3,5$$

$$d_1 = 213,50 \text{ mètres arrondi à } \mathbf{215 \text{ mètres}}.$$

Ce point sur la trajectoire d'approche de l'avion correspond à **l'instant du tir**. L'accrochage de la cible a été effectué au minimum 12 s auparavant, l'avion parcourant **732 m**. Il convient de préciser qu'au début de l'accrochage et à l'instant du tir, l'avion et sa source chaude émissive sont dans la fenêtre de visée du tube de lancement. Ce qui a été représenté sur le plan de la scène ci-après, Topo pièce n° 12-1, indice 4 et joint en annexe 1 :



De cette scène, nous avons déduit, en nous appuyant sur les travaux d'expertise réalisés par J.P. SERRE, expert acousticien, que la durée de la propagation du son, dont la célérité est de 343 m/s, entre cette position de tir ❶ et l'emplacement du témoin PASUCH est de :

$$ds = \frac{79}{343} = 0,23 \text{ s}$$

Ce dernier et d'autres personnes à proximité pouvaient donc entendre le missile **0,23 s** après son départ. Ce témoin se situe à **1017 m** de l'impact du missile sur l'avion.

Le temps de propagation du son de l'explosion de l'avion jusqu'au témoin est :

$$t = \frac{1017}{343} = 2,97 \text{ s arrondi à } \mathbf{3 \text{ s.}}$$

En résumé, de cette hypothèse de tir n° 1, nous pouvons établir :

T0 = départ du missile, après accrochage de la cible sur sa trajectoire 12 s minimum auparavant.

T0 + **0,23 s** = bruit du départ du missile perçu par tout témoin dans cette maison PASUCH.

T0 + **3,5 s** = impact du missile sur l'avion, déclenchant son explosion, pouvant être vue par des témoins.

Il s'ensuit que le témoin a pu **percevoir le bruit de** l'explosion de l'avion :

- **3 s** après cette explosion. C'est à ce moment là que le témoin est informé de l'événement s'il n'a pas vu l'impact du missile déclenchant l'explosion de l'avion. Toujours à cet instant, l'avion chute accompagné de la boule de feu depuis 3 s. Son temps de chute ayant été de l'ordre de 7 s, ce témoin avait la possibilité d'apercevoir l'avion tombant en flammes pendant 4 s,
- **6,5 s** ($3,5 + 3$) après le départ du missile
- **6,27 s** ($6,5 - 0,23$) arrondi à 6,3 s, après avoir entendu le bruit lié au départ du missile.

Toutes ces données sont matérialisées sur le plan général intitulé « Positions simulations 6 tirs missiles » Topo pièce n° 14, joint en synthèse de ce chapitre et en annexe 1.

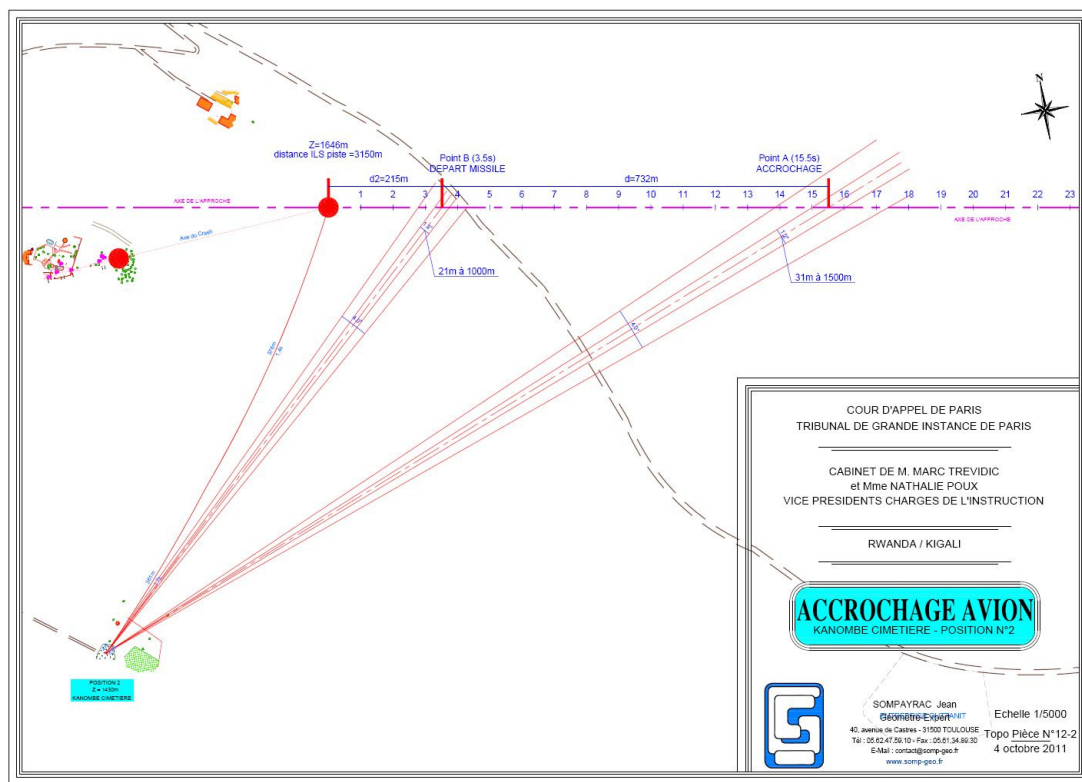
8.5.5 Hypothèse de tir KANOMBE : cimetière, position n° ②

Cette position se situe à :

- **203 mètres** du témoin PASUCH, placé au milieu du pâté de maisons,
- **944 mètres** du point d'impact du missile sur l'avion. L'altitude de cette position est 1430 m.

Le temps de parcours du missile pour atteindre l'avion, résultant des calculs précédents, a été établi à 3,50 s. Comme pour la position ①, le temps de vol du missile est identique. La distance parcourue par l'avion sur sa trajectoire d'approche est de $d_2 = 215$ mètres.

Ce point de tir sur la trajectoire d'approche correspond à **l'instant du tir**. L'accrochage de la cible a été effectué au minimum 12 s auparavant, l'avion parcourant **732 m**. Il convient de préciser qu'au début de l'accrochage et à l'instant du tir, l'avion et sa source chaude émissive sont dans la fenêtre de visée du tube de lancement, ce qui a été représenté sur le plan de la scène ci-après Topo pièce n° 12.2, indice 4 et joint en annexe 1 :



La durée de la propagation du son, dont la célérité est de 343 m/s, entre cette position de tir n° 2 et l'emplacement du témoin PASUCH est de :

$$ds_2 = \frac{203}{343} = 0,59 \text{ s arrondi à } \mathbf{0,6 \text{ s.}}$$

Ce dernier et d'autres personnes à proximité pouvaient donc entendre le missile, **0,6 s** après son départ. Ce témoin se situe à **1017 m** de l'impact du missile sur l'avion.

Le temps de propagation du son de l'explosion de l'avion jusqu'au témoin est de :

$$t = \frac{1017}{343} = \mathbf{3s.}$$

En résumé de cette hypothèse de tir n° 2, nous pouvons établir :

T0 = départ du missile, après accrochage de la cible sur sa trajectoire 12 s minimum auparavant,

T0 + **0,6 s** = bruit du départ du missile entendu par tout témoin dans cette maison PASUCH,

T0 + **3,5 s** = impact du missile sur l'avion, déclenchant l'explosion, pouvant être vue par des témoins

Il s'ensuit que le témoin a pu **percevoir le bruit** de cette explosion de l'avion :

- **3 s** après cette explosion. C'est à ce moment là que le témoin est informé de l'événement, s'il n'a pas vu l'impact du missile déclenchant l'explosion de l'avion. A cet instant, l'avion chute accompagné de la boule de feu depuis 3 s. Son temps de chute ayant été de l'ordre de 7 s (calculé précédemment), ce témoin avait la possibilité d'apercevoir l'avion tombant en flammes pendant 4 s,
- **6,5 s** (3,5 s + 3 s) après le départ du missile,
- **5,9 s** (6,5 s - 0,6 s) après la perception de l'effet sonore produit par le départ du départ du missile.

Toutes ces données sont matérialisées sur le plan général intitulé « Positions des quatre tirs missiles », joint en synthèse et en annexe 1, Topo pièce n°14.

8.5.6 Hypothèse de tir MASAKA : Le pylône position n° ③

Cette position se situe à :

- **2177 m** du témoin PASUCH. Ce pylône se situe dans le fond de vallée, à proximité de l'usine GUTTANIT. L'altitude de cette position est 1333 m,
- **1876 m** du point d'impact du missile sur l'avion.

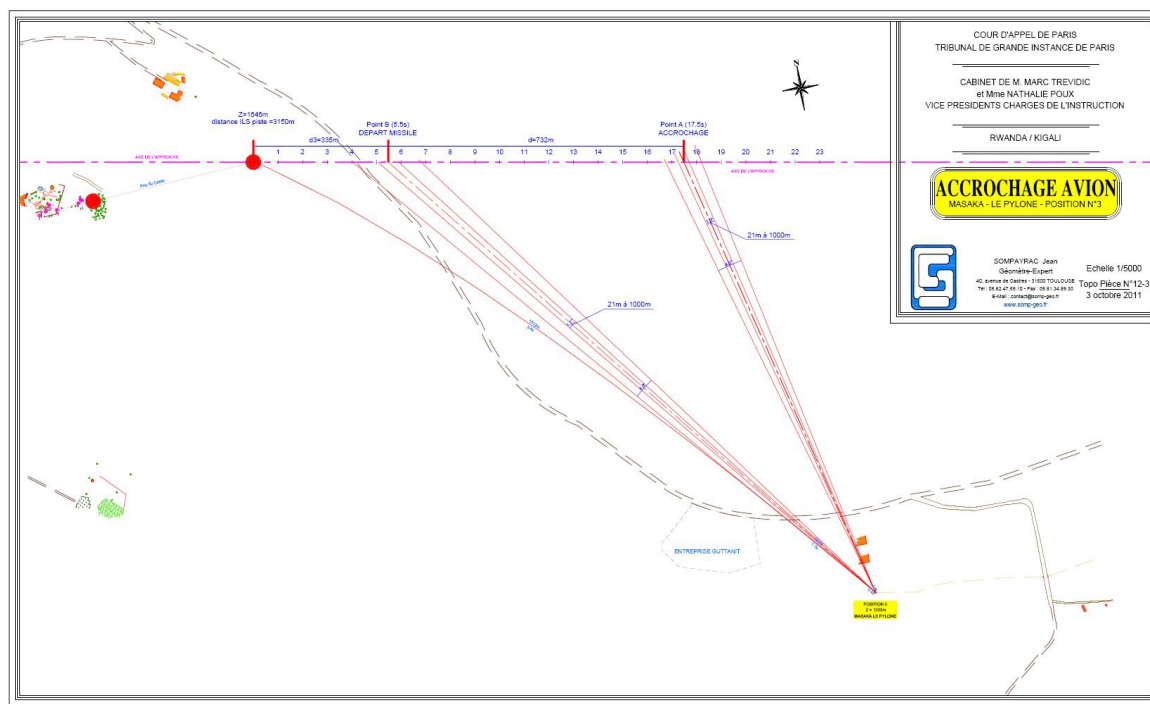
Le temps de parcours du missile pour atteindre l'avion, résultant des calculs précédents, a été établi à **5,50 s**. Pendant ce temps, l'avion s'est déplacé de :

$$d_3 = V.t$$

$$d_3 = 61 \times 5,5 = \mathbf{335 \text{ mètres.}}$$

Ce point sur la trajectoire d'approche correspond à **l'instant de tir**. L'accrochage de la cible a été effectué au minimum 12 s auparavant, l'avion parcourant **732 m**.

Il convient de préciser qu'au début de l'accrochage et à l'instant du tir, l'avion et sa source chaude émissive sont dans la fenêtre de visée du tube de lancement. Ce qui a été représenté sur le plan de la scène ci-après (Topo pièce n° 12-3, indice 4) et joint en annexe 1 :



De cette scène, nous avons déduit, en nous appuyant sur les travaux d'expertise réalisés par J.P SERRE, expert acousticien, que la durée de propagation du son, dont la célérité est de 343 m/s, entre cette position de tir ③ et l'emplacement du témoin PASUCH, est de :

$$ds = \frac{2177}{343} = \mathbf{6,35 \text{ s.}}$$

Ce dernier et d'autres personnes à proximité pouvaient entendre le bruit du missile, sous réserve que son intensité sonore soit suffisamment élevée, ce qui a été développé par l'expert acousticien, **6,35 s après** son départ. Ce témoin se situe à 1017 m de l'impact du missile sur l'avion.

Le temps de propagation du son de l'explosion du missile sur l'avion est de :

$$t = \frac{1017}{343} = 3 \text{ s}$$

En résumé de cette hypothèse de tir n° 3, nous pouvons établir :

T0 = départ du missile, après accrochage de la cible sur sa trajectoire 12 s minimum auparavant,

T + **5,5 s** = impact du missile sur l'avion, déclenchant l'explosion pouvant être vue par des témoins,

T0 + **6,35 s** = bruit du départ du missile perçu par tout témoin dans cette maison PASUCH, sous réserve qu'il puisse l'entendre distinctement compte tenu de l'éloignement de la source.

T0 + **8,5 s** (5,5 s + 3 s) = perception par le témoin du bruit de l'explosion de l'avion.

C'est à ce moment là que ce témoin est informé de l'événement s'il n'a pas vu l'impact du missile déclenchant l'explosion de l'avion. A cet instant, l'avion chute, accompagné de la boule de feu depuis 3 secondes. Son temps de chute ayant été de l'ordre de 7 s, ce témoin avait la possibilité d'apercevoir l'avion tombant en flammes pendant 4 secondes. En conséquence, le témoin a entendu l'explosion de l'avion **2,15 s** après avoir perçu l'effet sonore produit par le départ du missile.

Toutes ces données sont matérialisées sur le plan général intitulé « Positions simulations 4 tirs missiles », joint en synthèse et en annexe 1, Topo pièce n° 14.

8.5.7 Hypothèse de tir MASAKA : La Ferme position n° ④

Cette position se situe à :

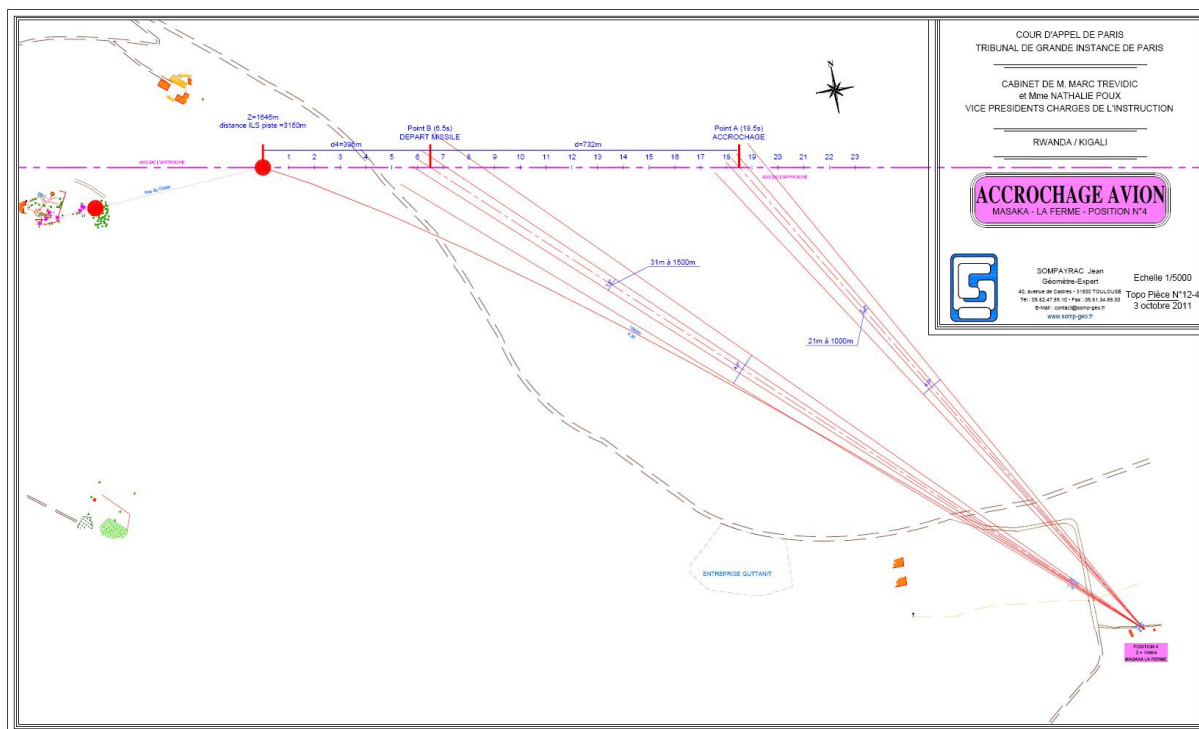
- **2722 m** du témoin PASUCH. Cette ancienne ferme se trouve à proximité du point d'eau en bordure de piste. L'altitude de cette position est 1340 m,
- **2358 m** du point d'impact du missile sur l'avion.

Le temps de parcours du missile pour atteindre l'avion, résultant des calculs précédents, a été établi à **6,46 s** arrondi à **6,50 s**. Pendant ce temps, l'avion s'est déplacé de :

$$d_4 = V.t$$

$$d_4 = 61 \times 6,5 = \mathbf{396 \text{ mètres.}}$$

Ce point sur la trajectoire d'approche correspond à l'instant du tir. L'accrochage de la cible a été effectué au minimum 12 s auparavant, l'avion parcourant **732 m**. Il convient de préciser qu'au début de l'accrochage et à l'instant du tir, l'avion et sa source chaude émissive sont dans la fenêtre de visée du tube de lancement. Ce qui a été représenté sur le plan de la scène ci-après Topo pièce n° 12-4, indice 4 et joint en annexe 1 :



De cette scène, nous avons déduit, en nous appuyant sur les travaux d'expertise réalisés par JP. SERRE, expert acousticien, que la durée de propagation du son, dont la célérité est de 343 m/s, entre cette position de tir ❶ et l'emplacement du témoin PASUCH, est de :

$$ds = \frac{2722}{343} = 7,94 \text{ s arrondi à } 8 \text{ s.}$$

Ce dernier et d'autres personnes à proximité, pouvaient entendre le bruit du missile, sous réserve que son intensité sonore soit suffisamment élevée, ce qui a été développé par l'expert acousticien, **8 s après** son départ. Ce témoin se situe à 1017 m de l'impact du missile sur l'avion.

Le temps de propagation du son de l'explosion de l'avion est de :

$$t = \frac{1017}{343} = 3 \text{ s.}$$

En résumé de cette hypothèse de tir n° 4, nous pouvons établir :

T0 = départ du missile, après accrochage de la cible sur sa trajectoire 12 s minimum auparavant,

T0 + 6,5 s = impact du missile sur l'avion, déclenchant l'explosion pouvant être vue par des témoins,

$T_0 + 9,46 \text{ s}$ ($6,46 \text{ s} + 3 \text{ s}$) arrondi à **9,5 s** = perception du bruit de l'explosion de l'avion par le témoin PASUCH.

C'est à ce moment là que ce témoin est informé de l'événement s'il n'a pas vu l'impact du missile déclenchant l'explosion de l'avion. A cet instant l'avion chute accompagné de la boule de feu depuis 3 s. Son temps de chute ayant été de l'ordre de 7 s, ce témoin avait la possibilité d'apercevoir l'avion tombant en flammes pendant 4 secondes.

En conséquence, le témoin a entendu l'explosion de l'avion **1,5 s** après avoir perçu l'effet sonore produit par le départ du missile.

Toutes ces données sont matérialisées sur le plan général intitulé « Positions simulations 6 tirs missiles », joint en synthèse et en annexe 1, Topo pièce n° 14.

8.5.8 Hypothèse de tir La Porcherie : près de la villa présidentielle position n° ⑤

Cette position se situe à :

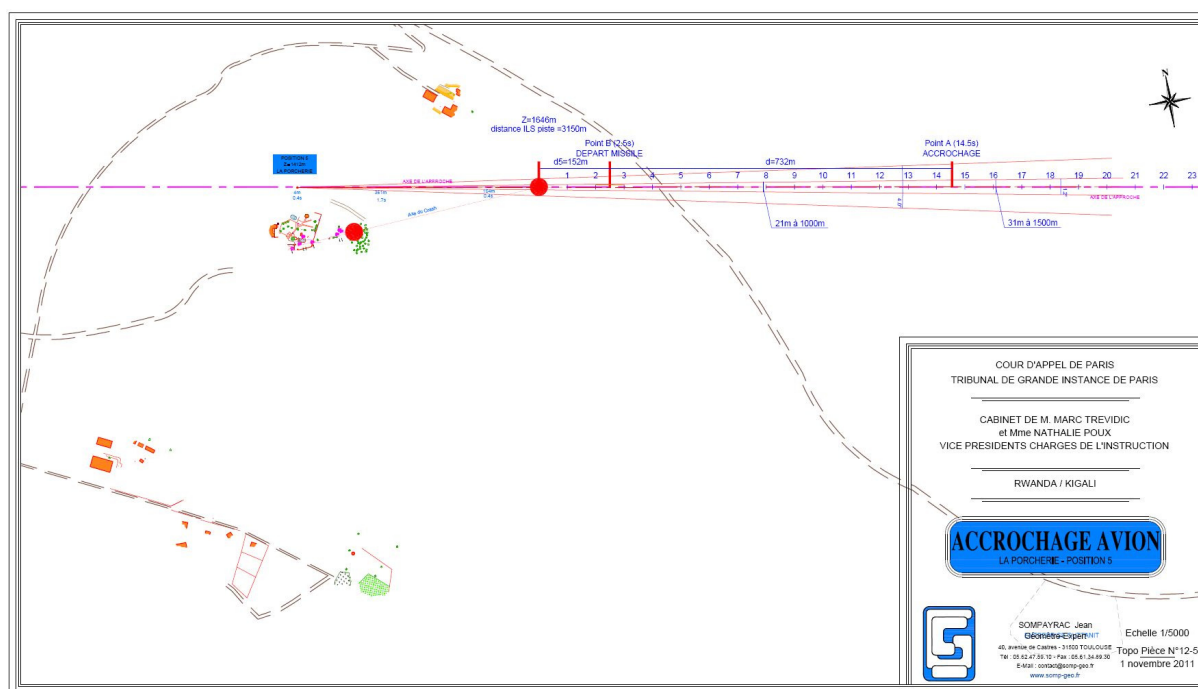
- **812 m** du témoin PASUCH. Cette porcherie se trouve pratiquement à la verticale de la trajectoire d'approche de l'avion. L'altitude de cette position est de 1412 m,
- **519 m** du point d'impact du missile sur l'avion.

Le temps de parcours du missile pour atteindre l'avion, résultant des calculs précédents, a été établi à 2,53 s arrondi à **2,5 s**. Pendant ce temps l'avion s'est déplacé de :

$$d_5 = V.t$$

$$d_5 = 61 \times 2,5 = \mathbf{152 \text{ m.}}$$

Ce point sur la trajectoire d'approche correspond à l'instant du tir. L'accrochage de la cible a été effectué au minimum 12 s auparavant, l'avion parcourant **732 m**. Il convient de préciser qu'au début de l'accrochage et à l'instant de tir, l'avion et sa source chaude émissive sont dans la fenêtre de visée du tube de lancement. C'est ce qui a été représenté sur le plan de la scène ci-après Topo pièce n° 12-5 indice 1 et joint en annexe 1 :



De cette scène, nous avons déduit, en nous appuyant sur les travaux d'expertise réalisés par JP. SERRE, expert acousticien, que la durée de propagation du son, dont la célérité est de 343 m/s, entre cette position de tir n° 5 et l'emplacement du témoin PASUCH, est de :

$$ds = \frac{812}{343} = 2,4 \text{ s environ.}$$

Ce dernier, ou d'autres personnes dans ce quartier, pouvait entendre le bruit du propulseur du missile 2,4 s après son départ. Ce témoin se situe à 1017 m de l'impact du missile sur l'avion.

Le temps de propagation du son de l'explosion de l'avion est de :

$$t = \frac{1017}{343} = 3 \text{ s environ.}$$

En résumé de cette hypothèse de tir n° 5 nous pouvons établir :

T0 = départ du missile, après accrochage de la cible sur sa trajectoire 12 s minimum auparavant,

T0 + 2,4 s = temps de parcours du son du départ du missile jusqu'au témoin,

T0 + 2,5 s = impact du missile sur l'avion, déclenchant l'explosion pouvant être vue par des témoins,

T0 + 5,5 s (2,5 s + 3 s) = perception du bruit de l'explosion de l'avion par le témoin PASUCH.

C'est à ce moment là que le témoin est informé de l'événement s'il n'a pas vu l'impact du missile déclenchant l'explosion de l'avion. A ce même moment l'avion chute accompagné de la boule de feu depuis 3 s. Son temps de chute ayant été de l'ordre de 7 s, ce témoin avait la possibilité d'apercevoir l'avion en flammes pendant 4 s.

Le témoin a été averti de l'explosion de l'avion **3,1 s** après avoir perçu le bruit causé par le départ du missile. Il entend le bruit causé par le départ du missile et c'est presque dans le même temps, à 0,1 s près, qu'il peut voir l'explosion de l'avion.

8.5.9 Hypothèse de tir KANOMBE : en bas du cimetière, position n° ⑥

Il s'agit de l'intersection de deux chemins de terre, l'un accédant au cimetière, l'autre derrière les maisons individuelles dont celle de M. et Mme PASUCH, position n° ⑥.

Vers la trajectoire d'approche de l'avion, le terrain était dégagé (clairière), tel que nous avons pu l'observer sur une photographie de l'époque des faits. C'est un avantage considérable pour visualiser l'approche de l'avion.

Cette position se situe à :

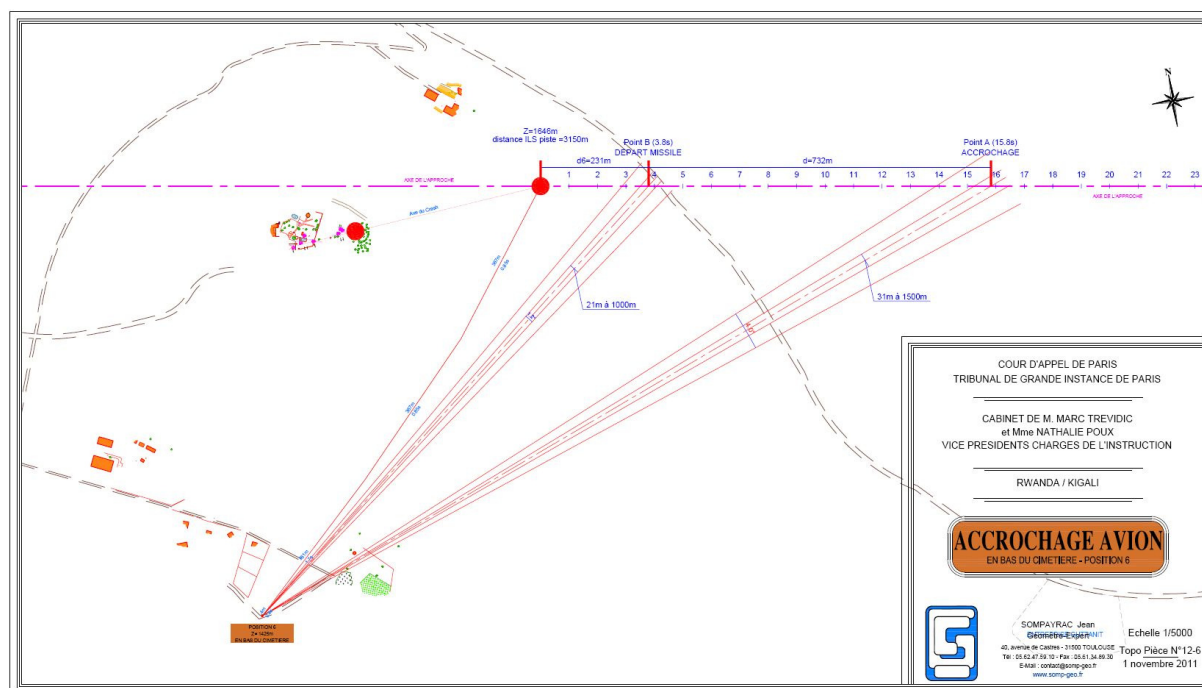
- **116 m** du témoin PASUCH. L'altitude de cette position est de 1425 m,
- **1099 m** du point d'impact du missile sur l'avion.

Le temps de parcours du missile pour atteindre l'avion, résultant des calculs précédents, a été établi à **3,8 s**. Pendant ce temps l'avion s'est déplacé de :

$$d_5 = V.t$$

$$d_5 = 61 \times 3,8 = \mathbf{231\ m.}$$

Ce point sur la trajectoire d'approche correspond à l'instant du tir. L'accrochage de la cible a été effectué au minimum 12 s auparavant, l'avion parcourant **732 m**. Il convient de préciser qu'au début de l'accrochage et à l'instant de tir, l'avion et sa source chaude émissive sont dans la fenêtre de visée du tube de lancement. C'est ce qui a été représenté sur le plan de la scène ci-après Topo pièce n° 12-6 indice 1 et joint en annexe 1 :



De cette scène, nous avons déduit, en nous appuyant sur les travaux d'expertise réalisés par JP. SERRE, expert acousticien, que la durée de propagation du son, dont la célérité est de 343 m/s, entre cette position de tir n° ⑥ et l'emplacement du témoin PASUCH, est de :

$$ds = \frac{116}{343} = 0,34 \text{ s environ.}$$

Ce dernier et d'autres personnes dans ce quartier pouvaient donc entendre le bruit produit par le départ des missiles 0,23 s après son départ. Ce témoin se situe à 1017 m de l'impact du missile sur l'avion.

Le temps de propagation du son de l'explosion de l'avion est de :

$$t = \frac{1017}{343} = 2,97\text{s arrondi à } 3 \text{ s.}$$

En résumé de cette hypothèse de tir n° ⑥ nous pouvons établir :

T0 = départ du missile, après accrochage de la cible sur sa trajectoire 12 s minimum auparavant,

T0 + 0,34s = bruit du départ du missile pouvant être perçu par tout témoin dans cette maison PASUCH,

T0 + 3,8 s = impact du missile sur l'avion déclenchant l'explosion pouvant être vue par des témoins.

Il s'ensuit que le témoin a pu **percevoir le bruit** de l'explosion de l'avion :

- 3 s après cette explosion. C'est à ce moment là que le témoin est informé de l'événement, s'il n'a pas vu l'impact du missile déclenchant l'explosion de l'avion. Toujours à cet instant, l'avion chute accompagné de la boule de feu depuis 3 s. Son temps de chute ayant été de l'ordre de 7 s, ce témoin avait la possibilité d'apercevoir l'avion tombant en flammes pendant 4 s,
 - **6,8 s** (3,8 + 3) après le départ du missile,
 - **6,46 s** (6,8 – 0,34) arrondi à 6,5 s, après avoir entendu le bruit lié au départ du missile.
- Toutes ces données sont matérialisées sur le plan général intitulé « Positions simulations 6 tirs missiles », Topo pièce n° 14, joint en synthèse de ce chapitre et en annexe 1.

8.5.10 Synthèse sur les six hypothèses de tir

Il convient de rappeler et de préciser que l'étude des positions de tirs est strictement basée sur :

- les aspects scientifiques du rayonnement infrarouge : émission de la source et détection par le missile,
 - les études acoustiques,
 - les performances opérationnelles du missile : tir et balistique,
 - les relevés réalisés sur le terrain,
 - les perceptions des événements par les témoins seront analysées par la suite, pour établir si elles sont de nature à conforter ou non certains de nos résultats techniques.
- Cette analyse fait l'objet du chapitre 8.5.11. Quant à la maison PASUCH, elle nous sert de lieu de référence par rapport aux six positions de tirs étudiées, comme nous l'avons déjà mentionné.

Les résultats des six sites de tirs peuvent être regroupés, pour l'essentiel, sur le tableau ci-après :

Positions des tirs	Durée trajectoire missile/avion	Propagation du son entre explosion, avion et témoin (*)	Δt : bruit départ missile entendu par le témoin (*)	Δt : bruit départ missile et bruit explosion avion perçus par le témoin (*)	Δt : départ missile et bruit explosion avion entendu par le témoin (*)	Δt : bruit départ missile et vision de l'explosion avion par le témoin (*)
❶	3,50	3	0,23	6,27	6,50	3,27
❷	3,50	3	0,60	5,90	6,50	2,90
❸	5,50	3	6,35	2,15	8,50	- 0,45
❹	6,50	3	8,00	1,50	9,50	- 1,50
❺	2,50	3	2,40	3,00	5,40	0
❻	3,80	3	0,34	6,46	6,80	3,46

Temps en secondes

(*) référence : tout témoin dans la maison PASUCH

Nous déduisons des études conduites, en considérant toujours le missile (second tir) qui a impacté l'avion, sachant que le premier qui est passé à côté n'a aucun lien direct avec l'événement :

- De la maison PASUCH, tout témoin a pu percevoir le missile :
 - **6,27 s** avant d'entendre le bruit de l'explosion de l'avion dans le cas de la position ❶,
 - **5,90 s** avant d'entendre le bruit de l'explosion de l'avion dans le cas de la position ❷,
 - **6,46 s** avant d'entendre le bruit de l'explosion de l'avion dans le cas de la position ❻.

Par contre, **l'explosion de l'avion a pu être vue** par le témoin, toujours avant l'arrivée de l'onde acoustique liée au départ du missile, soit :

- **3,27 s** pour la position ❶,
- **2,90 s** pour la position ❷,
- **3,46 s** pour la position ❻.

Le bruit du départ des missiles **est entendu distinctement avant la vision de l'explosion** de l'avion, ce qui a pu permettre à tout témoin dans la maison PASUCH de voir nettement les trajectoires de ces projectiles se déplaçant à très grande vitesse vers le côté gauche de l'avion, pendant 3 à 3,5 s environ, c'est-à-dire pendant presque tout le temps de parcours desdits missiles.

- pour les positions de tirs ❶, ❷ et ❸ tout témoin placé dans le quartier dit PASUCH pouvait entendre **distinctement**, d'après l'étude acoustique, le bruit bien spécifique produit par le missile et ce, très peu de temps après son départ :
 - **0,23 s** pour la position ❶,
 - **0,6 s** pour la position ❷,
 - **0,34 s** pour la position ❸.

- pour la position ❹, tout témoin placé dans le quartier PASUCH pouvait entendre le tir du missile 2,40 s après son départ. Le bruit de l'explosion de l'avion est parvenu à ce témoin **5,48 s** après le départ du missile. L'explosion de l'avion a pu être visible par le témoin **2,5 s** après le tir du missile, soit dans le même temps (à 0,1 s près) que l'arrivée du bruit produit lors de son départ.

- pour les positions de tirs MASAKA ❺ et ❻, tout témoin placé dans le quartier dit PASUCH pouvait entendre, sous réserve que le niveau sonore perçu soit suffisamment élevé et distinct du bruit de fond (voir l'étude acoustique), l'effet sonore produit par le tir du missile :
 - **6,35 s** après son départ de la position ❺,
 - **8 s** après son départ de la position ❻.

Le bruit d'explosion de l'avion est parvenu à ce témoin :

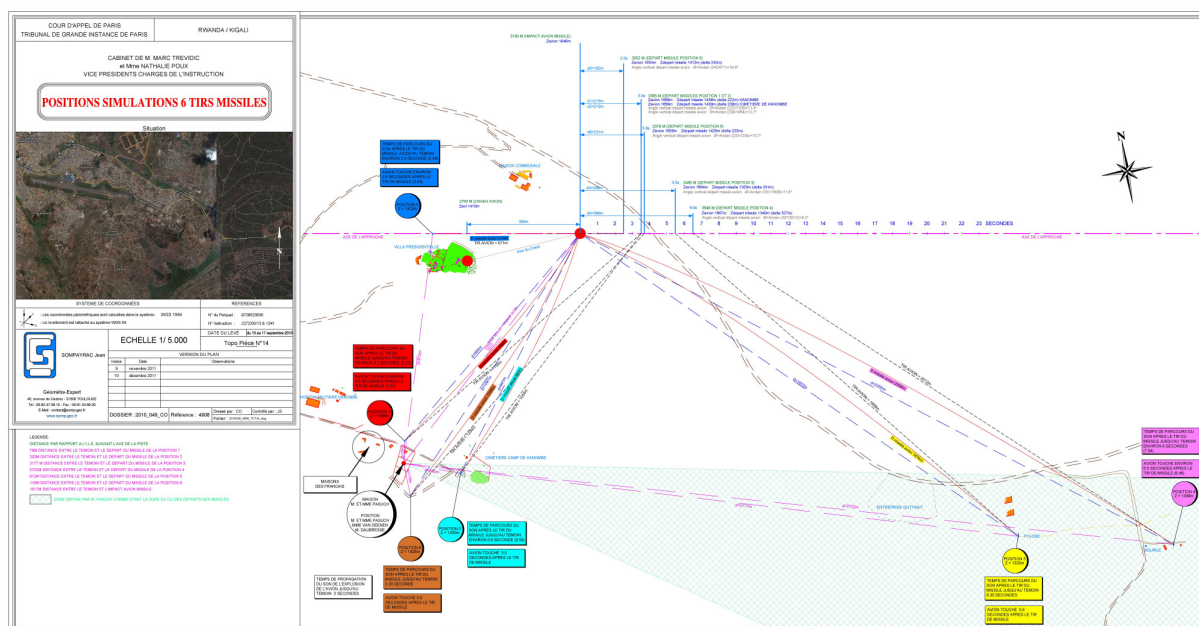
 - **8,50 s** après le départ du missile de la position ❺,
 - **9,50 s** après le départ du missile de la position ❻.

Les bruits du départ des missiles ne pouvaient pas être entendus distinctement compte tenu de l'éloignement de ces positions vis-à-vis du témoin de référence. En outre, le bruit de ces tirs ne pouvait être entendu par tout témoin dans la maison de référence PASUCH **qu'après la perception visuelle de l'explosion** de l'avion : 0,45 s pour la position ❺ et 1,50 s pour la position ❻ et non auparavant, comme dans les configurations de tirs de KANOMBE. En conséquence, les trajectoires des missiles n'ont pas pu être vues à la suite de l'information sonore donnée par lesdits missiles,

Pour ces hypothèses, il convient de préciser que ces derniers événements sonores peuvent être considérés comme très proches avec l'arrivée des bruits produits par les tirs des missiles. Pour ces positions ❺ et ❻ ces écarts de temps sont respectivement 2,15 s et 1,50 s,

- ce n'est pas le cas des configurations de tirs ❶, ❷ et ❸ où le bruit du départ du missile parvient au témoin bien avant celui du bruit produit par l'explosion de l'avion. L'écart de temps résultant de ces deux informations, proche de 6 s, permet d'éviter toute confusion,
- l'étude conduite par l'expert acousticien JP. SERRE tend à démontrer que le niveau de la puissance sonore d'un propulseur de missile tiré de MASAKA pouvait être éventuellement perçu, mais pas distinctement, pour tout témoin se trouvant en champ libre dans le quartier PASUCH. A l'intérieur d'une habitation, les murs ont pu constituer un écran induisant une atténuation acoustique.
De ce fait, eu égard à la position relative du témoin vis-à-vis des fenêtres de sa maison, il paraît difficile à ce dernier de déceler les informations sonores produites par les départs des missiles de la zone MASAKA. A ces distances éloignées, il convient donc manifestement de considérer que les effets sonores produits lors de ces départs ne pouvaient pas être perçus distinctement, même en champ libre, en référence à l'étude acoustique,
- dans les six cas de figure étudiés, tout témoin dans le quartier PASUCH, s'il a été informé en premier lieu par le bruit de l'explosion de l'avion, avait le temps de voir cet avion tomber en flammes pendant 4 secondes, à condition d'être près d'une fenêtre orientée vers l'événement ou en dehors de toute habitation. Ensuite, il pouvait voir à travers les arbres, les lueurs produites par les débris en flammes. L'information de cette explosion de l'avion, dans le cas où elle est apportée par l'onde acoustique et non visuellement, implique que la vision du témoin (ou des témoins) soit orientée dans la direction des tirs, soit vers les positions KANOMBE, soit vers celles de MASAKA.
Dans ce champ de vision, les trajectoires des missiles partant des positions de tirs ❶, ❷ et ❸ ne pouvaient être que nettement plus perceptibles. Ce constat est également valable pour tout témoin du camp de KANOMBE, dont le regard était orienté dans cette direction.
- si le témoin a vu l'explosion de l'avion, il a pu déceler les trajectoires des missiles caractérisées par les traces lumineuses se dirigeant vers lui. Les bruits induits par les propulseurs des deux missiles et par l'explosion de l'avion arrivent respectivement dans cet ordre au témoin avec des délais variables en fonction de l'éloignement des sources sonores émises par lesdits missiles. L'explosion de l'avion a produit un effet sonore bien plus élevé que les missiles,

- le plan général de la scène intitulé « Positions simulations 6 tirs missiles » est joint en annexe 1 et ci-après :



En référence aux pièces de la procédure concernant des témoins entendus avant nos opérations d'expertise à KIGALI, nous pouvons indiquer que tout observateur situé dans la maison PASUCH a pu être informé de l'explosion de l'avion par le bruit important qu'elle a produit. Nos travaux d'expertise ont permis de déterminer que cet effet sonore est parvenu à cet observateur 3 s après cette explosion.

Il convient de rappeler que les effets sonores produits pour les tirs des sites MASAKA ont été entendus respectivement à **1,50 s** pour la position ④ et **2,15 s** pour la position ③ après la perception du bruit causé par l'explosion de l'avion. Ces écarts de temps ne sont pas significatifs et les deux bruits peuvent être éventuellement confondus. Ce n'est pas le cas pour les positions ①, ② et ⑥ où, les écarts de temps étant proches de **6 s**, les deux bruits sont distincts.

C'est sur ces bases techniques que l'analyse des témoignages relatant la perception des événements a été conduite avant de pouvoir conclure.

Les missiles, par les bruits induits sur trajectoire par leurs propulseurs, pouvaient être facilement et indiscutablement détectés par les témoins du quartier PASUCH se trouvant aux environs de 100 et 200 mètres environ des deux zones de tirs étudiées dans le camp de KANOMBE. Cela ne peut pas être manifestement le cas des tirs partant de MASAKA, les effets sonores pouvant être diffus, d'où plus difficilement identifiables.

A ce stade de l'expertise, si l'on s'en tient aux données objectives des temps de propagation et de l'intensité des effets sonores des événements survenus (tirs des missiles et explosion de l'avion), les missiles paraissent avoir été tirés de la zone de KANOMBE entourant les maisons du quartier PASUCH.

Toutefois, sur les bases techniques que nous venons d'établir, il convient d'affiner nos investigations compte tenu de **l'impact du missile** dans le **réservoir de carburant de l'avion**, tel que nous l'avons déterminé précédemment, dans le but de localiser plus précisément la zone de tir la plus probable. **C'est un paramètre important de l'expertise.**

Nos investigations se sont donc poursuivies en étudiant, pour chaque position de tir, les **performances balistiques du missile** jusqu'à son point d'impact et vérifier si des **témoignages pouvaient conforter nos approches scientifiques et techniques**, tout en gardant en mémoire les capacités de détection de l'autodirecteur du missile.

8.5.11 Perception des événements - Analyse des témoignages

Les perceptions des événements visuels et acoustiques, comme les témoins entendus dans cette procédure les avaient décrits, ont été analysées pour en tirer des enseignements, avec pour objectif d'établir si elles sont de nature à conforter ou non certains de nos résultats techniques.

8.5.11.1 *Pièces de la procédure remises avant le déplacement au RWANDA*

Des témoignages pouvant avoir un lien avec la perception des événements ont été extraits des pièces de la procédure, communiquées par les magistrats instructeurs, citées dans la mission. Nous les avons étudiés dans le but de préparer notre mission au RWANDA.

Ces extraits ont été rapportés dans le chapitre 3.1. Ces témoignages sont analysés dans la synthèse propre à ce chapitre, rubrique 8.5.11.4

8.5.11.2 *Témoins entendus et positionnés sur le site*

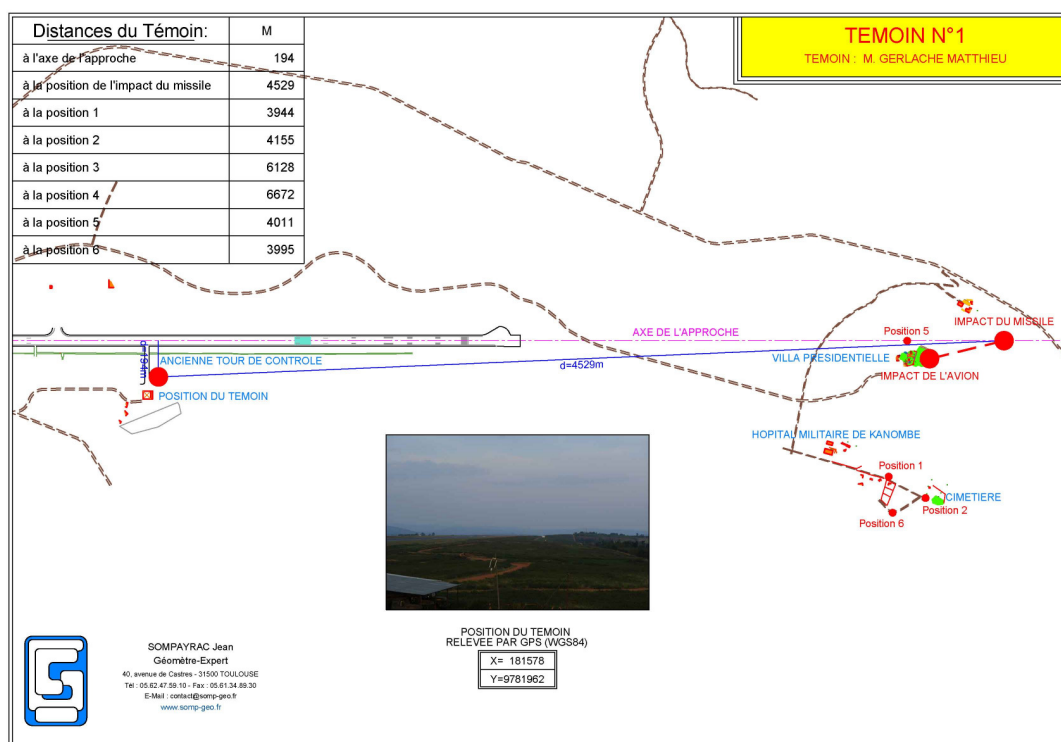
Une image de la scène montrant les trajectoires des missiles, suivant les six positions de tirs supposées, est associée à la présentation de chaque témoin. Voir également en annexe 3.

Cette visualisation des trajectoires des missiles a été établie à la suite des études précédemment conduites ayant pour objectif de localiser le lieu de tir plus probable qui a permis d'abattre le Falcon 50.

Comme il sera précisé dans le chapitre 8.6, une modélisation tridimensionnelle de la scène a été réalisée. Nous avons mis en place une caméra à chaque position des témoins visualisant la trace des trajectoires prises par les missiles, en fonction des six hypothèses de tirs précitées. Pour une meilleure lisibilité, chaque trace possède une couleur différente :

- la trace de couleur rouge correspond au missile partant de la position 1 : intersection des chemins près de l'hôpital de KANOMBE,
- la trace de couleur bleu clair correspond au missile partant de la position 2 : cimetière de KANOMBE,
- la trace de couleur jaune correspond au missile partant de la position 3 : pylône MASAKA à proximité de l'usine GUTTANIT,
- la trace de couleur violette correspond au missile partant de la position 4 : MASAKA, lieu dit la Ferme,
- la trace de couleur bleue correspond au missile partant de la position 5 : porcherie,
- la trace de couleur marron correspond au missile partant de la position 6 : KANOMBE, bas du cimetière.

Témoign n° 1 - M. GERLACHE Matthieu



Visualisation des trajectoires des missiles en fonction de la position du témoin.

Cette image met en évidence le départ des tirs des six positions envisagées et le point d'impact du missile sur l'avion.

Nous observons que les trois traces lumineuses issues de KANOMBE sont sensiblement au même endroit que celles issues de MASAKA.

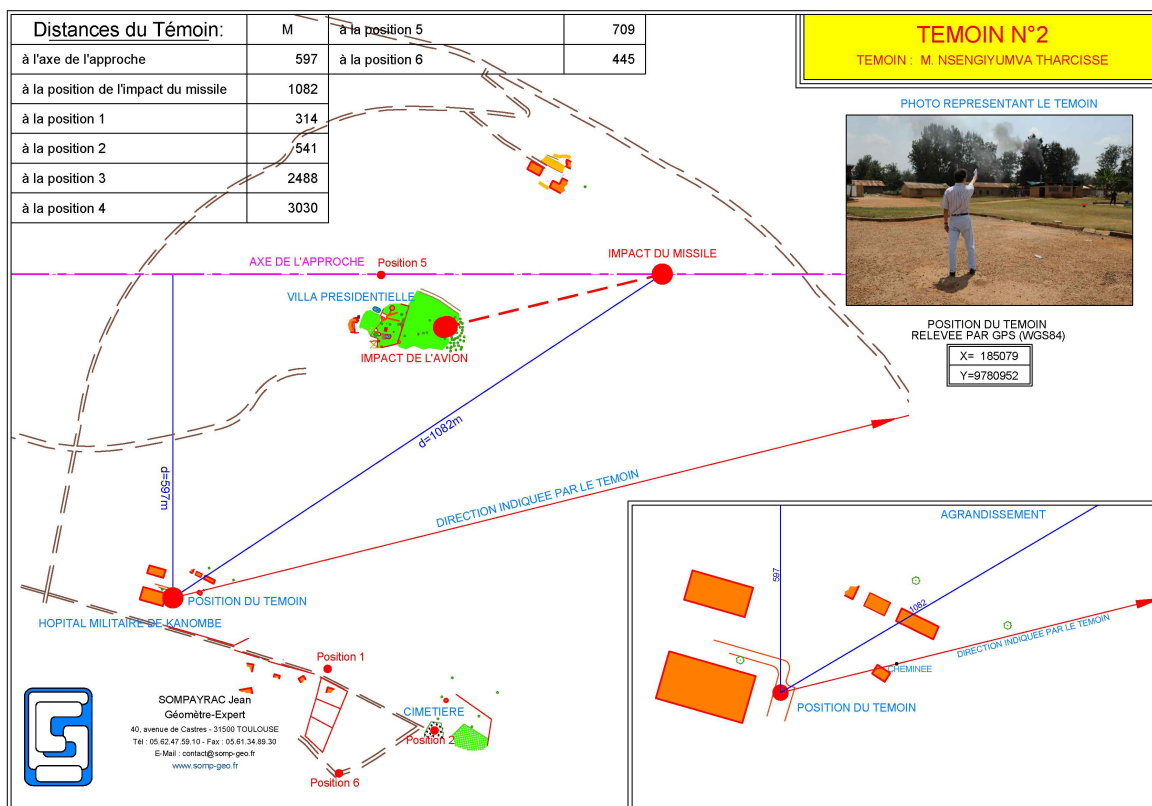


Commentaire sur le témoignage [D2575 et D2709]

Ce témoin se trouvait à 4529 mètres du point d'explosion de l'avion. Il a aperçu l'avion en approche par la présence de ses feux de navigation. Il a vu partir le premier missile par la présence d'une trace lumineuse se déplaçant à grande vitesse dans le ciel, suivie d'une deuxième une dizaine de secondes plus tard (sans qu'il puisse être précis sur cet écart de temps) qui est venue impacter l'avion. Les feux de navigation se sont éteints au passage du point lumineux et de l'avion lui faisant dire qu'il a été impacté par le projectile. Par contre, il n'a constaté aucune explosion à ce moment là. Lors de l'impact du second missile sur l'avion, une boule de feu a illuminé le ciel. Ces traces lumineuses sont parties à droite de l'avion qu'il voyait de face. Il n'a pas entendu les bruits produits par les départs de ces missiles. Nous pouvons indiquer que son appréciation à ce sujet est cohérente, dans la mesure où il se trouvait à 4000 mètres environ du point moyen des positions KANOMBE et à 6400 mètres environ des positions MASAKA, c'est-à-dire à des distances très éloignées pour que les effets sonores de propulseurs de missiles soient entendus. Il a déclaré que le point de départ de ces missiles était le camp de KANOMBE.

A la distance de l'événement où se trouvait ce témoin, nous considérons qu'il ne pouvait pas apprécier si les tirs partaient de MASAKA ou de KANOMBE, en référence à l'image ci-dessus. Toutefois, le camp de KANOMBE est beaucoup plus près que les positions de MASAKA (2400 mètres environ), ce qui a pu favoriser son appréciation. A noter que les positions de MASAKA sont en contrebas du profil du terrain, ce qui l'empêchait de voir le départ des missiles et une partie de leur trajectoire.

Témoign n° 2 - M. NSENGIYUMVA Tharcisse



Visualisation des trajectoires des missiles en fonction de la position du témoin

Cette image met en évidence le départ des tirs des six positions envisagées et le point d'impact du missile sur l'avion.

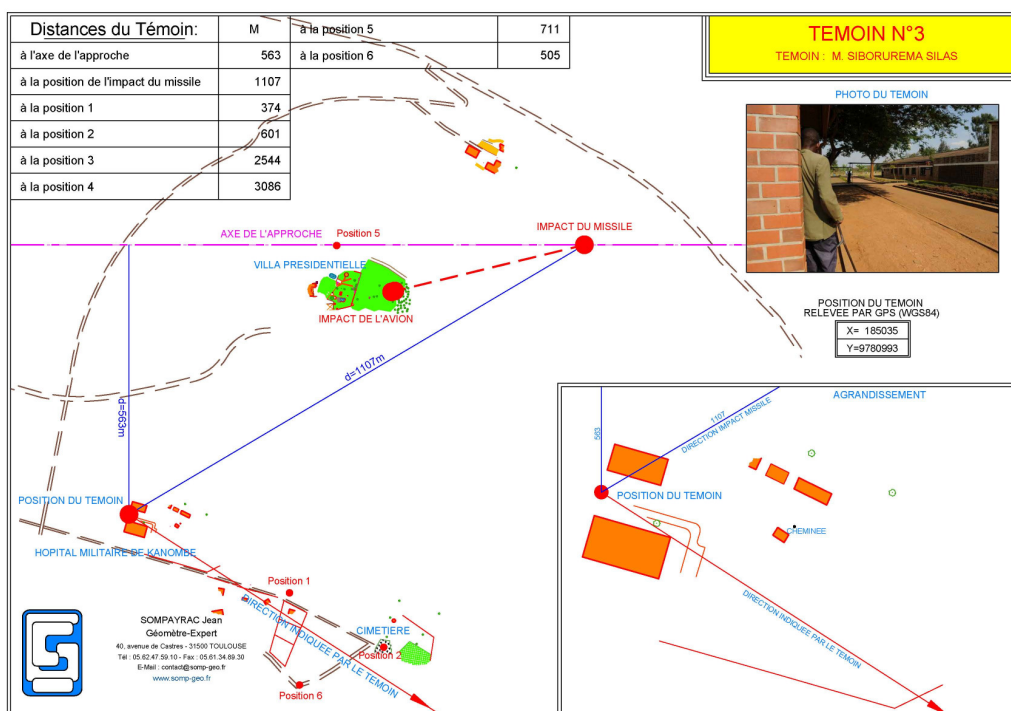
Nous observons que les trois traces lumineuses issues de KANOMBE diffèrent de celles de MASAKA.



Commentaire sur le témoignage :

Ce témoin se situe à 1182 m du point d'explosion de l'avion. La direction indiquée par le témoin concernant l'avion, correspondant à ladite cheminée est décalée sur la droite d'un angle important (30° environ). Par contre, elle indique la zone des trajectoires des missiles qu'il pouvait apercevoir se déplaçant vers l'avion de la droite vers la gauche.

Témoign n° 3 : M. SIBORUREMA Silas



Visualisation des trajectoires des missiles en fonction de la position du témoin

Cette image met en évidence le départ des tirs des six positions envisagées et le point d'impact du missile sur l'avion.

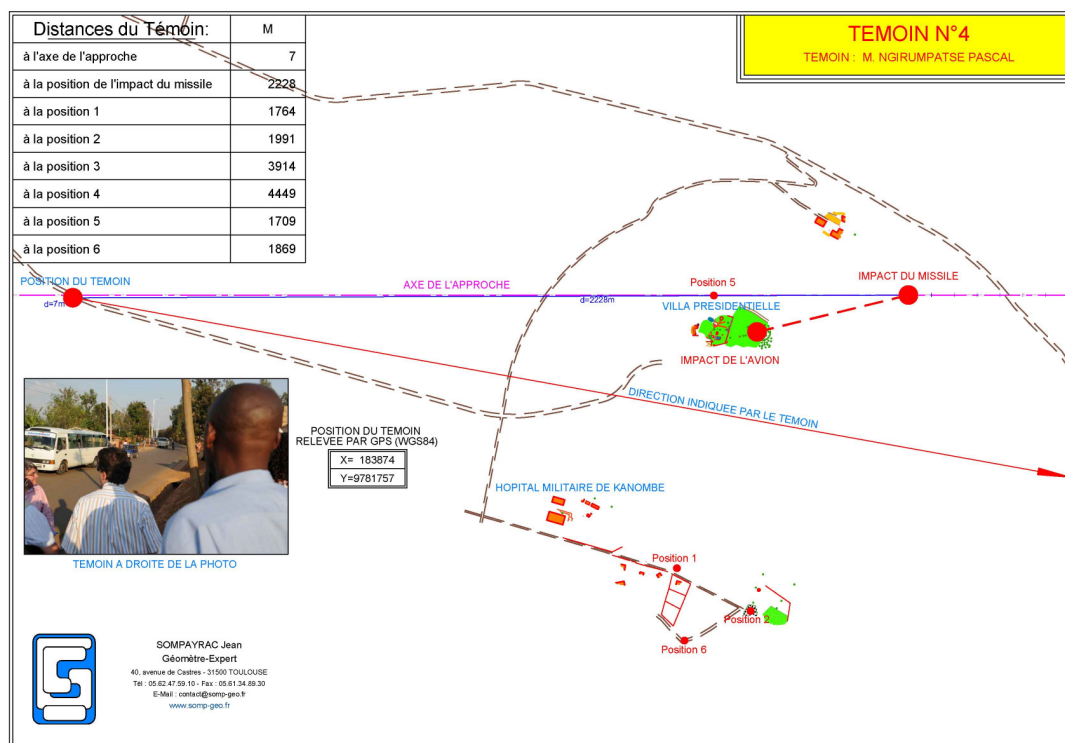
Nous observons que les trois traces lumineuses issues de KANOMBE diffèrent de celles de MASAKA, ce qui peut éviter de faire une confusion. La direction qu'indique ce témoin passe par les maisons individuelles, dont celle de M. et Mme PASUCH, situées dans le camp de KANOMBE, c'est-à-dire à proximité des positions de tirs ❶, ❷ et ❸.



Commentaire sur le témoignage

Ce témoin se situe à 1107 m du point d'explosion de l'avion. La direction du tir indiquée par le témoin, relevée sur site, correspond, d'une manière imprécise, à la voie (impasse) longeant l'hôpital militaire et aboutissant au cimetière de KANOMBE. Ce témoignage peut être pris en considération car le témoin n'a eu aucune difficulté pour se repositionner à l'endroit qu'il occupait lors de l'explosion (angle du bâtiment existant). Sa fenêtre d'observation, orientée vers la scène de l'événement, est assez étroite ce qui pouvait lui permettre de localiser plus facilement les deux traînées lumineuses dont celles des positions ❶, ❷ et ❸.de KANOMBE, plus proches que les hypothèses de MASAKA et apercevoir le point d'explosion de l'avion.

Témoign n° 4 : M. NGIRUMPATSE Pascal



Visualisation des trajectoires des missiles en fonction de la position du témoin

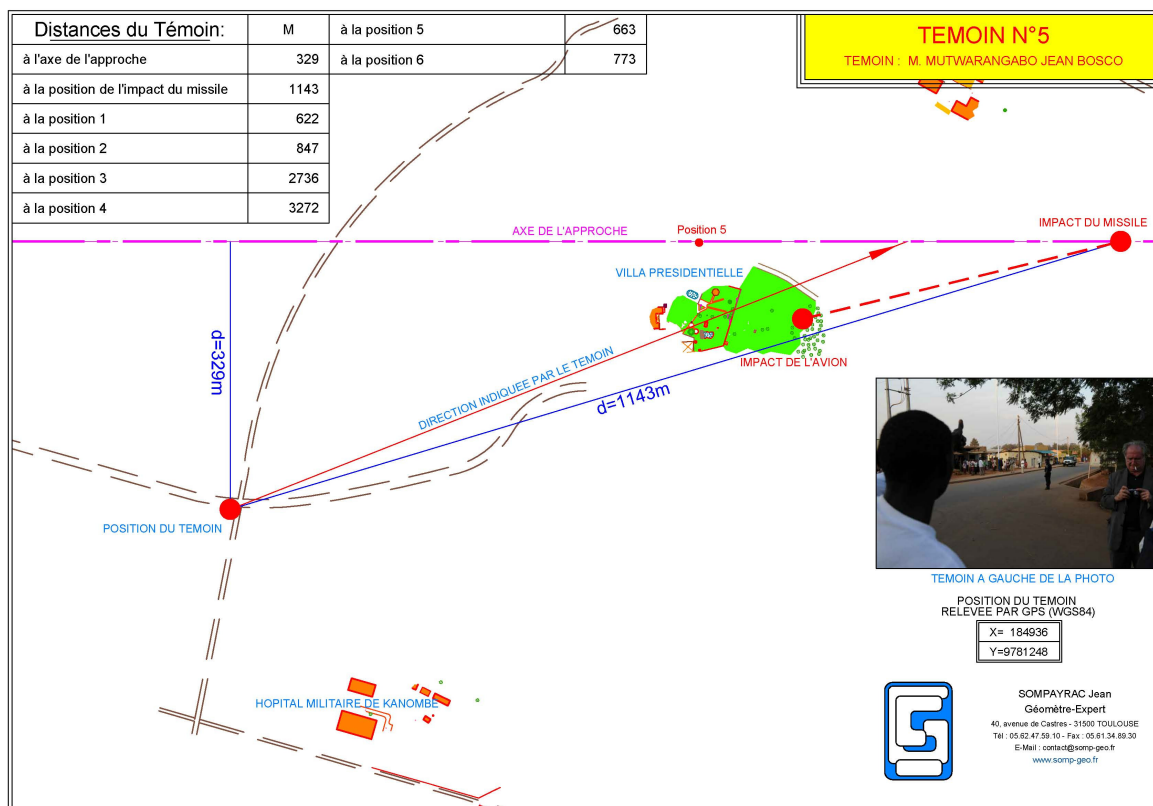
Cette image met en évidence le départ des tirs des six positions envisagées et le point d'impact du missile sur l'avion. Nous observons que les trois traces lumineuses issues de KANOMBE diffèrent de celles de MASAKA



Commentaire sur le témoignage

Ce témoin se situe à 2928 m du point d'explosion de l'avion. Se trouvant sur un axe routier important, il a perçu les deux traînées lumineuses dans la direction de cette voie, à droite de l'approche de l'avion. Ce témoignage, s'appuyant sur ce repère physique, peut être pris en considération, la direction moyenne de ces traces lumineuses étant située entre KANOMBE et la villa présidentielle.

Témoign n° 5 : M. MUTWARANGABO Jean Bosco



Visualisation des trajectoires des missiles en fonction de la position du témoin

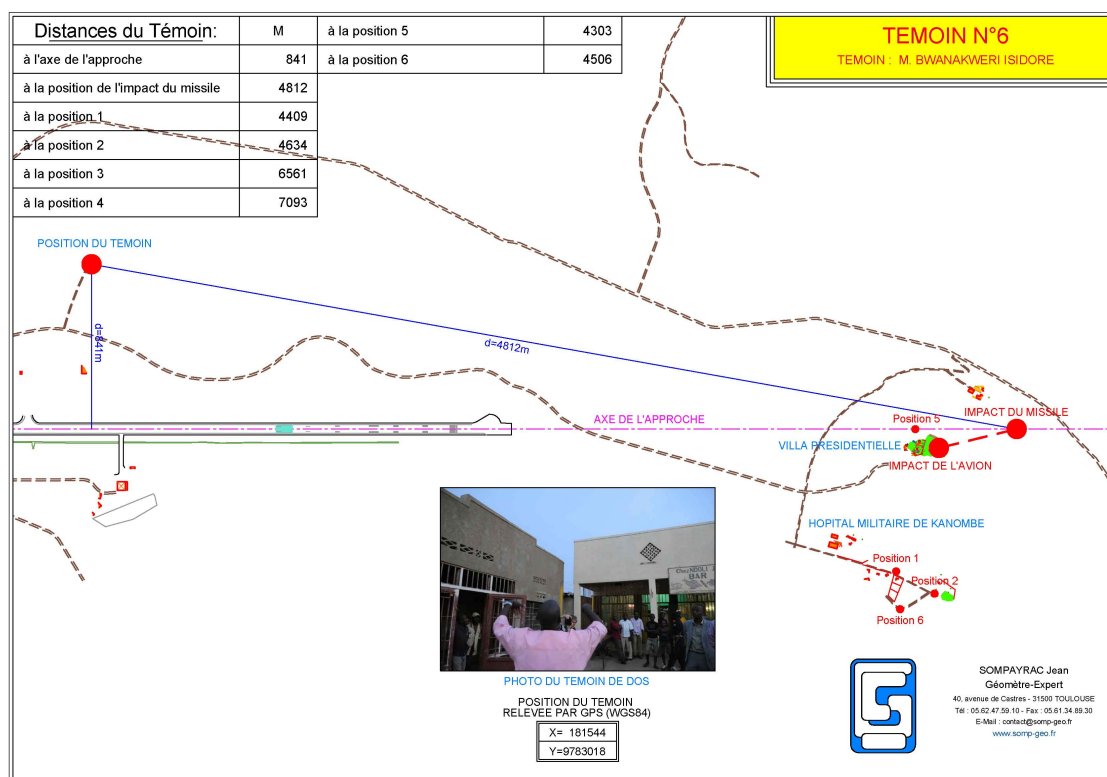
Cette image met en évidence le départ des tirs des six positions envisagées et le point d'impact du missile sur l'avion. Nous observons que les trois traces lumineuses issues de KANOMBE diffèrent de celles de MASAKA.



Commentaire sur le témoignage

Ce témoin se situe à 1148 m du point d'explosion de l'avion. Après avoir relevé sa position et la direction du tir qu'il indique, nous constatons que ce témoin pouvait observer dans la même direction, l'explosion de l'avion sur sa trajectoire d'approche et son impact au sol. La direction de l'impact sur l'avion qu'il indique se situe sensiblement au-dessus de la villa présidentielle, ce qui depuis sa position est incohérent des relevés que nous avons réalisés.

Témoign n° 6 : M. BWANAKWERI Isidore



Visualisation des trajectoires des missiles en fonction de la position du témoin

Aucune simulation ne peut être effectuée puisque le témoin n'a vu aucune trace lumineuse dans le ciel.

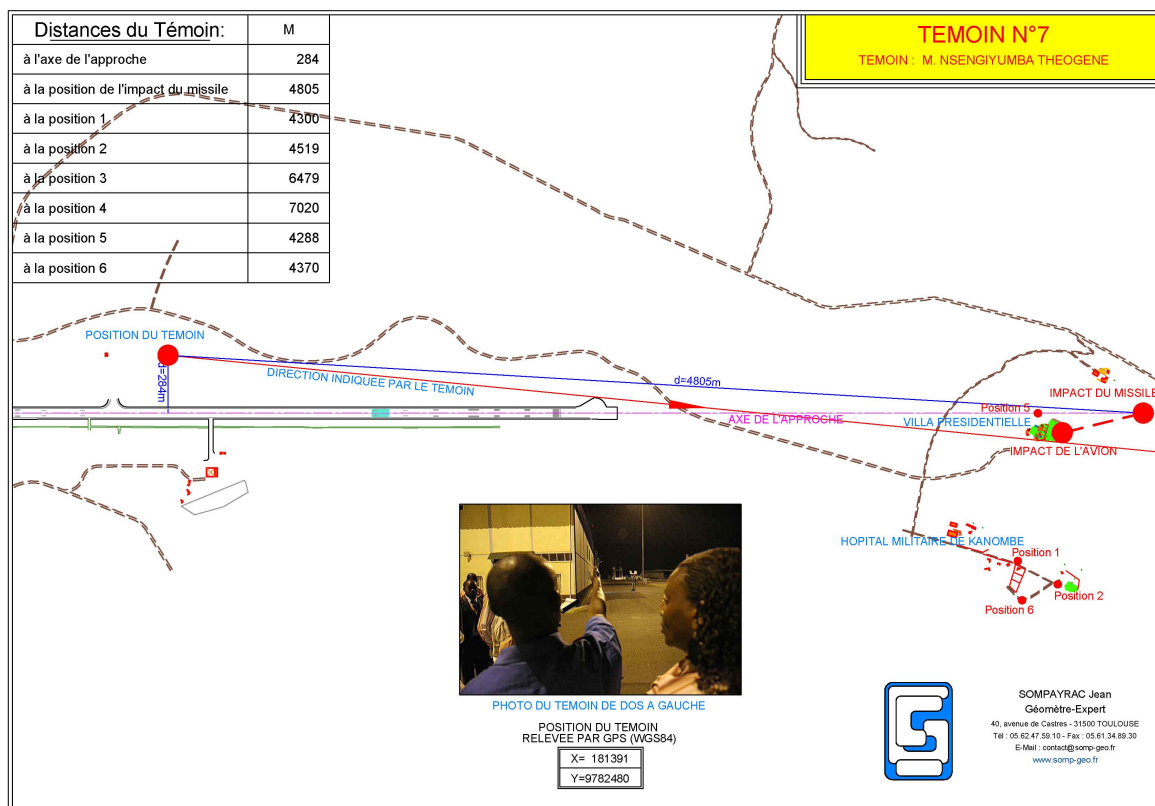
Commentaire sur le témoignage

Ce témoin se situe à 4812 m du point d'explosion de l'avion. Ce témoignage n'apporte rien sur la direction des missiles, ni sur le lieu de l'explosion de l'avion. Le ciel a été illuminé par la boule de feu qui s'est produite dès l'explosion sur l'avion et a persisté pendant toute sa chute. Le grand bruit peut être attribué à l'explosion de l'avion. Les deux coups secs ayant précédé ce bruit fort n'ont pas été identifiés. Ces deux coups secs pourraient être les bruits produits par le départ des missiles. Toutefois, compte tenu des distances très éloignées de ces départs de missiles (4409 m minimum pour la position ❶ de KANOMBE et 6451 m minimum pour la position ❸ de MASAKA), il ne pouvait pas percevoir le bruit produit lors des tirs. A ce titre, il faut rappeler que le témoin GERLACHE n'a pas entendu les départs des missiles, alors qu'il se trouvait plus près du point d'impact du missile (4529 m) et était attentif sur l'approche de l'avion : il regardait la scène.

En outre il convient de préciser que ce témoignage n'est pas fiable, car il a inversé la perception des événements qui, pour ce qui le concerne, sont les suivants :

- l'effet lumineux produit par la boule de feu dès l'explosion a instantanément illuminé le ciel,
- par contre le bruit de l'explosion n'a pu parvenir à ce témoin que 14 secondes environ après, ce qui correspond au temps de propagation de l'onde acoustique (343 m/s) sur la distance de 4812 m, séparant le témoin de l'avion.

Témoign n°7 : M. NSENGIYUMBA Théogène



Visualisation des trajectoires des missiles en fonction de la position du témoin

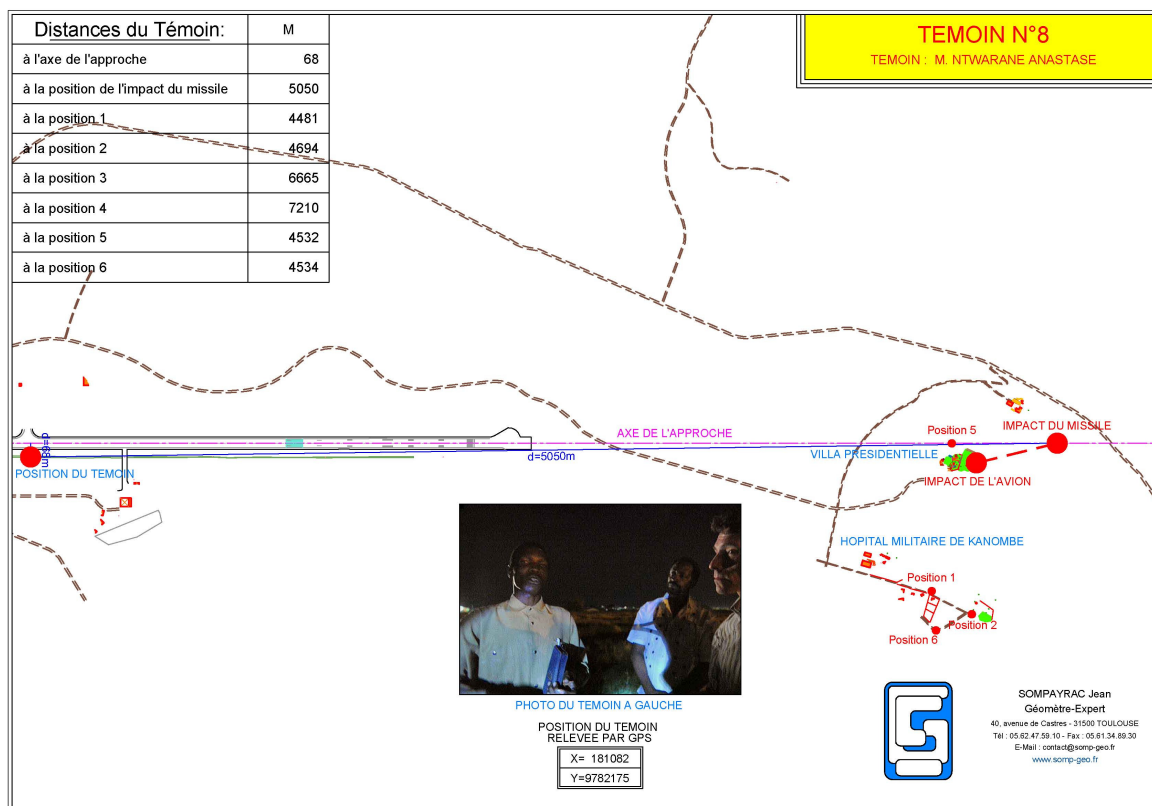
Cette image met en évidence le départ des tirs des six positions envisagées et le point d'impact du missile sur l'avion. Nous observons que les trois traces lumineuses issues de KANOMBE diffèrent de celles de MASAKA.



Commentaire sur le témoignage

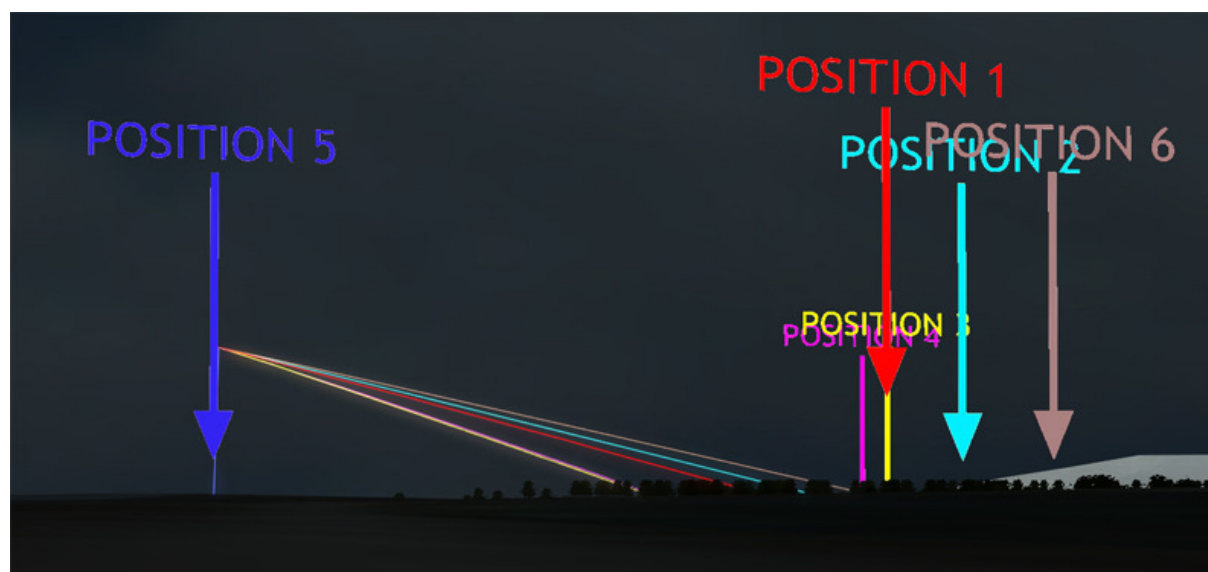
Ce témoin se situe à 4805 m du point d'explosion de l'avion. Après avoir relevé sa position ainsi que la direction qu'il indiquait, on s'aperçoit qu'elle correspond sensiblement à celle de la villa présidentielle. On remarque que le témoin prend pour référence l'angle du hangar, qui n'a pas été modifié depuis lors. La direction de l'explosion ou des tirs s'appuie sur des éléments existants situés à proximité du témoin. L'orientation du tir est assez précise. Ce témoin ne fait pas état d'effet sonore associé aux traces lumineuses vues dans le ciel. Toutefois, compte tenu de son éloignement de la scène, il paraît difficile de différencier les lieux de départ des missiles.

Témoign n° 8 : M. NTWARANE Anastase



Visualisation des trajectoires des missiles en fonction de la position du témoin

Cette image met en évidence le départ des tirs des six positions envisagées et le point d'impact du missile sur l'avion. Nous observons que les trois traces lumineuses issues de KANOMBE diffèrent peu de celles de MASAKA.



Ce témoin a entendu deux bruits assez éloignés, suivis d'un feu dans le ciel qui tombait : c'est la chute de l'avion en flammes.

En guise de rappel, le temps de chute de l'avion a été estimé à 7 s. Or, comme pour le témoin n° 6, celui-ci inverse la perception des événements :

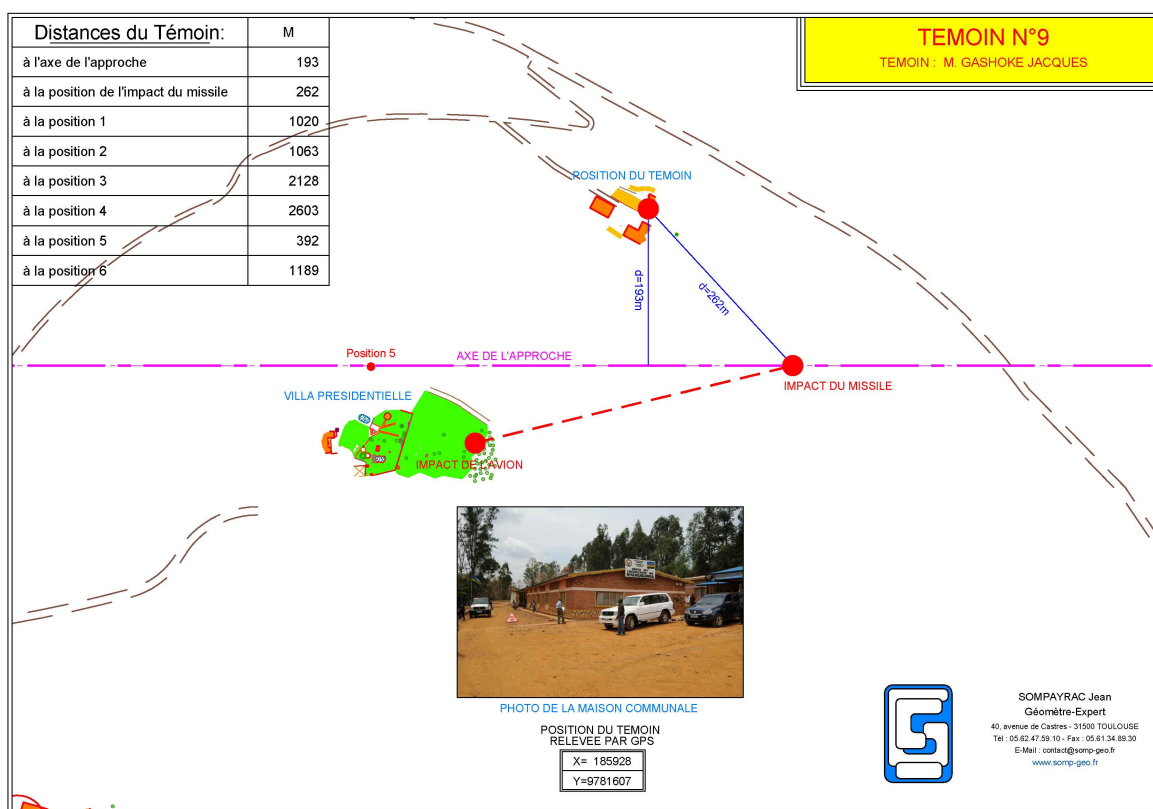
- l'effet lumineux produit par la boule de feu dès l'explosion a instantanément illuminé le ciel,
- par contre le bruit de l'explosion n'a pu parvenir à ce témoin que 15 secondes environ (14,7 s) après, ce qui correspond au temps de propagation de l'onde acoustique (343 m/s) sur la distance de 5050 m, séparant le témoin de l'avion.

A la distance où il se trouvait des points supposés des positions des missiles, il ne pouvait pas entendre le bruit de leurs départs. Le bruit de l'explosion de l'avion n'a pu que lui parvenir 8 secondes après le crash et non alors qu'il se trouvait sur sa trajectoire de chute.

Commentaire sur le témoignage

Ce témoin se situe à 5050 m du point d'explosion de l'avion. On observe que la direction indiquée est dans le prolongement de la piste, de la villa présidentielle et de l'impact du missile sur l'avion. Il ne précise pas dans quelle direction il a vu les deux traînées montant vers l'avion.

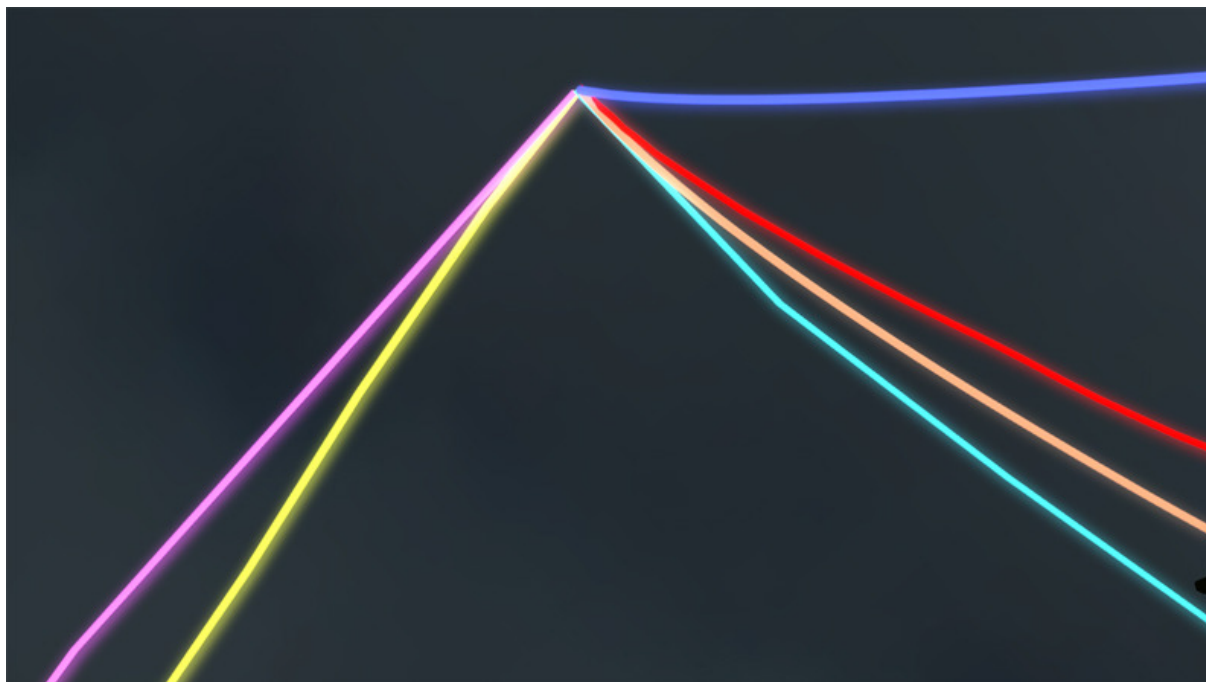
Témoign n° 9 : M. GASHOKE Jacques



Visualisation des trajectoires des missiles en fonction de la position du témoin

Cette image met en évidence les trajectoires des tirs des six positions envisagées et le point d'impact du missile sur l'avion.

Tenant compte de la position du témoin, se trouvant sur la droite de l'axe d'approche de l'avion, les trajectoires des missiles sont très différentes : à gauche de l'avion pour les missiles venant de MASAKA, à droite de l'avion pour les missiles venant de KANOMBE. L'impression visuelle montre des trajectoires presque verticales (MASAKA) et de l'ordre de 45° (KANOMBE) alors qu'en réalité, les angles d'attaque des missiles sont respectivement compris entre 9° et 13° environ. L'impact du missile sur l'avion a eu lieu pratiquement au-dessus de ce témoin. Ce témoin était particulièrement bien placé pour indiquer la provenance des tirs, tel que nous le remarquons sur la simulation ci-après :

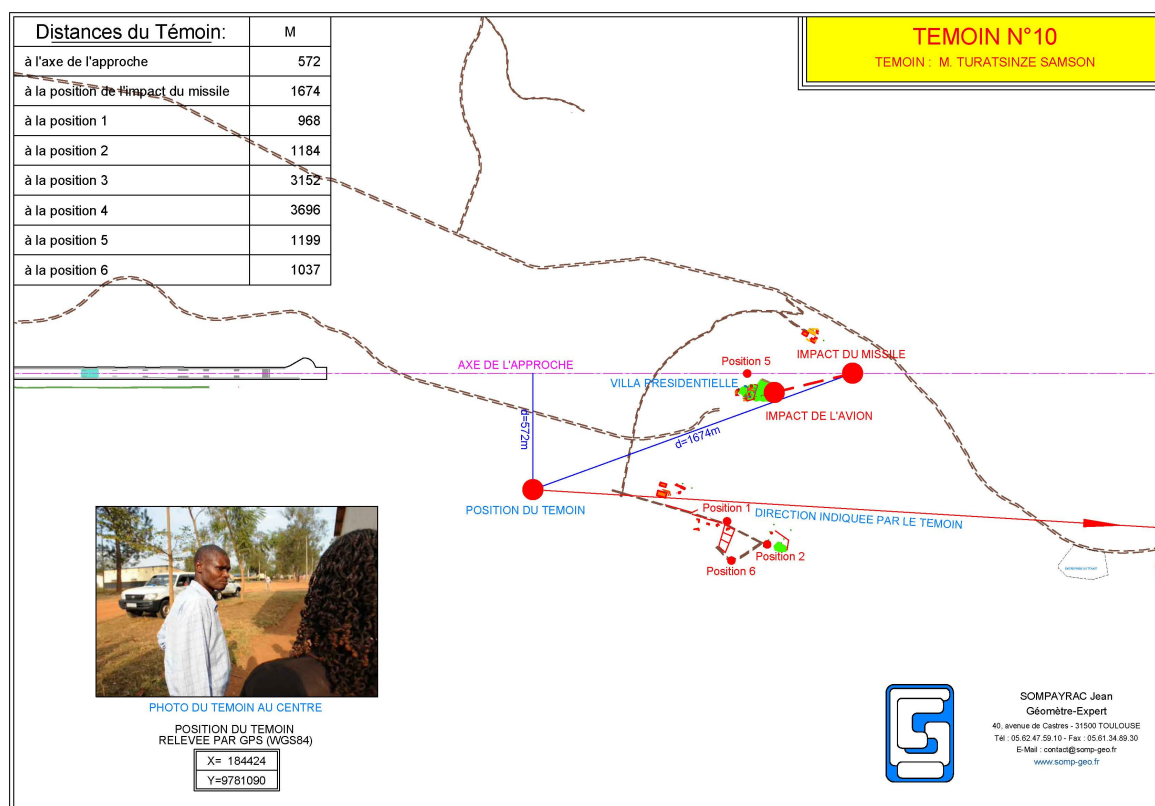


Il est le seul de tous les témoins à être bien placé pour faire une différence dans la provenance des tirs des missiles.

Commentaire sur le témoignage

De tous les témoins, c'est lui qui est le plus près de l'impact du missile sur l'avion : 262 mètres. Ce dernier était situé en contrebas de la voie menant à la villa communale, à proximité d'une maison. La villa communale est proche de l'axe d'atterrissage de l'avion; la fenêtre d'observation est assez réduite tenant compte du talus important existant et de la végétation

Témoign n°10 : M. TURATSINZE Samson



Visualisation des trajectoires des missiles en fonction de la position du témoin

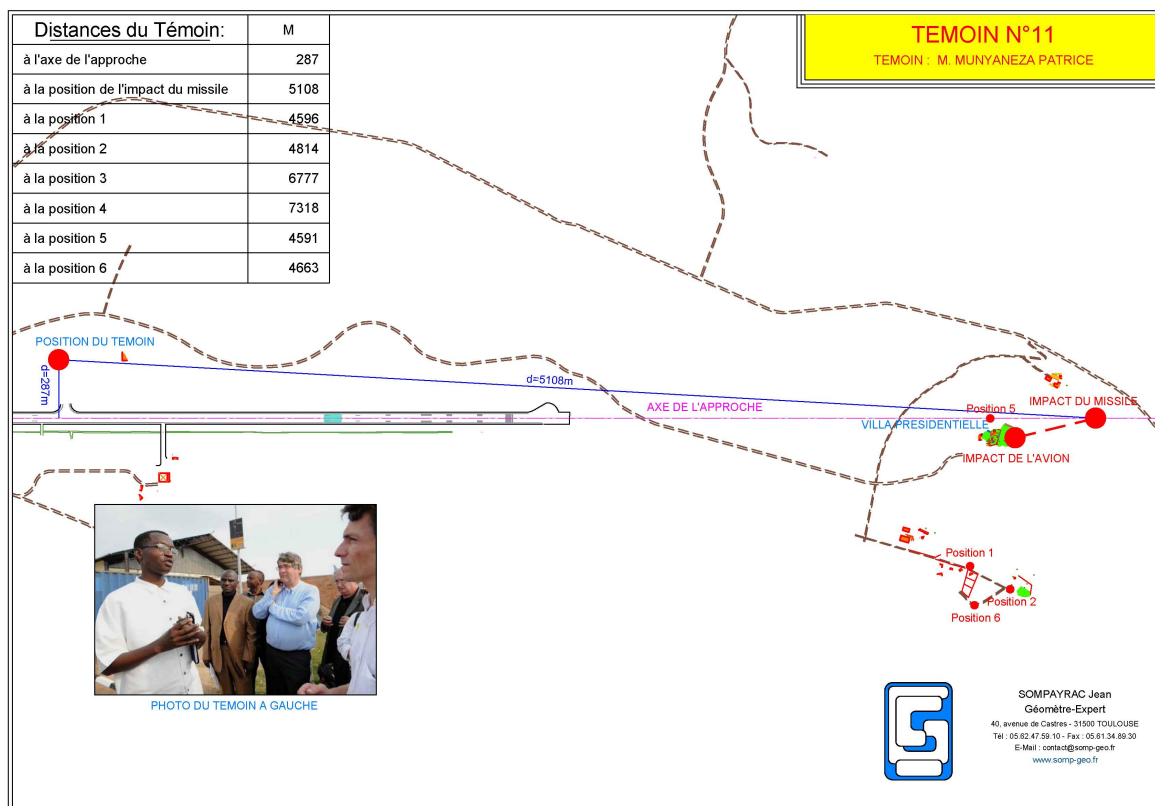
Cette image met en évidence le départ des tirs des six positions envisagées et le point d'impact du missile sur l'avion.



Commentaire sur le témoignage

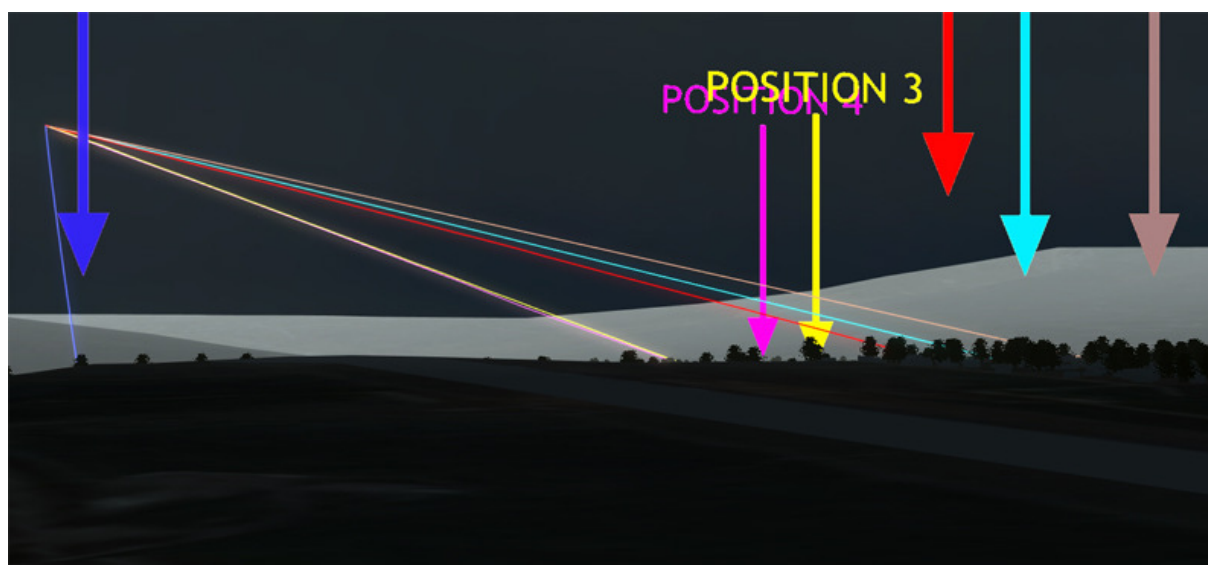
Ce témoin se situe à 1674 m du point d'explosion de l'avion. Les relevés de la position et de la direction qu'indique le témoin sont assez imprécis, bien que se trouvant assez près de la scène. Il devient alors difficile de savoir s'il indique le départ d'un tir ou l'explosion de l'avion.

Témoign n°11 : M. MUNYANEZA Patrice



Visualisation des trajectoires des missiles en fonction de la position du témoin

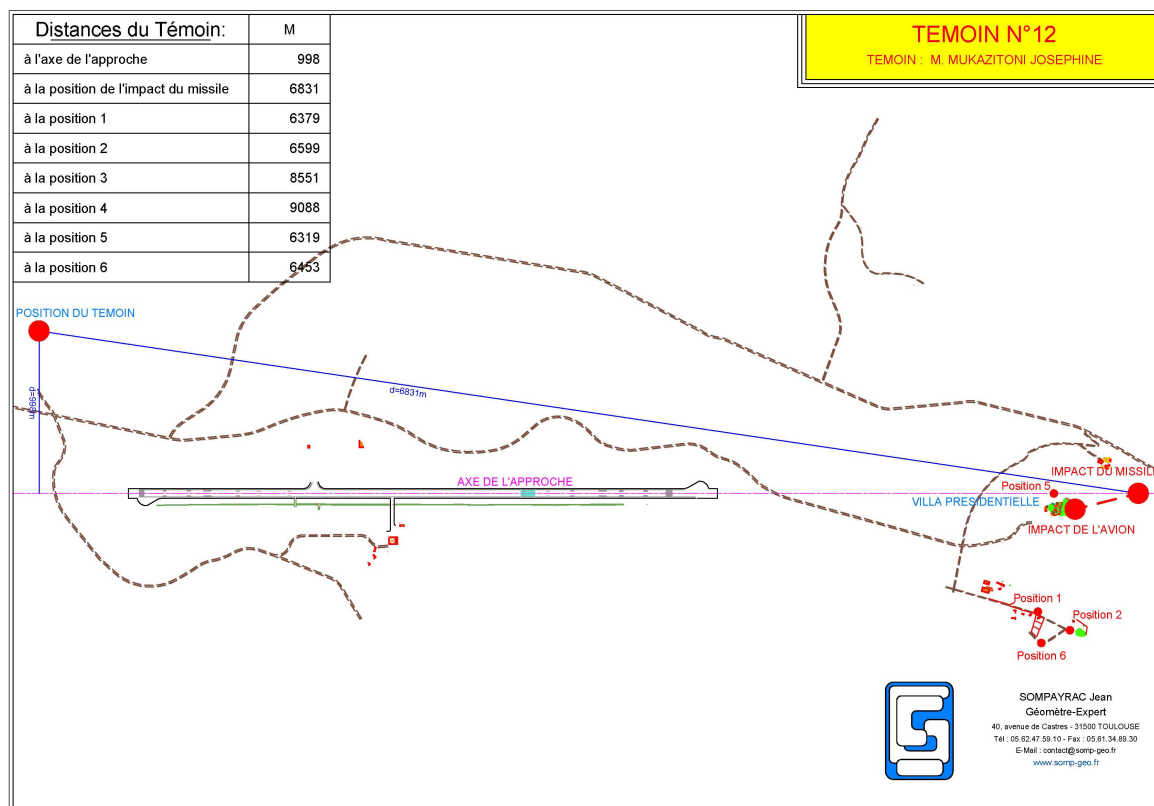
Cette image met en évidence le départ des tirs des six positions envisagées et le point d'impact du missile sur l'avion. A la distance où il se trouve des événements, il est difficile de différencier les tirs de MASAKA ou de KANOMBE, comme le montre la simulation ci-après :



Commentaire sur le témoignage

Nous avons rencontré ce témoin au pied de la nouvelle tour de contrôle. C'est le contrôleur qui était en service lors de l'évènement. Après avoir relevé la tour de contrôle, nous avons positionné le témoin. Il se trouve presque dans l'axe de la piste, à 5108 m de l'impact du missile sur l'avion. Il se trouvait face à l'évènement de manière à pouvoir apercevoir, mais de loin, l'explosion de l'avion. C'est ce qu'il a effectivement aperçu.

Témoign n°12 : M. MUKAZITONI Joséphine



Visualisation des trajectoires des missiles en fonction de la position du témoin

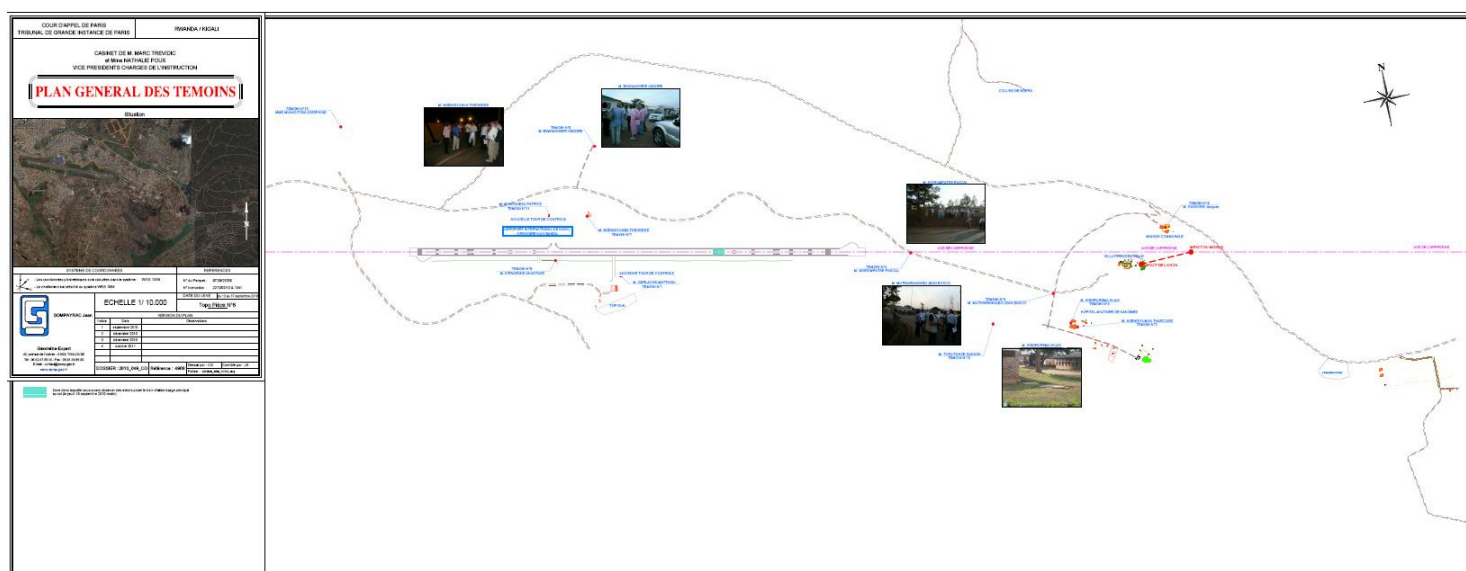
Aucune simulation ne peut être effectuée.

Commentaire sur le témoignage

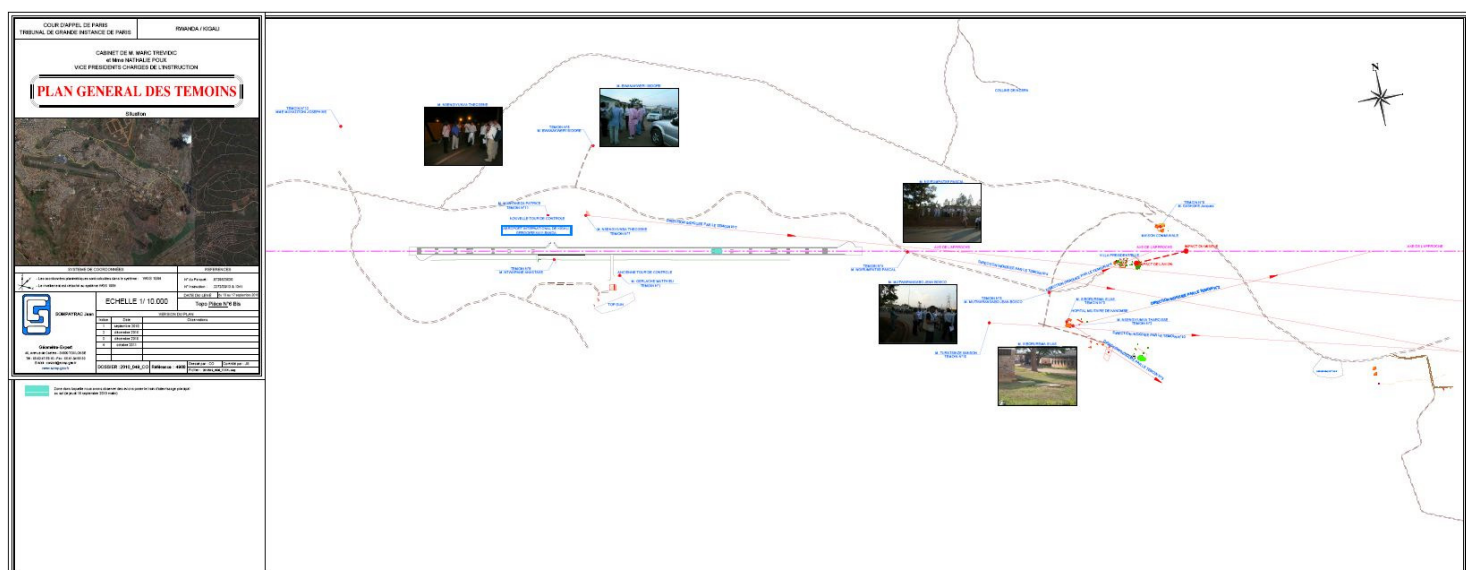
Ce témoin se situe à 6831 m du point d'explosion de l'avion. Nous ne pouvons pas apporter de commentaire sur ce témoignage. Toutefois, nous pouvons indiquer qu'il se trouve très loin de l'événement, en référence au tableau des distances associé au plan de mise en situation ci-dessus. De son témoignage [D7280], il ressort qu'elle a entendu une « *déflagration* » et vu ensuite, depuis la terrasse de sa maison surplombant l'aéroport, « *deux espaces de fusées qui se suivaient et qui montaient vers le ciel* ». En terme de chronologie des événements, les missiles ont été tirés avant l'explosion de l'avion. De plus, le bruit de l'explosion de l'avion lui est parvenu 20 s environ après, en référence à la célérité du son (343 m/s). Ce témoignage n'est donc pas cohérent et ne peut pas être retenu.

Plan général des témoins, rapportés ci-après et joints en annexe 1.

Plan n° 1 (2010049_4908 Topo Pièce N° 6 Indice 4 octobre 2011), où chaque témoin a été positionné :



Plan n° 2 (2010049_4908 Topo Pièce N° 6 bis Indice 4 octobre 2011), où sont reportés leurs positions et la direction de l'explosion et/ou des traces lumineuses qu'ils ont perçues :



8.5.11.3 Pièces de la procédure remises après déplacement au RWANDA

M. Massimo PASUCH, Mme Brigitte DELNEUVILLE épouse PASUCH et M. Daniel DAUBRESSE, sont des témoins qui ont perçu des événements visuels et sonores. Ils ont établi des croquis désignant la zone dans laquelle ils ont perçu (vu et/ou entendu) les trajectoires des deux missiles :

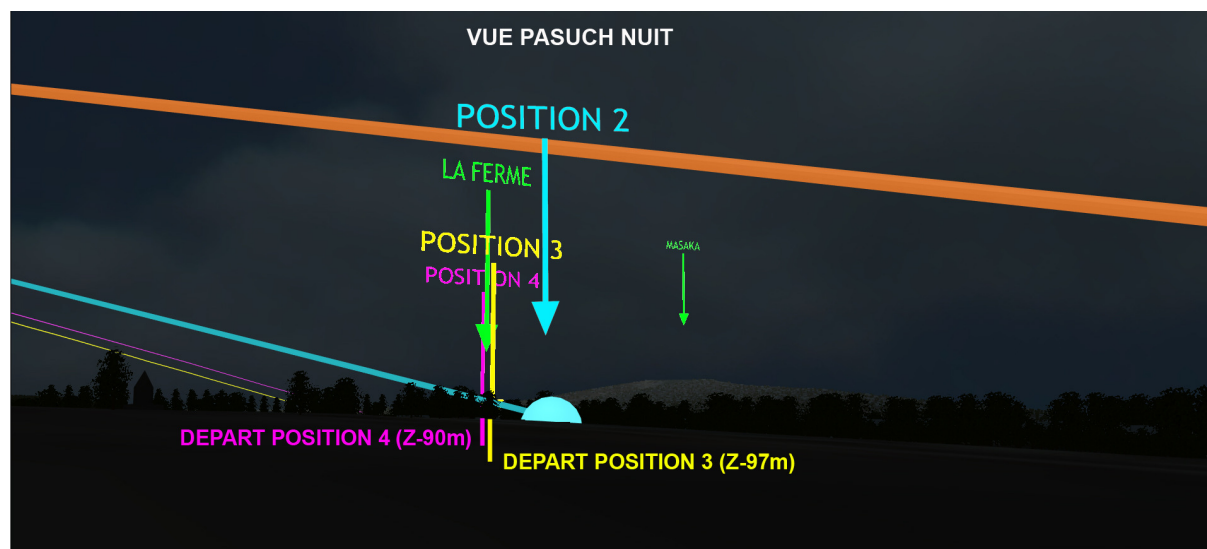
- témoin M. DAUBRESSE – cote D7968/10

Sur ce croquis, le regard est orienté vers le jardin, au-delà de la maison PASUCH, zone de la clairière comprise entre le cimetière (position ②) et le bas du cimetière (position ⑥). Les tirs sont approximativement perpendiculaires à l'axe de cette zone, la flèche orientée vers l'avion sur sa trajectoire d'approche : entre le point de tir des positions ①, ② et ⑥ et l'impact du missile.

- témoin M. PASUCH – cote D7983/1

Sur ce croquis, le regard est orienté vers le jardin et au-delà, zone dans laquelle se trouve le cimetière. Les tirs sont approximativement perpendiculaires à l'axe de cette zone, les flèches orientées vers l'avion sur sa trajectoire d'approche. Ce témoin a indiqué sur le croquis, en manuscrit : « impossible de déterminer la profondeur du départ à partir de ma maison ».

De la reconstitution des tirs que nous avons réalisée, en considérant toutes les positions étudiées, en regardant par la fenêtre de la salle à manger de la maison PASUCH, voici ce que les témoins ont pu voir :



D'une manière indiscutable, cette planche montre que les missiles tirés des positions ❷ et ❸ étaient visibles distinctement, associés à leur bruit caractéristique de forte intensité qui a été entendu.

Nous rappelons que la position du cimetière se situe à 203 mètres de cette maison et que celle du bas du cimetière à 116 mètres. Ces trajectoires sont quasiment perpendiculaires à cette maison. C'est cohérent avec les positions MASAKA qui, en guise de rappel, se situent à 2177 m pour le pylône sous l'entreprise GUTTANIT et à 2722 m pour la Ferme.

Manifestement, ces positions sont très éloignées pour que ces témoins aient pu discerner aussi distinctement les trajectoires des missiles. La reconstitution des tirs que nous venons de présenter en est l'illustration. De plus, les trajectoires des missiles tirés de MASAKA possèdent un angle d'attaque convergent (de 45° environ) vis-à-vis de ce point d'observation. Ce qui est différent des tirs des positions ❷ et ❸. En outre, il convient de préciser que ces témoins ne peuvent pas apercevoir la première partie de la trajectoire de chaque missile, le point de tir étant plus bas de 100 mètres environ. Ils ne pouvaient apercevoir que les 2/3 environ de la phase finale de la trajectoire.

Sur le plan acoustique, ces témoins pouvaient entendre le tir des missiles moins de 0,5 s après leur départ (voir l'étude des hypothèses de tirs), ce qui leur donnait le temps d'apprécier leurs trajectoires se suivant avec un décalage temporel de 2 à 3 s environ, voire 5 s, selon certains témoins. Le second missile a pu être mieux perçu, les témoins ayant été interpellés par le premier.

8.5.11.4 Analyse générale des témoignages

- **Deux projectiles** se déplaçant à grande vitesse ont été tirés l'un après l'autre en direction de l'avion en approche de la piste d'atterrissage, aperçus dans le ciel par leur **signature lumineuse**,
- **les trajectoires de chaque projectile** ont été concrétisées par une trace ou traînée lumineuse qui est la caractéristique, visible de nuit, **d'un propulseur de missile sol-air**. Les gaz de combustion du propergol solide, portés à une très haute température (plus de 1500 °C), sortant à très grande vitesse par la tuyère du propulseur, produisent une lueur rouge-orangé. Elle constitue un traceur de trajectoire de missiles sol-air, très caractéristiques des missiles SA16 d'origine soviétique que nous avons retenu,

- ces **deux missiles** tirés se déplaçaient **de la droite vers la gauche** (selon les témoins placés face à l'approche de l'avion), **c'est-à-dire vers l'avion** que certains témoins ont vu « exploser ». Cette explosion très forte a été entendue par la suite par les témoins relativement les plus proches,
- les traces lumineuses des missiles étaient séparées de quelques secondes, en moyenne 2 à 3 s. **Elles convergeaient vers l'avion.**

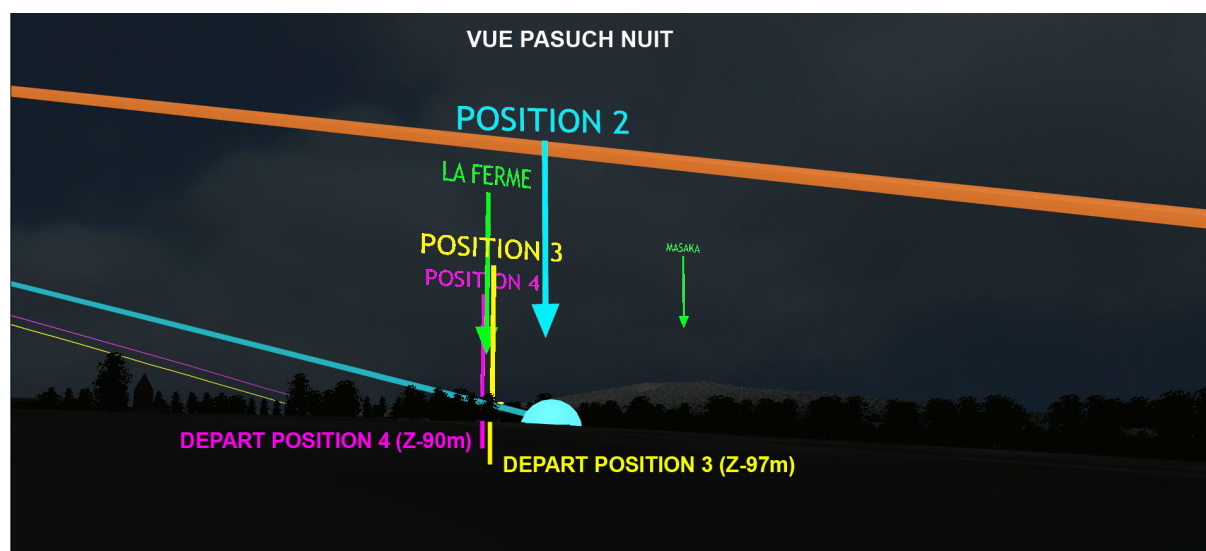
C'est le **second missile qui a impacté l'avion sur son flanc gauche**, l'explosion étant concrétisée immédiatement par une boule de feu très lumineuse. Le **premier missile** a manqué l'avion, de peu si l'on s'en tient à quelques témoignages. Il a poursuivi sa course dans l'air. Son autodestruction sur trajectoire, survenant une quinzaine de secondes après son lancement, n'a pas été entendue, couvert par les conséquences de la chute de l'avion et des tirs d'armes automatiques,

- les directions observées par les témoins n° 1 et n° 4, situées approximativement dans l'axe de la piste, tout en étant éloignés de l'explosion de l'avion, pourraient correspondre à une des positions de tir ❶, ❷, ou ❸, situées dans le fond du camp militaire KANOMBE : cimetière et alentour. Toutefois, la zone MASAKA se situe dans le prolongement de cette direction. A noter que les témoins ont des difficultés à apprécier les distances, surtout la nuit,
- le témoin n° 4 est bien placé, en référence à un angle de bâtiment, pour indiquer que les traces lumineuses se situent entre KANOMBE et la villa présidentielle,
- tous les témoins qui ont vu « l'explosion » de l'avion évoquent une boule de feu parfaitement visible, donc de taille et de luminosité importantes, qui a persisté pendant toute la durée de la chute de cet aéronef,
- les perceptions des événements sonores des témoins SAINT QUENTIN, VAN DEENEN, DAUBRESSE et PASUCH, permettent d'indiquer que les **bruits des deux missiles** parfois appelés « les deux coups » sont rapprochés. Ils paraissent se situer « *entre 500 et 1000 m. C'était suffisamment proche pour que je crois qu'on attaquait le camp* » d'après le général de SAINT QUENTIN [D7998],
- de l'étude acoustique conduite par J.P. SERRE, les appréciations de ces témoins peuvent nous orienter sur un tir de ces missiles dans une zone du camp de KANOMBE, proche des maisons SAINT QUENTIN et PASUCH. Effectivement, les missiles tirés de MASAKA, respectivement à 2177 m (position ❸) et à 2722 m (position ❹) de la maison PASUCH, ne pouvaient pas être perçus avec une bonne discrimination acoustique pouvant aboutir à une identification certaine,

- des effets sonores émis par les propulseurs de ces missiles, nous pouvons tirer des enseignements pour, à ce stade de l'expertise, éliminer avec une forte probabilité, la zone de tir de MASAKA,
- sur l'appréciation visuelle et sonore de ces événements, les témoins se trouvant dans la maison PASUCH sont susceptibles d'apporter d'autres informations. C'est le cas de ce médecin militaire belge qui était bien placé, compte tenu de la baie vitrée de sa maison orientée vers le jardin et les terrains du cimetière actuel, appelés devant de vallée sur le croquis établi par M. DAUBRESSE [D7968] et vers la NYABARONGO, sur celui de M. PASUCH [D7983/9].

Au moment des faits, M. et Mme PASUCH se trouvaient dans la salle à manger dotée de cette baie, accompagnés de leurs enfants, du Dr DAUBRESSE et de Mme VAN DEENEN. Cette fenêtre était toujours ouverte, étant équipée d'une moustiquaire, tout comme les autres fenêtres de cette maison,

- les témoins présents dans la maison PASUCH ont pu apprécier au mieux, sur les plans visuel et auditif, les tirs des missiles se trouvant face à la scène, compte tenu de la baie ouverte orientée vers le cimetière, la clairière et la vallée. La reconstitution des trajectoires de tous les tirs étudiés, affiche une bonne lecture des événements (hormis l'explosion de l'avion), comme nous le montrons encore une fois ci-après :



- si l'on s'en tient à ces témoins particulièrement bien placés, dont les témoignages sont globalement cohérents, le tir de missiles de la position ❶, intersection des chemins à proximité de la maison SAINT QUENTIN doit être écarté. Ce point se trouve à l'arrière de la baie de cette maison PASUCH, par laquelle les témoins regardaient,

- pour un tir de la position ❶, le témoin Grégoire de SAINT QUENTIN, se trouvant à 100 mètres environ à l'arrière du départ des coups, aurait distinctement entendu deux bruits, de surcroît très intenses. Aucune confusion n'aurait été possible. Ce n'est pas le cas,
- pour un tir de la position ❷, aucun témoin entendu sur site à KIGALI, ni ceux entendus par les magistrats instructeurs par la suite, ne font état d'une trajectoire à la verticale de l'axe d'approche de l'avion,
- il faut préciser que les témoins, placés face à l'approche de l'avion, ont vu les déplacements des missiles de la droite vers la gauche, converger vers l'avion,
- en fait, toute trajectoire verticale ou à la droite de l'appareil est à exclure. C'est ainsi que des tirs venant de la colline de N'déra ne peuvent pas être retenus.

8.6 Modélisation de la scène

8.6.1 Choix des logiciels

Nous avons pour mission de modéliser la scène pour visualiser en 3 dimensions l'environnement immédiat, l'atterrissage de l'avion et le point d'impact du missile.

Pour répondre à cette problématique, notre choix s'est porté en premier lieu sur la création du modèle numérique à l'aide du logiciel 3DS Max. Le modèle numérique étant réalisé, il est possible avec ce même logiciel de créer des images de synthèses et des films.

Un film est le résultat à partir de la position d'une caméra figée par le réalisateur d'une succession d'images de synthèses, générant ainsi une perception visuelle unique de la scène.

Afin de ne pas être restrictif dans cette visualisation, notre choix s'est porté sur l'utilisation du logiciel NOVA. Cet applicatif se greffe sur le logiciel 3Dsmax pour créer un exécutable qui autorisera une simulation 3D temps réel. Autrement dit, toute personne disposant de cet exécutable pourra se déplacer dans l'espace à son grès et observer librement tout l'environnement.

LE LOGICIEL 3DS MAX

Méthodologie retenue :

La modélisation a été effectuée à partir :

- De la carte du Rwanda (région de KIGALI) au 1/50.000
- Des données terrains recueillis sur site

La zone d'étude a été digitalisée sur une longueur de 17 km et une largeur de 7 km.

Dans un premier temps nous avons redessiné sur Autocad dans cette zone les routes et les éléments caractéristiques nécessaires pour une bonne localisation.

Afin de disposer d'une vue en trois dimensions, nous avons dessiné toujours à partir de la carte du Rwanda sur Autocad les courbes de niveau. Nous avons affecté ensuite aux points constituant la courbe de niveau l'altitude de la courbe.

Les courbes étant ainsi définies, nous avons crée à partir de celles-ci le MNT (Modèle Numérique de Terrain) afin de pouvoir observer le terrain en 3D. Sur ce modèle numérique de terrain a été plaqué ensuite une photographie permettant d'avoir une perception visuelle plus réaliste.

La modélisation numérique issue de cette carte a une précision relative, par exemple la largeur des routes principales sur la carte ont une largeur de 50 m environ, ce qui n'est bien entendu pas le cas, mais nous ne les avons pas modifiées.

Pour habiller le plan, nous avons rajouté d'une manière aléatoire des maisons et des arbres en se collant au plus près à l'environnement rencontré sur place.

Toutes les zones que nous avons relevées lors de notre déplacement à KIGALI ont été positionnées en respectant les distances et dénivelées relatives entre elles. La villa présidentielle ainsi que le mur d'enceinte ont été positionnés dans la scène avec les détails relevés sur place. Il en est de même pour une partie de l'hôpital militaire de KANOMBE, notamment une cheminée qui est un repère visuel pour un des témoins. En ce qui concerne l'aéroport nous avons modélisé, suivant nos relevés, l'ancienne tour de contrôle, la piste d'atterrissage ainsi que le hangar à hélicoptère.

Afin de rendre plus réaliste la scène et pour éviter d'aller mesurer un avion similaire pour créer une image de synthèse qui aurait engendré un coût important, nous avons acquis sur Internet sur un site spécialisé l'image de synthèse en 3D de l'avion Falcon 50. Les dimensions de ce modèle ont été contrôlées avant qu'il ne soit inséré dans la scène.

L'avion étant en phase d'atterrissage nous avons positionné ce modèle sur la droite inclinée d'un angle de 3° et axée sur la piste d'atterrissage et l'avons animé d'une vitesse constante de 61 m/s

Afin de repérer dans la scène les lieux caractéristiques, nous avons indiqué avec une flèche verticale leur position et leur nom : MASAKA" " LA FERME" " MAISON COMMUNALE", " VILLA PRESIDENTIELLE", " HOPITAL MILITAIRE DE KANOMBE" " PISTE ILS 0" " ANCIENNE TOUR DE CONTROLE" " L'AEROPORT"

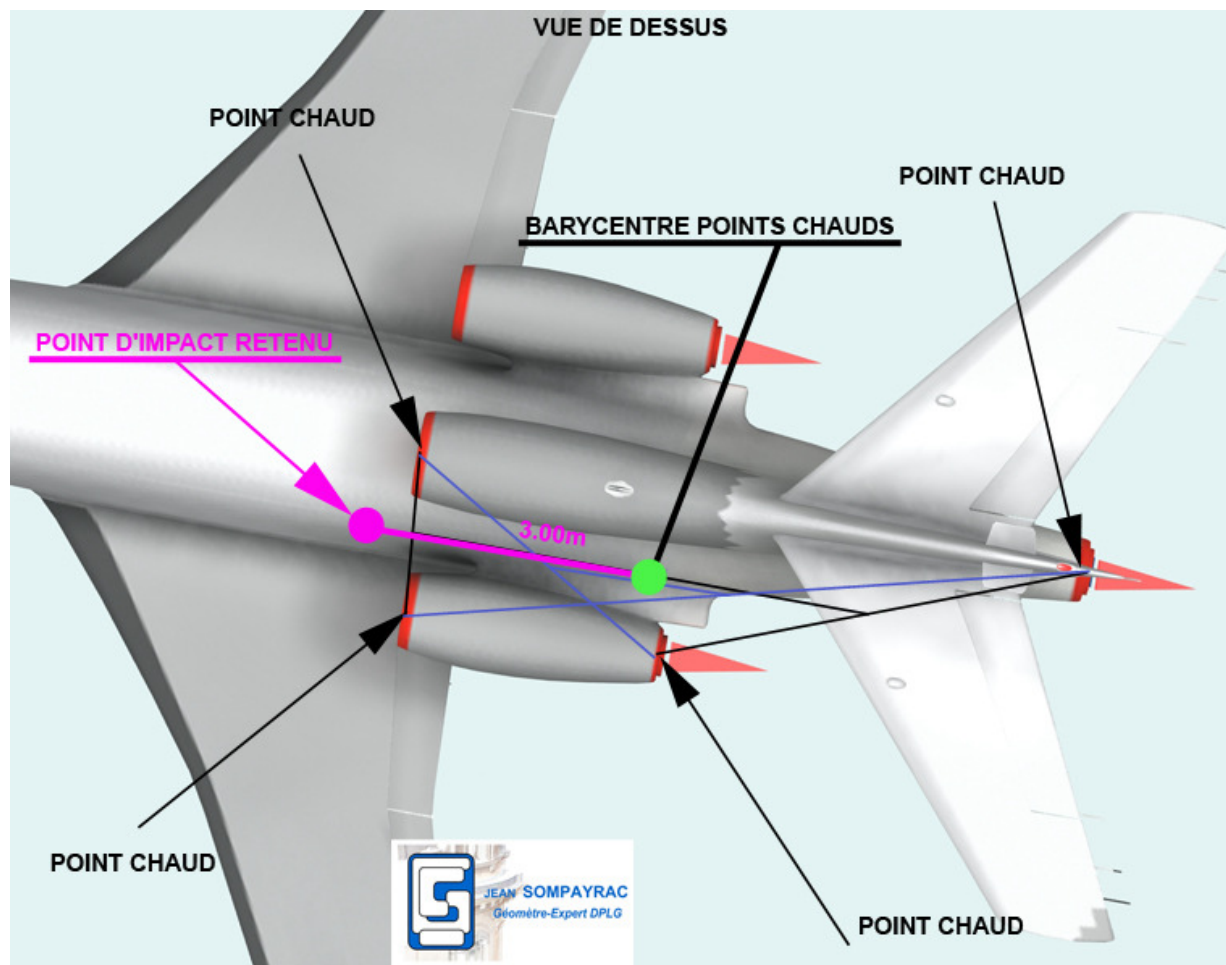
Au fur et à mesure de l'avancement de l'expertise, la scène a été complétée et modifiée pour prendre en compte les facteurs suivants :

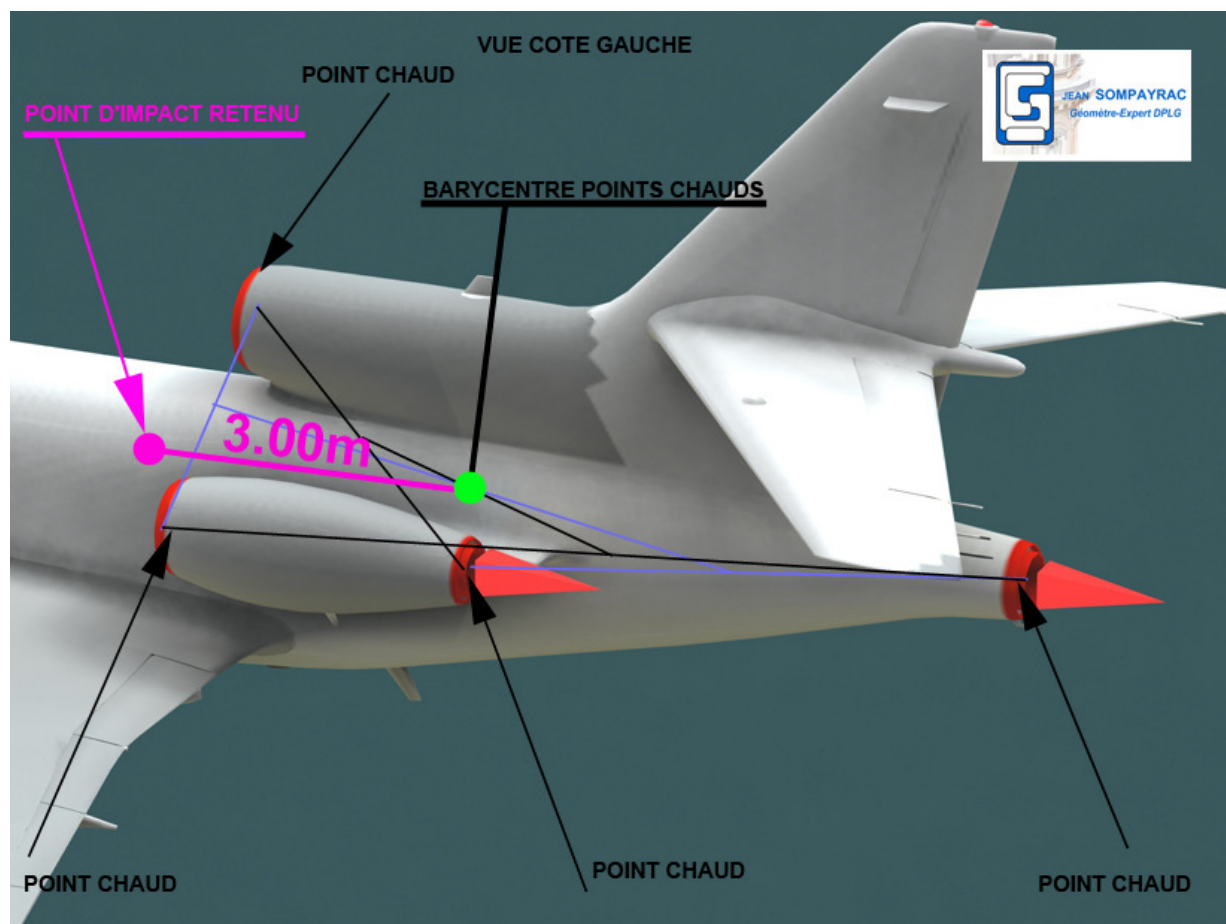
- la trajectoire et la vitesse d'atterrissage de l'avion,
- les six positions possibles de départ de tir de missile.

Les six positions supposées du tir du missile étant définies, il était important pour la modélisation de définir le point d'impact du missile sur l'avion.

Le missile étant un missile sol-air avec une tête à recherche infrarouge, nous avons défini en premier lieu un barycentre correspondant aux points chauds des réacteurs comme indiqué sur le croquis ci dessous.

DETERMINATION DU BARYCENTRE





Le missile est prévu pour dévier sa trajectoire à l'approche du point d'impact vers l'avant tenant compte de la vitesse moyenne de la cible (voir Chapitre descriptif du missile).

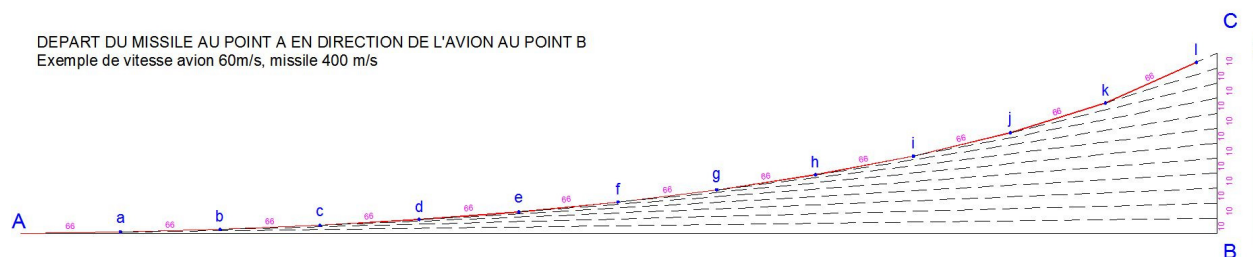
Ainsi nous avons défini le point d'impact du missile à 3.00 m comme indiqué sur le croquis ci-dessous.

En fonction des positions de départ précitées et du point d'impact du missile, les courbes d'attaque des missiles par rapport à l'avion ont été créées en tenant compte de la vitesse du missile et celle de l'avion.

Ces courbes, qui ne sont pas issues d'une formule mathématique, ont été créées à partir de segments de droite en appliquant le principe suivant : pour la modélisation et afin de simplifier le calcul nous avons considéré que l'avion avait une vitesse constante de 61 m/s et que le missile se déplaçait également avec une vitesse constante de 400 m/s.

Lorsque l'avion se déplace de 10 m, le missile parcourt 66.67 m en étant orienté sur l'avion. Pour le tronçon suivant d'une longueur équivalente, il modifie sa trajectoire en s'orientant sur l'avion qui s'est déplacé de 10 m et ainsi de suite.

Le croquis ci dessous montre la construction de la trajectoire du missile.



Les déplacements de l'avion, des missiles partant des six positions supposées étant définis, et afin d'avoir une vision la plus exhaustive possible de la scène, nous avons positionné :

- une caméra devant chaque missile
- une caméra derrière chaque missile avec au départ le tireur avec le viseur du lance missile permettant de voir l'avion avec les points chauds,

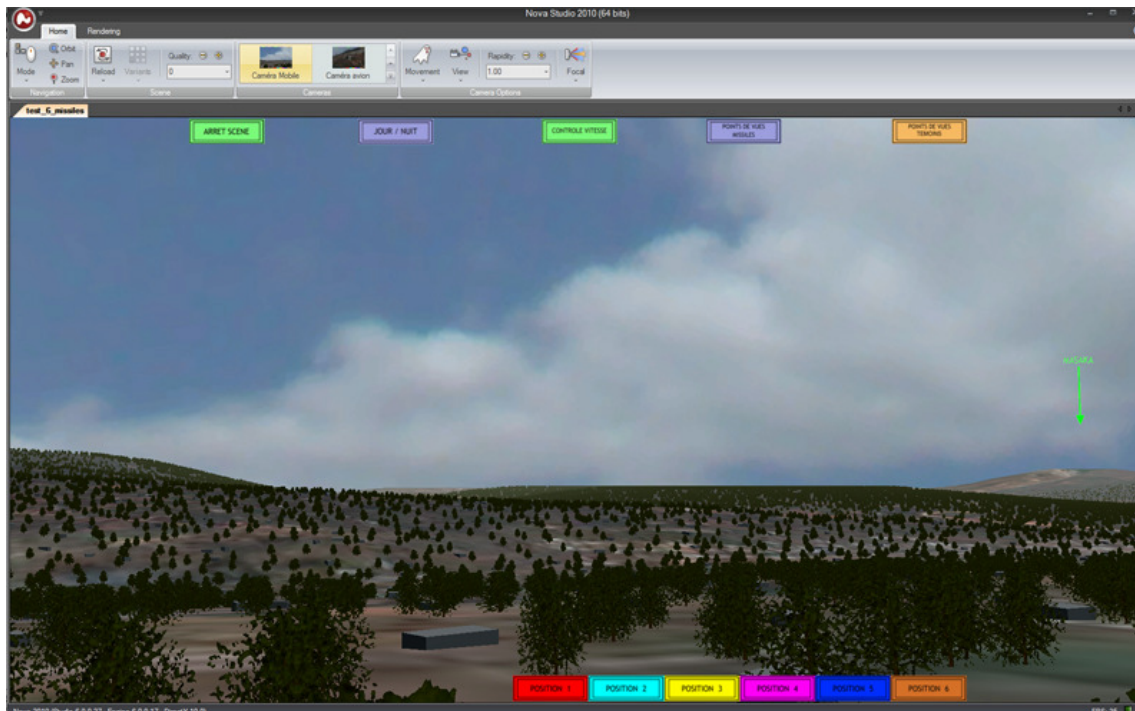
8.6.2 Le logiciel exécutable sur DVD

A partir de la modélisation effectuée sous 3DS max, un fichier exécutable, qui présente les 6 positions supposées des tirs de missiles 1 à 6, a été créé.

Avant toute utilisation, le fichier stocké sur DVD devra être transféré sur le disque dur d'un ordinateur PC fonctionnant 64 bits disposant d'une bonne carte graphique (avec une bibliothèque direct X10).

Nous exposons ci-après les principales fonctionnalités afin de pouvoir naviguer dans la scène.

Lorsque l'exécutable est lancé, en double cliquant sur le fichier *.exe, on arrive après quelques secondes directement dans le viewer.



Dans la partie haute de la scène, on observe 5 onglets principaux qui sont, de la gauche vers la droite :

- ❑ Onglet **Arrêt scène**
- ❑ Onglet **Jour/Nuit**
- ❑ Onglet **Contrôle Vitesse**
- ❑ Onglet **Points de vues missiles**
- ❑ Onglets **Points de vues témoins**

Dans la partie basse de la scène, on observe 6 onglets rectangulaires sur lesquels sont inscrits : position 1, position 2, position 3, position 4, position 5, position 6

1. Arrêt scène

Lorsque l'on clique sur cet onglet on stoppe l'exécution de la scène.

2. Jour /Nuit

Lorsque l'on clique sur cet onglet on passe en position nuit ou jour.

3. Contrôle vitesse

L'avion et les missiles ont des vitesses très différentes, en cliquant sur cet onglet, quatre onglets apparaissent permettant de moduler la vitesse de la scène entière.

Lorsque les missiles ont commencé leur trajectoire, il est nécessaire de cliquer sur l'onglet « vitesse d'atterrissage 1/100 » afin de visualiser les points d'impacts estimés sur l'avion. La scène se déroulera suivant une vitesse 100 fois plus lente.

4. Points de vues missiles

Il a été créé plusieurs caméras :

- Caméra située côté droit de l'avion :
 - pour la position 1 en rouge caméra devant le missile visant l'avion
 - pour la position 1 en rouge caméra derrière le missile visant l'avion
 - pour la position 2 en bleu clair caméra devant le missile visant l'avion
 - pour la position 2 en bleu clair caméra derrière le missile visant l'avion
 - pour la position 3 en jaune caméra devant le missile visant l'avion
 - pour la position 3 en jaune caméra derrière le missile visant l'avion
 - pour la position 4 en violet caméra devant le missile visant l'avion
 - pour la position 4 en violet caméra derrière le missile visant l'avion
 - pour la position 5 en bleu foncé caméra devant le missile visant l'avion
 - pour la position 5 en bleu foncé caméra derrière le missile visant l'avion
 - pour la position 6 en marron caméra devant le missile visant l'avion
 - pour la position 6 en marron caméra derrière le missile visant l'avion.
- **La position 1** correspond à l'intersection de deux chemins sur le site de Kanombé,
- **la position 2** correspond au cimetière de Kanombé,
- **la position 3** correspond au pylône électrique supportant une ligne à haute tension dans la plaine de Masaka à proximité de l'usine de Guttanit,
- **la position 4** correspond au lieu dit « la ferme »,
- **la position 5** correspond au bâtiment désigné « la porcherie » situé à proximité de la villa présidentielle,
- **la position 6** correspond à l'intersection de deux chemins situés en bas du cimetière de Kanombé.

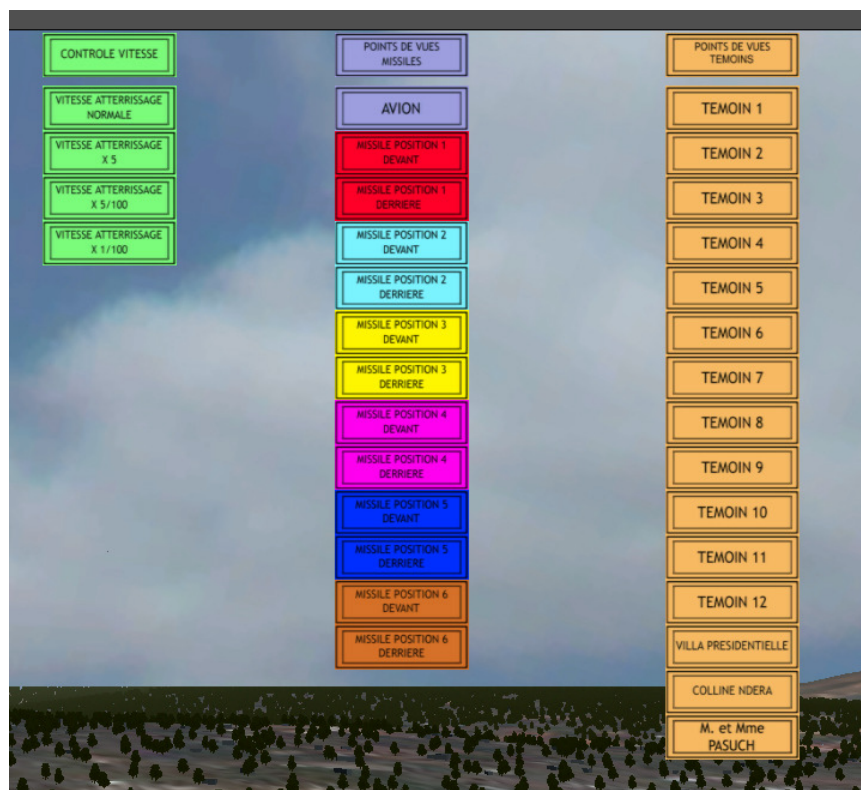
5. Points de vues témoins

Il a été créé 15 onglets qui définissent des positions fixes au sol :

- Témoins 1 à 12
- Villa présidentielle

- Colline de Ndera
- M et Mme PASUCH

Les points de vues ou caméra ont été positionnés conformément aux relevés effectués sur site. Nous avons surélevé toutes les caméras de 1.65m par rapport au sol, simulant ainsi la perception visuelle du témoin.



6. Positions 1 à 6

Les onglets positions 1 à 6 permettent de gérer les traces des missiles qui ont les couleurs appropriées en fonction de leur départ.

Lorsque le missile est parti, il est possible, en cliquant sur l'onglet dédié, de faire disparaître ou réapparaître la trace du missile, le missile et le texte indiquant la position de départ.

Ceci peut être mis en œuvre pour visualiser une trace uniquement.

7. Lancement de la scène

Pour lancer la scène, il faut cliquer sur un des onglets "Vitesse". L'animation s'arrête automatiquement peu avant l'impact sur l'avion. En effet, la vitesse du missile étant très élevée, il n'était pas possible d'appréhender l'impact du missile sur l'avion sans arrêter la scène.

Ensuite, il faut cliquer sur l'onglet vitesse */100 pour voir l'avion se déplacer lentement et les missiles se rapprocher. La scène peut être stoppée à tout moment en cliquant sur l'onglet « Arrêt scène ».

Le (ou les) missile (s) peut (peuvent) être ainsi visualisé (s) à proximité de l'avion. A l'issue de l'impact, l'avion explose et les débris tombent à proximité de la villa présidentielle aux endroits constatés par les gendarmes belges, conformément aux plans intégrés dans notre rapport.

8. Fin de l'animation

Lorsque l'animation est terminée, tous les onglets disparaissent et le texte suivant apparaît « Cliquer sur Reload pour relancer la Scène ».

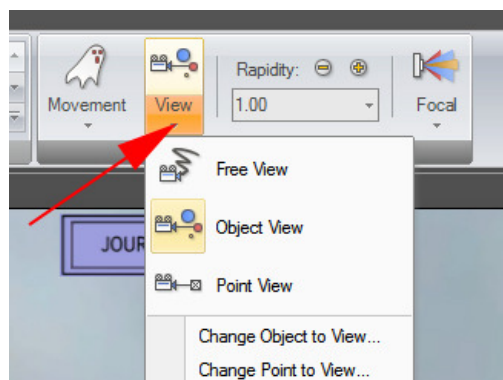
L'animation sera relancée depuis le début en cliquant sur le bouton « Reload » situé en haut à gauche.

9. Orientation des caméras

Les caméras, ou points de vues, sont par défaut orientées sur l'avion qui se déplace. Pour avoir plus de liberté dans la visualisation, il est possible de cliquer sur le bouton « View » dans la barre d'outil puis sur le bouton « Free View ».

Le bouton « Free view » permet avec la souris de se déplacer librement dans toute la scène et dans toutes les directions.

Le bouton « Objet view » force la caméra à s'orienter sur l'avion qui est le point vue prédéfini sauf pour le point de vue "Pasuch" qui est fixe.



10. Déplacement dans la scène.

Il est possible de se déplacer manuellement avec la souris dans la scène.

Avant tout déplacement, il faut être en mode « Free view ».

La caméra s'oriente immédiatement comme la souris que l'on déplace.

Pour monter ou descendre, on utilisera les touches « Pg up » et « Pg down ».

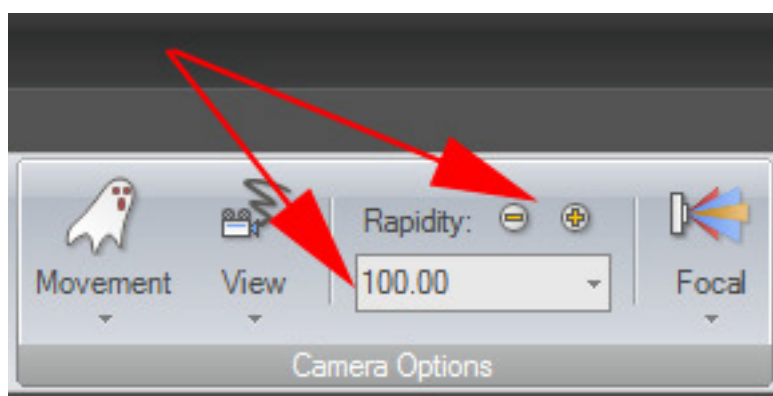
La flèche « haut » du clavier permet d'avancer,

La flèche « bas » du clavier permet de reculer,

La flèche « gauche » du clavier permet de se déplacer vers la gauche tout en regardant en face,

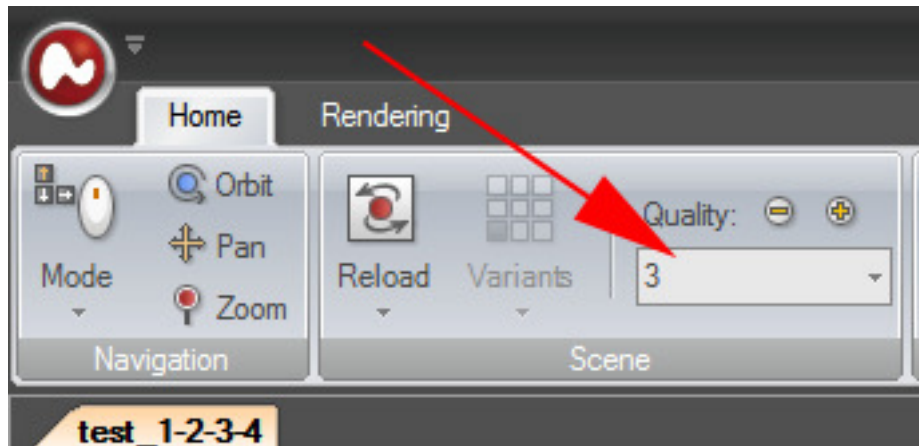
La flèche « droite » du clavier permet de se déplacer vers la droite tout en regardant en face.

Afin d'avoir un déplacement plus rapide, il est possible de choisir sous le bouton « Rapidity » une vitesse plus élevée.



De même pour une plus grande définition dans la représentation des objets, il est possible de choisir sous le bouton « Quality » un chiffre plus élevé.

Le temps de calcul sera plus important et la scène sera moins fluide.



8.7 Détermination de la zone de tir la plus probable

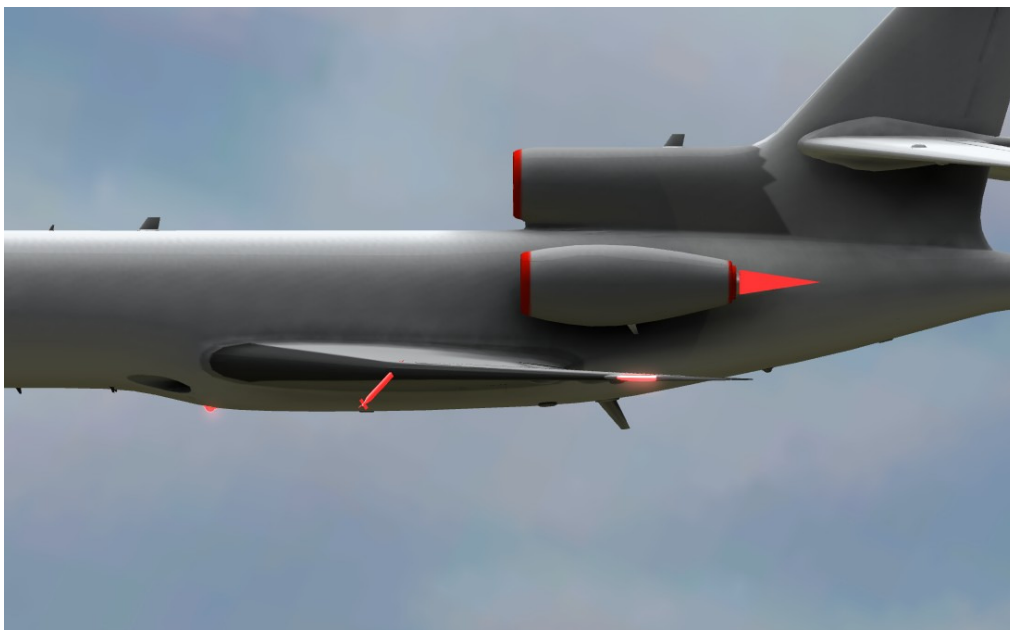
De la modélisation tridimensionnelle de la scène et pour chaque hypothèse de tir, nous avons extrait les photographies montrant le missile en position d'impacter l'avion. L'écart de temps avant la percussion est égal pour chaque position.

Comme nous l'avons indiqué précédemment, la trajectographie des missiles a été calculée en considérant en fin de parcours un point de percussion à 3 mètres environ à l'avant des réacteurs, soit 7 à 8 mètres devant la source chaude en sortie des réacteurs. Cette démarche s'inscrit toujours dans l'axe de nos investigations, compte tenu des indices matériels résultant de l'analyse des débris de l'appareil et de la formation de la boule de feu, nous permettant de retenir que le missile a impacté **la partie de l'aile gauche**, le plus probablement près du fuselage, comprenant le réservoir de carburant. Cet impact n'a pu se faire que par le dessous, compte tenu des tirs venant du sol : missile sol-air. Tout impact sur la tranche de l'aile (soit de face, soit de l'arrière) ne peut manifestement pas être retenu.

De quelle position de tir le missile pouvait-il percuter le dessous de cette aile ?

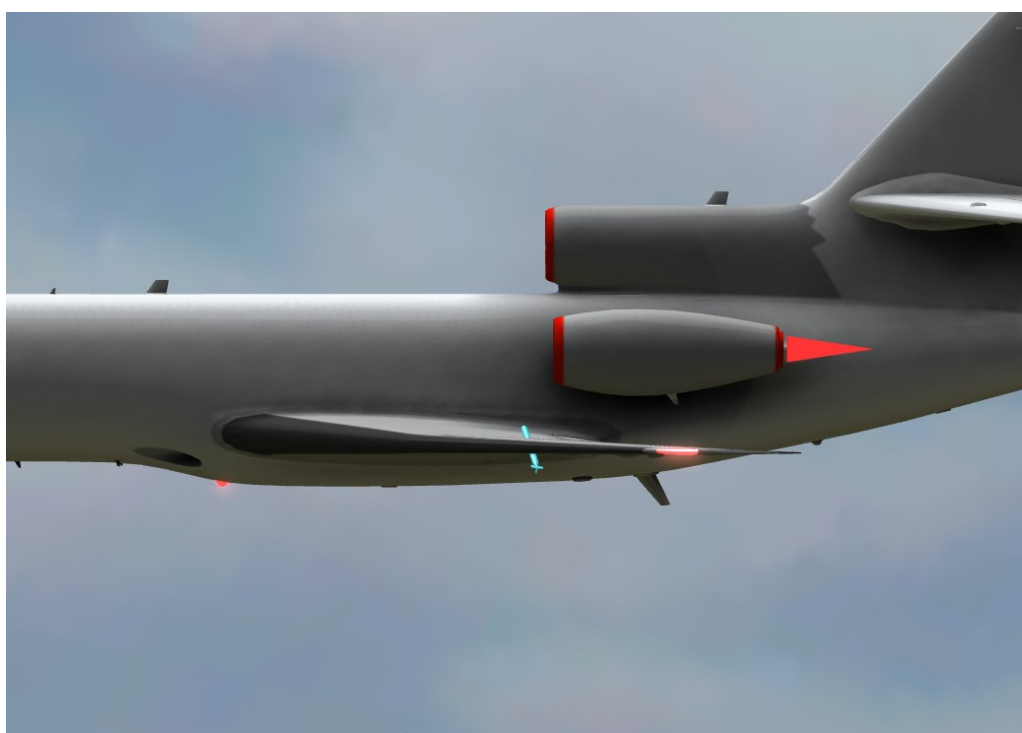
8.7.1 Position de tir ❶ - voir photographies en annexe 4 et ci-après :





Tiré de cette position ❶, le missile **peut percuter le dessous de l'aile gauche** comprenant le réservoir de carburant.

8.7.2 Position de tir ② - voir photographies en annexe 4 et ci-après :





Tiré de cette position ②, **le missile peut percuter le dessous de l'aile gauche** comprenant le réservoir de carburant.

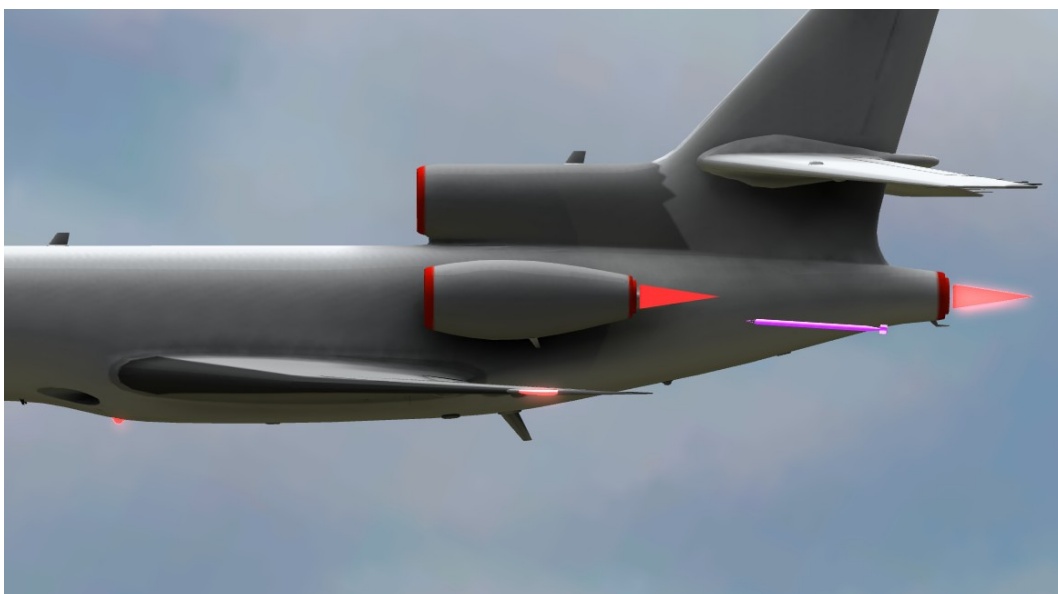
8.7.3 Position de tir ③ - voir photographies en annexe 4 et ci-après :





Tiré de cette position ❸ le missile vient impacter par le $\frac{3}{4}$ arrière le réacteur gauche du fuselage, plus haut que le plan de l'aile.

8.7.4 Position de tir ④ - voir photographies en annexe 4 et ci-après :

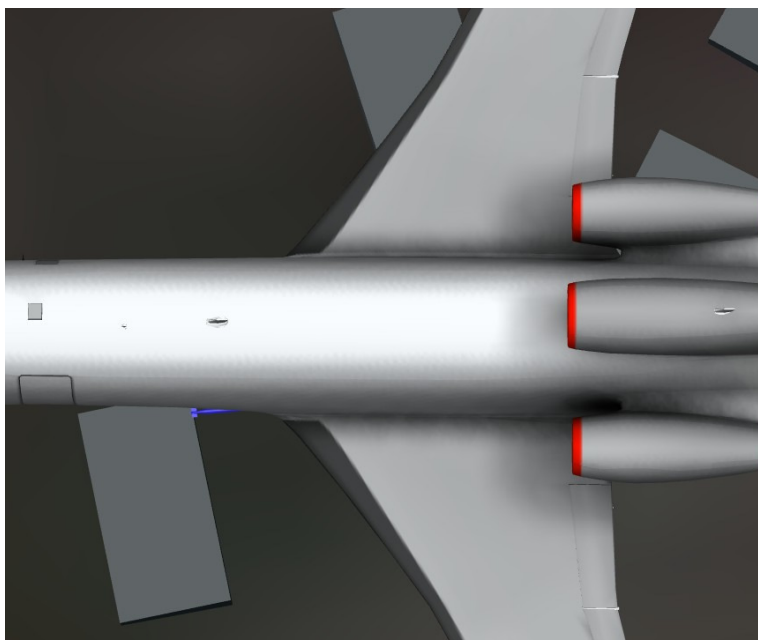




Tiré de cette position ④ le missile vient impacter par le $\frac{3}{4}$ arrière le réacteur gauche du fuselage, plus haut que le plan de l'aile.

8.7.5 Position de tir ⑤ - voir photographies en annexe 4 et ci-après :

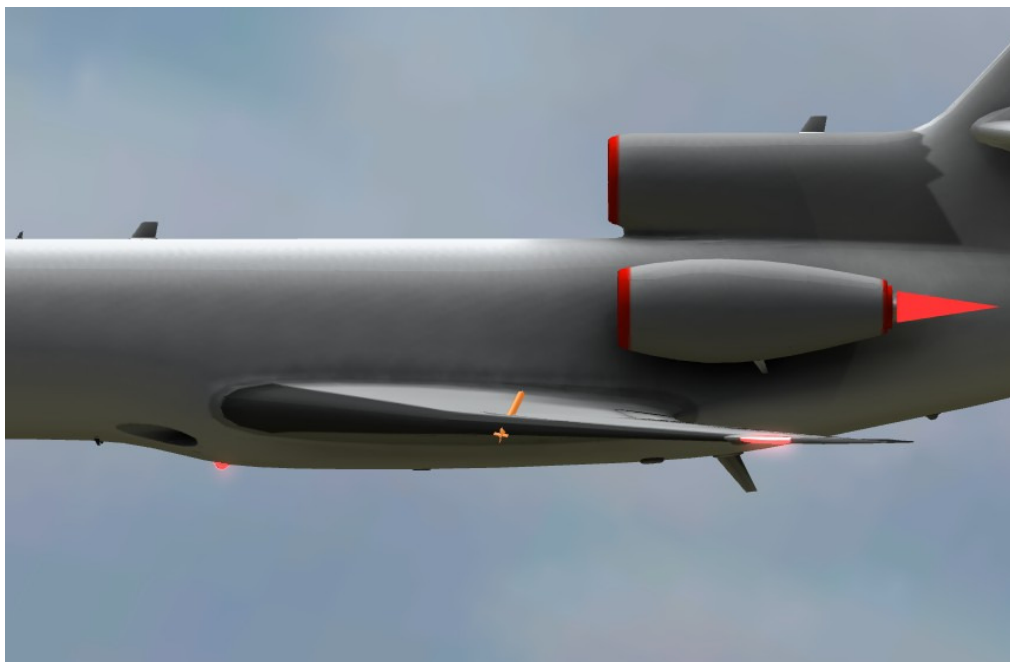




Tiré de cette position ⑤ le missile vient impacter le dessous du fuselage en limite de l'encastrement de l'aile gauche qui comprend le réservoir central.

8.7.6 Position de tir ⑥ - voir photographies en annexe 4 et ci-après :





Tiré de cette position ③ le missile peut percuter le dessous de l'aile gauche, à peu près vers la moitié de son envergure, comprenant le réservoir de carburant.

8.7.7 Capacités opérationnelles du missile SA16 en matière d'accrochage et de probabilité d'atteinte de la cible :

Positions de tir MASAKA ③ et ④

Ces deux positions offrent l'avantage d'une bonne acquisition du rayonnement infrarouge émis par les réacteurs. **C'est la meilleure position de toutes celles que nous avons étudiées.** C'est effectivement par le $\frac{3}{4}$ arrière que l'émission du rayonnement infrarouge est la meilleure, comme nous l'avons précédemment expliqué, ce qui est connu depuis très longtemps dans le domaine de la guerre électronique, visant à protéger les plateformes de combat par des leurres crédibles.

Les distances de l'avion au moment du tir, 2012 mètres pour la position de tir ④ et 1608 mètres pour la position de tir ③ entrent parfaitement dans le domaine opérationnel de tir de ce système d'arme sol-air : SA16 ou équivalent. De ces positions, l'acquisition visuelle pouvait être facilement réalisée, l'avion étant vu de loin. Le tireur avait largement le temps de se préparer pour le tir : voir le tableau de séquence de tir simplifié. C'est à partir de ces deux positions que la probabilité d'atteinte est la plus élevée de toutes les positions de tirs étudiées.

Par contre, de par la configuration des réacteurs de l'avion, la source chaude de la cible se trouve plus haute que le plan de l'aile. L'autodirecteur dirige le missile vers le point d'impact (barycentre) envisagé dans sa cellule de résolution, étant en amont mais à la même hauteur que la source chaude. De ce fait, le missile ne peut pas impacter le dessous de l'aile. Il ne peut que percuter le réacteur gauche ou celui de l'arrière. Or, cela n'a pas été le cas, compte tenu de l'examen des débris montrant que les trois réacteurs ont été épargnés par les effets de l'explosion du missile.

Positions de tir La Porcherie ⑤

L'angle d'attaque est frontal : pratiquement 0°. C'est la position la plus défavorable pour accrocher la source chaude de l'avion : émissivité infrarouge insuffisante. Nous pouvons même indiquer que l'accrochage ne peut pas être réalisé, interdisant ainsi le tir. La distance missile-avion au moment du tir, de l'ordre de 671 mètres, est faible, en limite sinon en deçà des capacités opérationnelles de cette génération de missiles. De plus, aucun témoin placé à l'avant de l'approche de l'avion n'indique des tirs à trajectoire verticale. C'est la plus mauvaise des positions de tir étudiées. Cette position de tir est à exclure totalement.

Positions de tir camp de KANOMBE ①, ② et ⑥

En matière de rayonnement infrarouge « vu » par l'autodirecteur, l'accrochage de la cible peut être plus difficile que pour les positions MASAKA. C'est surtout le cas d'avions de combat à un seul réacteur installé dans l'axe de la cellule. Dans la configuration du FALCON 50, la source chaude produite par les trois réacteurs est plus haute et la surface du flux est nettement augmentée. L'énergie radiative n'est que partiellement masquée par la cellule de l'avion. L'accrochage de cette source émissive était possible depuis ces positions de tirs.

Les acquisitions visuelles de l'avion pouvaient se faire pendant un temps suffisamment long pour que le tireur puisse engager la procédure de tir : voir le tableau séquence de tir simplifié.

Les distances de l'avion au moment du tir, 956 m pour la position ①, 944 m pour la position ② et 1099 m pour la position ⑥, entrent parfaitement dans le domaine opérationnel de ce système d'arme sol-air.

La probabilité d'atteinte de l'avion est moins élevée que celle des configurations de tirs MASAKA. Elle était suffisante pour que, sur les deux missiles tirés, l'un d'eux puisse toucher l'avion.

Pour ces trois configurations, le **missile impacte l'aile gauche par le dessous**. Tiré par l'avant de l'avion, le missile doit traverser le plan de l'aile avant d'atteindre le point d'impact théorique (barycentre) envisagé dans sa cellule de résolution. Dans ces conditions, c'est l'explosion du réservoir et la formation de la boule de feu, ce qui est cohérent avec l'événement survenu constaté par les témoins.

8.7.8 Conclusion

Le faisceau de points de cohérence qui se dégage des études que nous avons conduites nous permet de privilégier comme zone de tir la plus probable, **le site de KANOMBE**. Dans cette zone s'inscrivent les positions ❷ et ❹ (la position ❶ ayant été écartée précédemment) c'est-à-dire le cimetière actuel et le bas du cimetière, sur un espace compris entre les façades arrière des trois maisons des ressortissants belges dont celle des époux PASUCH, et le sommet de la colline surplombant la vallée de NYAGARONGO. Le fait que nous privilégions ces deux positions ❷ et ❹ ne signifie pas que les missiles n'ont pas pu être techniquement mis en œuvre dans un périmètre un peu plus étendu. Nous considérons qu'une zone étendue vers l'Est et le Sud, de l'ordre d'une centaine de mètres voire plus, sous réserve d'avoir un terrain dégagé vers l'axe d'approche de l'avion, peut être prise en compte.

Ces points de cohérence sont :

- le missile peut percuter le **dessous de l'aile gauche** pour exploser dans la partie correspondante du réservoir de kérosène, justifiant ainsi et c'est la seule condition, les endommagements mécaniques et thermiques importants constatés sur cette aile et la formation de la boule de feu qui a accompagné l'avion dans sa chute,
- l'acquisition visuelle de l'avion possible pendant un temps suffisamment long pour que le tireur puisse engager la procédure de tir, aboutissant à l'accrochage de la source chaude de la cible (possible par l'énergie radiative de surface élevée), nécessité incontournable pour déclencher le tir,
- les distances de l'avion au moment de l'accrochage et du tir entrent parfaitement dans le domaine opérationnel du système d'arme sol-air retenu,

- le bruit du départ des missiles **est entendu distinctement avant la vision de l'explosion** de l'avion, ce qui a pu permettre à tout témoin dans la maison PASUCH de voir nettement les trajectoires de ces projectiles se déplaçant à très grande vitesse vers le côté gauche de l'avion, pendant 3 à 3,5 s environ, c'est-à-dire pendant presque tout le temps de parcours desdits missiles.

Quant aux deux sites de tir de MASAKA, positions ❸ et ❹, nous avons été conduits à les écarter en raison des incohérences suivantes :

- le missile ne peut pas venir percuter le dessous de l'aile gauche. Par cette attaque par le $\frac{3}{4}$ arrière, il pouvait aboutir dans le réacteur gauche, au-dessus du plan de cette aile, c'est-à-dire en dehors du réservoir de carburant. L'explosion du missile aurait détruit le réacteur et percé éventuellement une partie du fuselage. Le kérosène du réservoir n'aurait pas explosé, formant ladite boule de feu,
- les bruits du départ des missiles ne pouvaient pas être entendus distinctement compte tenu de l'éloignement de ces positions vis-à-vis du témoin de référence. En outre, le bruit de ces tirs ne pouvait être entendu par tout témoin dans la maison de référence PASUCH **qu'après la perception visuelle de l'explosion** de l'avion : 0,45 s pour la position ❸ et 1,50 s pour la position ❹ et non auparavant, comme dans les configurations de tirs de KANOMBE. En conséquence, les trajectoires des missiles n'ont pas pu être aperçues à la suite de l'information sonore donnée par lesdits missiles,
- les trajectoires des missiles ne peuvent pas être aperçues distinctement compte tenu de l'éloignement. De plus, le lieu de ces tirs est masqué par le sommet de la colline, étant plus bas de 100 mètres environ, empêchant de voir le premier tiers environ de la trajectoire des missiles.

De la zone de tir que nous privilégions, il y avait deux tireurs, pouvant être distants de quelques mètres, voire d'une vingtaine de mètres. Des assistants, ou servants, pouvaient être associés à ces tireurs.

9. CONCLUSION

Le 6 avril 1994, vers 20h30, le FALCON 50 transportant le président du RWANDA, le président du BURUNDI, leurs accompagnateurs et l'équipage, est abattu lors de son approche en piste 28 de l'aéroport de KIGALI.

La démarche que nous avons retenue pour cette expertise a été la suivante :

- étudier les pièces de la procédure qui nous ont été communiquées,
- se transporter au RWANDA, accompagnant les magistrats instructeurs pour :
 - . prendre connaissance de l'environnement, de la géographie des lieux, des spécificités du relief, de l'aéroport, de la piste d'atterrissage et de la trajectoire d'approche des avions,
 - . examiner les débris restants de l'épave de l'avion et en tirer des enseignements,
 - . positionner ces débris peu après le crash pour localiser la position de l'avion au moment de l'impact du missile,
 - . examiner les lieux de tirs possibles cités par des témoins, conformément à la mission,
 - . réaliser des relevés topographiques des différentes scènes d'investigations,
 - . relever les positions et des coordonnées des témoins entendus par les magistrats instructeurs,
 - . apprécier l'instant où l'avion en phase d'approche peut être visuellement repéré la nuit et évaluer le temps d'acquisition et le délai dont dispose le tireur pour une mise à feu et ce, pour chaque position de tir possible,
- procéder à toute étude des projectiles tirés pour établir leurs performances opérationnelles en matière de détection infrarouge et dans le domaine balistique,
- analyser les perceptions des témoignages pouvant avoir un lien avec les événements visuels et sonores constatés,
- s'appuyer sur l'étude acoustique conduite par l'expert acousticien, dont le rapport est annexé au nôtre,
- établir une modélisation tridimensionnelle de la scène des événements,

pour répondre aux points de la mission qui suivent :

- 1. La trajectoire d'approche de l'avion lors de sa phase d'atterrissage sur l'aéroport de KIGALI au moment de l'attentat (prévoir des essais sur un simulateur FALCON 50)**

6. Les conséquences du ou des tirs sur l'avion (changement de trajectoire involontaire dû au tir ou d'évitement, dislocation en vol ou lors de l'impact au sol)

La trajectoire d'approche du Falcon 50 sur l'aéroport de Kigali au moment de l'attentat est décrite au paragraphe 8.2.3.

Il s'agit de la trajectoire d'approche habituelle lors d'une arrivée aux instruments sur l'ILS de la piste 28. Cela nous est confirmé par la transcription de la bande sonore des communications radio avec la tour de contrôle, lorsque l'avion annonce sa position, elle correspond à cette approche habituelle.

Ce n'était pas la seule trajectoire envisageable, car les pilotes avaient dans des correspondances reproduites au paragraphe 8.2.3.1, envisagé d'autres trajectoires leur permettant une moindre vulnérabilité. Nous avons étudié au simulateur ces trajectoires alternatives. Cependant, peut-être en raison de la présence d'un autre avion dans le circuit, et en tout état de cause parce que cette trajectoire directe était la plus courte compte tenu de la provenance de l'avion, c'est cette trajectoire qui a été adoptée. Une altération de trajectoire a pu être effectuée par les pilotes s'ils ont aperçu le premier tir, celui qui a manqué son but. Il est dans la logique d'un pilote militaire de dévier latéralement sa trajectoire et éventuellement effectuer un changement brusque d'altitude. Pour ce qui est du second tir, nous avons conclu que l'avion a été touché par la gauche, il est donc normal que la trajectoire de l'avion ou du moins ce qu'il en restait ait été déviée vers la gauche, ce qui explique que les débris aient été trouvés à gauche de la trajectoire d'approche de l'avion. Les conséquences « physiques » sur les pièces que nous avons examinées sont développées au paragraphe 6.4 « Examen et identification des débris », il semble évident que le réservoir de l'aile gauche ait explosé, provoquant un éclatement des rivets – que nous avons constaté – symptomatique d'une explosion de réservoir.

2. La position et l'altitude de l'avion lors de son atterrissage sur l'aéroport de KIGALI au moment des faits

7. L'angle d'impact de l'avion ou des principales pièces de l'avion au sol, ainsi que le périmètre de dispersion des débris de l'appareil ou des corps

Connaître la position de l'avion, en phase d'approche, au moment de l'impact du missile a été un **objectif prioritaire** avant de pouvoir déterminer le lieu de tir le plus probable des missiles. Au moment où l'avion a été touché, sa vitesse était de l'ordre de 61 m/s, sa trajectoire d'approche en légère pente descendante de 3°.

Des pièces de la procédure, il ressort avec évidence que deux projectiles se déplaçant à très grande vitesse ont été tirés en direction de l'avion, le premier manquant sa cible, le second le percutant sur son flanc gauche, provoquant son explosion.

Les coordonnées de la position de l'avion lors de l'impact du missile ont été établies :

X = 186070 m

Y = 9781387 m

Z = 1646 m.

L'avion présidentiel a donc été impacté par le missile à une altitude de **1646 mètres** que nous considérons comme une valeur nominale, à laquelle il faut accorder un intervalle de tolérance sur sa trajectoire d'approche de ± 40 mètres.

Compte tenu des grandes dimensions de la scène, cet écart n'a pas été significatif ou du moins pas suffisant pour modifier en quoi que ce soit notre méthodologie consistant à rechercher le lieu de tir des missiles.

L'approche par le calcul et par la méthode géométrique pour évaluer le point d'impact du missile sur l'avion, donne des valeurs cohérentes. L'avion a parcouru une distance horizontale de **l'ordre de 400 m**, avant de s'écraser au sol, éparpillant des débris sur une longueur de 145 mètres et une largeur de 20 m environ. Il a heurté le sol suivant **un angle de 31° environ**. Avec cet angle d'incidence, il est logique que l'avion ait ricoché, perdant des débris au fur et à mesure de son parcours. Sa trajectoire de chute se trouve sur la gauche de son axe d'approche de piste. Il a dévié de cet axe d'approche d'un **angle de 14° environ**.

Le point d'impact sur **l'avion se situe à 236 mètres au-dessus** de l'altitude du lieu du crash : **Z = 1410 m**.

Compte tenu de la faible dispersion des débris, nous avons exclu une désintégration totale de l'avion en vol, mais son intégrité a été très altérée par l'explosion du missile et celle des vapeurs de kérosène, phénomène repris par la suite dans cette conclusion.

Le temps de chute de l'avion a été de **7 sec. environ**, sa vitesse verticale (composante verticale) à l'impact étant de l'ordre de 68 m/s.

L'impact du missile sur l'avion se situe à une distance de **3150 m** de la réf. ILS. Le lieu du crash a été positionné, ramené sur la trajectoire d'approche de l'avion, à **2760 m** de cette référence.

3. Les projectiles utilisés pour atteindre l'avion

De l'étude exhaustive qui a été conduite, portant sur 53 systèmes d'armes anti-aériens, nous en avons déduit que les projectiles utilisés étaient des **missiles sol-air** portables et tirés à l'épaule. Le système d'arme le plus susceptible d'avoir été mis en œuvre serait le **missile SA16**.

Ce système d'arme de deuxième génération, dit Igla, a été développé dans les années 1970-1980 au profit de l'armée soviétique. Le système Igla a été conçu pour procurer aux troupes terrestres, qu'elles soient à l'arrêt ou en mouvement, un moyen de se défendre contre des attaques aériennes survenant de manière inopinée.

Il a résulté de cette exigence une conception de ce système d'arme qui se caractérise par un encombrement réduit et une grande simplicité de mise en œuvre, nécessitant néanmoins une formation et un entraînement appropriés. Ce système fait partie des systèmes d'armes très courtes portées en service opérationnel. Il est utilisable contre les avions de combat évoluant à grande vitesse, ainsi que contre les hélicoptères évoluant à basse altitude.

Ce concept d'emploi peut toutefois être détourné pour employer ce système d'arme dans des actions d'agression contre tout type d'aéronef passant à basse ou très basse altitude. Le missile de ce système est attiré par toute source de chaleur élevée rayonnant dans des bandes spectrales de l'infrarouge proche et/ou moyen, émise par les réacteurs des avions de combat, de lignes commerciales et les moteurs des hélicoptères. En fait, toute source de chaleur émise par une plateforme aérienne évoluant à grande et faible vitesse est susceptible d'être atteinte par ces types de missiles avec un coefficient de réussite élevé.

Ce système d'arme est constitué :

- d'un tube de tir ou de lancement,
- d'un missile (logé dans son tube de tir),
- d'une crosse ou poignée de tir,
- d'un dispositif ensemble pile refroidisseur (**EPR**).

Le tube de tir mesure 1,7 m de long. La masse du tube de tir au stade opérationnel, c'est-à-dire équipé du missile, de la poignée de tir et de l'EPR, est de l'ordre de 17 kg.

Le missile **SA16** d'une longueur totale de 1670 mm, d'un calibre de 70 mm environ et d'une masse d'environ 10,800 kg est constitué de l'avant vers l'arrière des éléments suivants :

- un autoguidage à guidage infrarouge,
- un tronçon pilote et génération électrique pour le pilotage du missile,
- un tronçon charge militaire et le dispositif de sécurité et d'armement (DSA),
- un propulseur principal,
- un éjecteur.

La propulsion du missile est assurée par l'intermédiaire de deux propulseurs à propergol solide. Le premier propulseur, nommé éjecteur, situé à l'arrière du missile, est destiné à assurer l'éjection de ce missile hors du tube de lancement, en lui imprimant un roulis de stabilisation de trajectoire. Le second, le propulseur principal comprenant une phase d'accélération et une phase de croisière, assure la propulsion du missile durant sa mission.

Ce missile SA16 est équipé d'un autoguidage passif à guidage infrarouge monobande, bande 2, comprise entre 3,8 et 5,0 μm . C'est par cette « fenêtre atmosphérique » que le missile détecte le rayonnement thermique émis par la cible. L'autoguidage a une fonction de détection et d'accrochage ou de capture de la cible. Son but est l'accrochage et la poursuite de sources de chaleur rayonnées par des réacteurs d'avions de combat, civils et de moteurs thermiques d'hélicoptère.

La portée de ce missile est de 5000 m maximum. La tranche de distance nominale opérationnelle est comprise entre 1000 et 3000 mètres. Sa vitesse maximum est de l'ordre de 550 à 570 m/s.

Lorsqu'une cible a été détectée, le tireur procède aux opérations d'identification visuelle de la cible, d'évaluation de la menace, d'orientation de l'arme dans la direction de la cible.

Le choix de l'instant d'activation de l'EPR est une des clés de la réussite d'un tir.

En effet, l'EPR ne doit pas être activé trop tôt, sous peine de le voir s'épuiser avant que la cible parvienne à portée de tir (l'EPR fonctionne pendant 60 s maximum à partir de son activation) ou trop tard, sous peine que la cible ne sorte du domaine ou de la fenêtre de tir avant que l'autodirecteur ne soit correctement refroidi par le gaz issu de l'EPR. Il convient de considérer que l'EPR est réellement opérationnel pendant **50 s**. Dépasser ce délai, c'est réduire considérablement l'efficacité de la mission.

Le processus du tir est étroitement lié à la durée de vie de ce dispositif vital. Ce processus peut se décomposer de la façon suivante :

- alimentation en puissance électrique de la poignée-crosse de tir et du missile : **1 à 1,3 s**,
- temps minimum requis par le système pour engager la cible : **12 s**
- temps maximum dont dispose le tireur pour appuyer sur la détente (liberté d'action) : **30 sec**. C'est le temps nécessaire à l'acquisition visuelle et à l'autorisation de tir délivrée par le signal sonore, révélateur de l'accrochage de l'autodirecteur à guidage infrarouge sur la cible,
- fin d'activité de l'EPR : **50 s**, 60 s maximum.

Le tireur oriente ensuite son arme de manière à apercevoir la cible à travers le système de visée fixé sur le tube de tir. L'accrochage de la cible par l'autodirecteur est signalé au tireur par :

- l'allumage fixe d'un voyant,
- l'audition d'un signal sonore modulé dans le haut-parleur de la poignée.

La perception de ces deux signaux garantit au tireur que le missile voit la cible et qu'il est en mesure de se diriger vers celle-ci.

Une fois tiré, le missile se dirige automatiquement vers sa cible, guidé par le rayonnement infrarouge émis par celle-ci. Sa poursuite sur la cible obéit aux principes de la navigation proportionnelle.

Une fois lancé par son éjecteur, son propulseur d'accélération est mise à feu. Aux alentours d'une vitesse de 400 m/s, la phase de croisière prend le relais.

Le type de propergol très performant utilisé produit, la nuit, une traînée lumineuse dans le ciel, visible de nuit uniquement, qui a été vue en toute logique par de nombreux témoins. Les trajectoires de chaque projectile ont été concrétisées par une traînée lumineuse qui est la caractéristique d'un propulseur de missile sol-air. Les gaz de combustion du propergol solide, portés à très haute température, sortant à très grande vitesse par la tuyère du propulseur, produisent une lueur rouge-orangé. Elle constitue un traceur de trajectoire très caractéristique des missiles SA16 (et SA18 également).

La tête de ce missile comprend une charge explosive très performante. Cette tête est constituée d'une enveloppe en acier préfragmentée, pour générer de nombreux petits éclats calibrés, chargée d'un explosif militaire qui est constitué d'octogène.

Cette substance possède la plus grande vitesse de détonation de tous les explosifs utilisés, pouvant atteindre 9100 m/s à sa densité maximale de chargement. Cette vitesse est considérable, ce qui permet de qualifier cet explosif de très brisant. La masse totale d'explosif (charge principale et charge secondaire) de la tête de ce missile est de l'ordre de 400 g. Le fond avant de cette enveloppe est légèrement hémisphérique. Cette forme a la particularité de pouvoir former un effet de charge creuse, intensifiant l'énergie destructrice dans l'axe de l'impact.

Le pouvoir vulnérant d'une telle tête est considérable et destructeur. A ce potentiel explosif peut s'ajouter la mise en détonation du reste de propergol solide du propulseur en phase de poussée (phase de croisière).

Dans les cas de tirs que nous avons envisagés, en fonction de la distance parcourue par le missile pour chacune des six hypothèses étudiées (point 8 de la conclusion), il restait encore une masse importante de propergol au moment de l'impact sur l'avion. Ce qui a accentué les effets destructeurs de l'explosion.

Ce type de missile est doté d'une fonction d'autodestruction au bout d'une quinzaine de secondes.

Recherchant l'endroit où le missile a pu percuter l'avion, l'examen des débris de l'épave, réalisé lors de notre déplacement au RWANDA, nous a apporté des informations instructives :

- les trois moteurs à réaction de l'avion n'ont pas été déformés par les effets de l'explosion du missile. Les endommagements mécaniques sont dus aux chocs subis lors du contact brutal de l'avion avec le sol. Ils ne comportent pas d'orifice traversant venant d'éclats produits par l'explosion de la tête du missile fonctionnant à proximité de la cible. Ces trois réacteurs n'ont donc pas été sollicités, de près ou de loin, par l'explosion de la charge explosive du missile,
- l'empennage, le tronçon fuselage arrière et le cône de queue, n'ont également pas été déformés par l'explosion de la charge explosive du missile. Aucun orifice, causé par un (ou plusieurs) éclat (s) de la charge explosive, n'a été identifié. Des orifices causés par des munitions d'armes de petits calibres ont été observés, résultant de tirs réalisés après le crash de l'avion. Les déformations mécaniques relevées, dont de nombreux arrachements, sont uniquement dues aux chocs survenus lors de l'impact de l'avion sur le sol,
- les ailes :
 - . l'aile gauche est nettement plus endommagée que celle de droite : métal tordu et déchiqueté par endroits. Une grande partie a disparu, ne pouvant être que la conséquence d'une explosion. Certains morceaux ont été soumis à un flux thermique très élevé qui a brûlé la peinture. L'éclatement de la ligne des rivets est typique d'une explosion interne de réservoir d'aile. Il manque la portion de l'aile et du réservoir qui étaient raccordées au fuselage,
 - . l'aile droite ne présente aucune trace de calcination : la peinture n'a pas brûlé. Par contre, il en manque une petite partie, elle a été fracturée par arrachement à l'aplomb du puits de train,
 - . pour ces deux ailes, aucun orifice lié à une projection d'éclats de la tête du missile n'a été relevé.

C'est le **second missile tiré qui a percuté l'avion**. Tous les témoins qui ont été spectateurs de la scène ont fait état d'une **explosion de l'avion** dès l'impact du missile, accompagnée **d'une boule de feu**. Nous avons recherché dans quelles conditions et pour quelles raisons cette boule de feu s'était produite dès l'explosion de l'avion.

En phase d'atterrissage, les réservoirs du FALCON 50 contenaient environ 3000 litres de kérosène.

Ce phénomène de boule de feu s'est produit suivant le processus résumé ci-après :

- la détonation très brisante de l'explosif (octogène) de la munition rompt brutalement le confinement du réservoir de kérosène,
- de manière quasi instantanée, l'importante quantité de chaleur dégagée par la détonation vaporise une masse élevée de combustible liquide,
- la phase gazeuse se mêle à l'air et s'enflamme spontanément puisque la température du mélange est supérieure au point d'auto-inflammation du combustible. C'est l'explosion de l'aérosol,
- la réaction de combustion du kérosène est extrêmement rapide puisque la plus grande partie du combustible est sous forme de vapeur et d'aérosol : le panache de flammes est d'autant plus étendu si l'avion se déplace encore, le processus étant alimenté par le renouvellement constant de l'oxygène de l'air.

Sur les bases fondamentales des aspects de la détonique, des énergies mises en jeu par les explosifs et les réactions explosives des vapeurs de kérosène, **l'explosion du réservoir de carburant du Falcon 50**, n'a pu se produire que sous **l'influence du pouvoir d'amorçage de la détonation de la tête du missile pénétrant dans ledit réservoir, côté aile gauche**. L'amorçage du kérosène et de ses vapeurs a été très élevé et brutal.

Ce pouvoir d'amorçage est attribuable à la mise en détonation de cet explosif militaire et du reste du propergol du propulseur principal qui se trouvait en phase de poussée au moment de l'impact.

Il a fallu que l'enceinte de ce réservoir, que ce soit le milieu gazeux ou le kérosène lui-même, soit concernée directement par l'onde de détonation extrêmement puissante du type d'explosif mis en œuvre, même si la charge par elle-même n'est pas trop élevée : 400 g environ. C'est ainsi qu'en matière d'énergie initiatrice de la formation de la boule de feu et des données objectives résultant de nos constatations, nous sommes conduits à exclure :

- . la projection d'un (ou de plusieurs) éclat (s) métallique (s) venant de l'explosion de la tête du missile fonctionnant à proximité de l'avion ou à l'intérieur de la cellule,
- . l'explosion de la tête du missile en dehors du réservoir, en deçà d'une distance où l'enceinte du réservoir était susceptible de ne pas pouvoir éclater sous l'influence de la détonation de la charge explosive, distance que nous pouvons évaluer à 2 mètres environ.

Des points de cohérence qui résultent de l'examen des débris de l'épave et du mécanisme explosif générant la boule de feu, **le missile a percuté l'aile gauche de l'avion.**

En conséquence :

- ce missile explosant dans cette partie de l'aile gauche, probablement la plus proche du fuselage comprenant son réservoir, la cellule de l'avion a pu être déformée en éclatant partiellement et être ainsi désorganisée,
- la puissance du phénomène explosif de la tête du missile, conjuguée à cette réaction explosive au bilan thermique élevé (boule de feu), a nettement altéré son intégrité, ce qui a entraîné sa chute.

4. Le mode opératoire qui aurait dû normalement être utilisé, en considérant des caractéristiques de l'avion (décrire celles-ci), pour optimiser les chances de l'abattre avec les projectiles utilisés :

Est-ce que la source chaude produite par l'avion était suffisamment émissive pour qu'elle soit détectée par l'autodirecteur du missile ?

Les missiles sol-air sont à guidage infrarouge. Le missile de type SA16 que nous avons retenu, ou d'un équivalent de deuxième génération, possède un autodirecteur avec une fenêtre bande 2, c'est-à-dire un intervalle spectral compris entre 3,8 et 5,0 μm . Sa fenêtre est ouverte dans celle de l'atmosphère où le pourcentage de transmission ne constitue pas un écran absorbant le rayonnement infrarouge.

Sa « vision infrarouge » est aussi liée à son optique qui présente le plus souvent une surface plus étroite que les bornes de l'ouverture atmosphérique. Le rayonnement infrarouge reçu sera proportionnel à la surface de l'optique qui est variable en fonction de la qualité de fabrication de ses composants.

Des précisions ont été apportées sur les domaines de la physique de l'atmosphère concernant **l'émission et la détection du rayonnement infrarouge** qui ont un rôle primordial dans le comportement du type de missile que nous avons retenu.

Le rayonnement infrarouge est une particularité des diverses formes de l'énergie que nous rencontrons sur terre.

Le rayonnement infrarouge est une énergie radiative, la plus connue nous parvenant du soleil. Le transfert radiatif possède la particularité de pouvoir s'effectuer sans support matériel.

Le rayonnement infrarouge est donc une **propagation d'énergie sans support matériel** sous forme **d'ondes électromagnétiques** caractérisées par leur **fréquence et leur longueur d'onde**.

Les rayons infrarouges sont émis par les corps chauds. Il convient d'éviter toute confusion entre la luminance énergétique (émissivité) produite par le corps chaud et ce qui est vu ou reçu par un détecteur dans le domaine de la longueur d'onde de l'infrarouge concernée compte tenu de l'absorption du rayonnement par l'atmosphère (transmission atmosphérique).

L'atmosphère est un élément perturbateur car elle n'est pas transparente dans toutes les longueurs d'ondes du domaine infrarouge. **La propagation du rayonnement infrarouge** est donc étroitement liée à la **physique de l'atmosphère**.

Le soir du 6 avril 1994 vers 20h30, la nuit était calme et bien établie. **L'obscurité était totale. Il n'y avait pas de brume, ni de brouillard, ni de pluie.** Vu du sol par le missile, le ciel, c'est-à-dire le fond thermique, était homogène et pas émissif.

A ce moment là, l'atmosphère locale possédait une bonne transparence pour que, d'une manière indiscutable, l'accrochage de la source chaude émise par l'avion en phase d'approche puisse se réaliser.

Le rayonnement infrarouge émis par cette cible pouvait être « vu » par le missile SA16 que ce soit à 1000, 2000 ou 3000 mètres, du fait de la **bonne transparence atmosphérique.**

Les réacteurs des avions sont connus pour émettre un rayonnement thermique visible dans l'infrarouge. Bien évidemment, la puissance du rayonnement infrarouge est fonction de la nature des réacteurs ou des moteurs thermiques utilisés par les aéronefs et de la visibilité (dans le domaine de l'infrarouge) de la source. La température produite par les réacteurs est élevée.

Il faut préciser que la source infrarouge émise est plus ou moins perceptible par le missile en fonction de sa position de tir vis-à-vis de la trajectoire de l'avion. Ceci induit des emplacements d'attaque plus favorables que d'autres.

Pour le Falcon 50, les trois réacteurs placés à l'arrière du fuselage, dont deux latéraux et un central placé sur le cône de queue, ont une **source émettrice rayonnant suivant un angle solide plus élevé** que dans le cas d'un seul réacteur. La distribution spatiale est meilleure. Le flux rayonné suivant cet angle solide d'envergure importante (par comparaison avec un seul réacteur) a la possibilité d'être plus facilement perçu à 45° par l'avant. Si la valeur absolue de la puissance émise par le réacteur d'un Falcon 50 est plus faible que celle du moteur d'un avion de combat ou d'un Boeing 707, la surface émettrice est plus élevée. La détection du flux rayonné à 45° par l'avant en sera facilitée. A cet égard, le Falcon 50 est relativement discret en matière de puissance infrarouge émise mais il ne l'est pas au niveau de la surface émissive de sa source chaude produite par les trois réacteurs, offrant une très bonne distribution spatiale. L'angle solide émissif est plus élevé, ce qui augmente proportionnellement le flux rayonné.

Pour conclure, **le rayonnement infrarouge** émis par les trois réacteurs de cet avion pouvait être **détecté par l'autodirecteur d'un missile SA16** (c'est l'accrochage de la cible), que ce dernier soit positionné à 45° par l'avant, par le travers (90°), par l'arrière (135°) ou à 180°, jusqu'à une distance de 3000 m voire plus.

Bien entendu, à une distance de 1000 m, le rayonnement émis ne pouvait être que mieux détecté. Par un tir par l'avant, le rayonnement thermique des réacteurs est masqué en grande partie, ce qui permet d'éliminer cette éventualité.

Sur site, nous avons constaté que l'avion en approche était visible par ses feux de navigation, avant d'entendre le bruit de ses réacteurs : 1,30 mn avant son passage à notre niveau, 2,30 mn maximum. Nous avons précisé que le temps de 1,30 mn était largement suffisant pour que les tireurs se mettent en position pour engager la procédure de tir.

L'autre méthode d'identification en approche suppose que les tireurs soient informés de l'heure approximative à laquelle l'avion allait se présenter en approche d'atterrissage. L'utilisation d'artifices éclairants, pour éclairer le paysage, n'était pas nécessaire dans le cas de la mise en œuvre de ces missiles. Au contraire, l'emploi de tels artifices va à l'encontre de la discrétion, ce qui est demandé au commando qui commet un tel attentat. Il est fortement déconseillé car le tir de ces artifices éclairants aurait révélé la position des tireurs. De plus, ces artifices éclairants étaient, éventuellement suivant leur position dans l'espace vis-à-vis du lieu de tir et de l'avion, de nature à perturber l'autodirecteur du missile.

La mise en œuvre de ce matériel sol-air nécessite une préparation et un entraînement sérieux. Ce n'est pas un « amateur » ou un néophyte qui peut utiliser correctement ces missiles. Comme nous l'avons précédemment indiqué, 70 tirs d'entraînement, soit 50 à 60 heures, sont nécessaires pour une bonne compréhension du système d'arme afin de devenir un tireur opérationnel.

Le soir du 6 avril 1994, à 20h30, les conditions atmosphériques à KIGALI étaient propices pour atteindre le résultat escompté. Le fond thermique était homogène, la source chaude de la cible se démarquant indiscutablement pour qu'elle puisse être accrochée ou capturée par l'autodirecteur du missile. Une fourchette de tir entre 1000 et 3000 mètres représente le domaine opérationnel optimal. C'est le cas de notre scène, ce qui ressort des positions de tirs étudiées.

L'avion en approche, eu égard aux positions de tirs envisagées et compte tenu des conditions climatiques, était plus vulnérable qu'au décollage. En effet, le décollage ayant lieu le matin des faits, les conditions météorologiques n'étaient vraisemblablement pas les mêmes que lors de cette soirée : présence de nappes de brouillard, ou du soleil levant éventuellement.

L'émission du rayonnement thermique de la source aurait été partiellement absorbée par cette mauvaise transparence atmosphérique, sinon totalement, rendant inopérante l'utilisation des missiles, c'est-à-dire mettant en échec l'attentat.

5. Le mode opératoire qui a effectivement été utilisé pour abattre l'avion

L'étude exhaustive des systèmes d'armes antiaériens nous a permis de retenir avec une très forte probabilité l'utilisation de missiles sol-air SA16. Les traces lumineuses caractéristiques de ce type de missile, aperçues par les témoins, sont des paramètres confortant le choix de ce matériel.

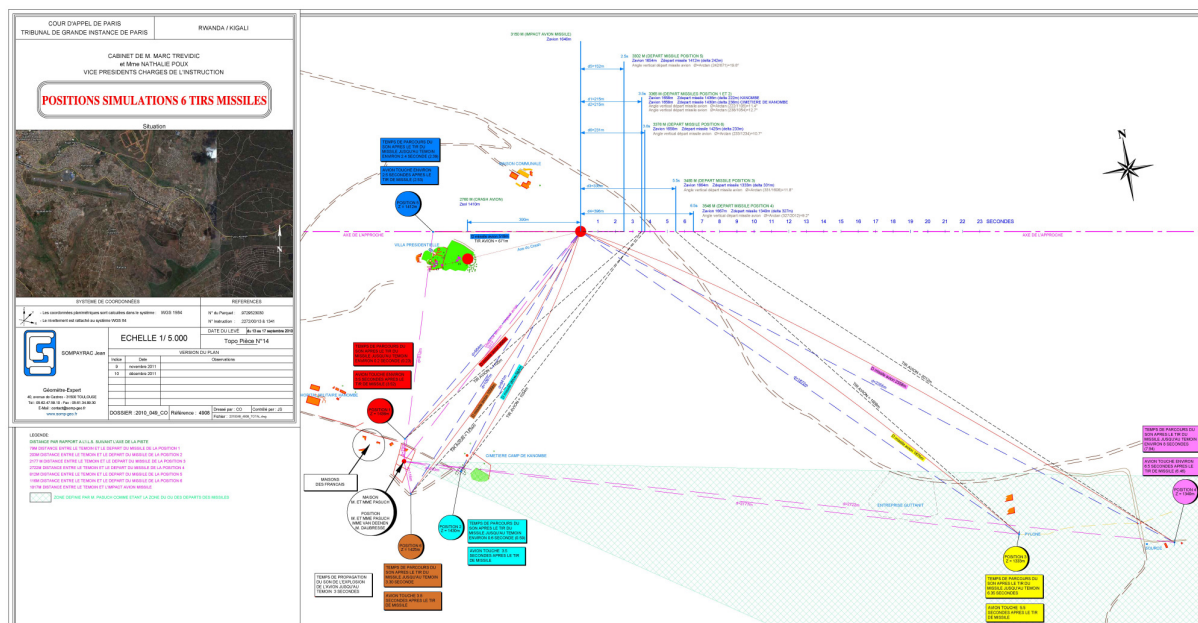
L'interdiction de survol du CND n'était pas indispensable pour réaliser cet attentat. Le mode opératoire consistant à utiliser ces missiles sol-air au pouvoir offensif élevé et performant sur le plan opérationnel, ne pouvait que conduire à la réussite de cette opération avec une probabilité élevée. Les sites de tirs étudiés, en fonction de la mission d'expertise, étaient globalement bien placés pour cette entreprise, c'est-à-dire avoir un champ de vision suffisamment dégagé pour se préparer et être prêt à tirer.

8. Les lieux possibles des tirs et les lieux qui peuvent au contraire être exclus

Compte tenu de nos investigations menées au RWANDA et des pièces de la procédure, nous avons eu comme démarche d'étudier six positions de tirs situées dans deux zones éloignées, avec pour objectif d'établir quelle serait la plus probable. Ces six hypothèses de tirs sont :

- 1 KANOMBE : intersection des chemins à proximité des maisons individuelles, dont celle de M. et Mme PASUCH
- 2 KANOMBE : cimetière
- 3 MASAKA : le pylône, à proximité de l'entreprise GUTTANIT
- 4 MASAKA : la Ferme, à côté du point d'eau
- 5 La PORCHERIE : près de la résidence présidentielle
- 6 KANOMBE : en bas du cimetière.

Ces sites de tir sont positionnés sur le plan général de la scène, intitulé « Positions simulations 6 tirs missiles » référencé » Topo pièce n° 14, joint en annexe 1 et ci-après :



Les événements sonores et/ou visuels perçus pour tout témoin se trouvant dans la maison de référence PASUCH ou à proximité, ont été reproduits en résumé sur le tableau ci-après :

Positions des tirs	Durée trajectoire missile/avion	Propagation du son entre explosion, avion et témoin (*)	Δt : bruit départ missile entendu par le témoin (*)	Δt : bruit départ missile et bruit explosion avion perçus par le témoin (*)	Δt : départ missile et bruit explosion avion entendu par le témoin (*)	Δt : bruit départ missile et vision de l'explosion avion par le témoin (*)
❶	3,50	3	0,23	6,27	6,50	3,27
❷	3,50	3	0,60	5,90	6,50	2,90
❸	5,50	3	6,35	2,15	8,50	- 0,45
❹	6,50	3	8,00	1,50	9,50	- 1,50
❺	2,50	3	2,40	3,00	5,40	0
❻	3,80	3	0,34	6,46	6,80	3,46

Temps en secondes

(*) référence : tout témoin dans la maison PASUCH

Nous déduisons des études conduites, en considérant toujours le missile (second tir) qui a impacté l'avion :

• **Les enseignements tirés des perceptions visuelles et sonores :**

Zone de KANOMBE : positions ❶, ❷ et ❸.

De la maison PASUCH, tout témoin a pu percevoir le missile :

- **6,27 s** avant d'entendre le bruit de l'explosion de l'avion dans le cas de la position ❶,
- **5,90 s** avant d'entendre le bruit de l'explosion de l'avion dans le cas de la position ❷,
- **6,46 s** avant d'entendre le bruit de l'explosion de l'avion dans le cas de la position ❸.

Par contre, **l'explosion de l'avion a pu être vue** par le témoin, **toujours avant l'arrivée de l'onde acoustique liée au départ du missile**, soit :

- **3,27 s** pour la position ❶,
- **2,90 s** pour la position ❷,
- **3,46 s** pour la position ❸.

Tout témoin placé dans le quartier dit PASUCH pouvait entendre **distinctement**, d'après l'étude acoustique, le bruit bien spécifique produit par le départ du missile et ce, très peu de temps après son départ , soit :

- **0,23 s** pour la position ❶,
- **0,60 s** pour la position ❷,
- **0,34 s** pour la position ❸.
- pour ces configurations ❶, ❷ et ❸, le bruit du départ du missile parvient au témoin bien avant celui du bruit produit par l'explosion de l'avion. L'écart de temps résultant de ces deux informations, proche de 6 s, permet d'éviter toute confusion,

Zone de MASAKA : positions ❹ et ❺

- pour les positions de tirs MASAKA ❹ et ❺, tout témoin placé dans le quartier dit PASUCH pouvait entendre, sous réserve que le niveau sonore perçu soit suffisamment élevé et distinct du bruit de fond (voir l'étude acoustique), l'effet sonore produit par le tir du missile :

- **6,35 s** après son départ de la position ❹,
- **8 s** après son départ de la position ❺.

Le bruit d'explosion de l'avion est parvenu à ce témoin :

- **8,50 s** après le départ du missile de la position ❹,
- **9,50 s** après le départ du missile de la position ❺.

Ces derniers événements sonores peuvent être considérés comme très proches avec l'arrivée des bruits produits par les tirs des missiles. Pour ces positions ❸ et ❹ ces écarts de temps sont respectivement 2,15 s et 1,50 s,

L'étude conduite par l'expert acousticien JP. SERRE tend à démontrer que le niveau de la puissance sonore d'un propulseur de missile tiré de MASAKA pouvait être éventuellement perçu, mais pas distinctement, pour tout témoin se trouvant en champ libre dans le quartier PASUCH. A l'intérieur d'une habitation, les murs ont pu constituer un écran induisant une atténuation acoustique. De ce fait, eu égard à la position relative du témoin vis-à-vis des fenêtres de sa maison, il paraît difficile à ce dernier de déceler les informations sonores produites par les départs des missiles de la zone MASAKA. A ces distances éloignées, il convient donc manifestement de considérer que les effets sonores produits lors de ces départs ne pouvaient pas être perçus distinctement, même en champ libre, en référence à l'étude acoustique.

De cette étude acoustique, les appréciations de ces témoins peuvent nous orienter sur un tir de ces missiles dans une zone du camp de KANOMBE, proche des maisons SAINT QUENTIN et PASUCH. Effectivement, les missiles tirés de MASAKA, respectivement à 2177 m (position ❸) et à 2722 m (position ❹) de la maison PASUCH, ne pouvaient pas être perçus avec une bonne discrimination acoustique pouvait aboutir à une identification certaine,

Il convient de préciser que dans les six cas de figure étudiés, tout témoin dans le quartier PASUCH, s'il a été informé en premier lieu par le bruit de l'explosion de l'avion, avait le temps de voir cet avion tomber en flammes pendant 4 secondes, à condition d'être près d'une fenêtre orientée vers l'événement ou en dehors de toute habitation. Ensuite, il pouvait voir à travers les arbres, les lueurs produites par les débris en flammes. L'information de cette explosion de l'avion, dans le cas où elle est apportée par l'onde acoustique et non visuellement, implique que la vision du témoin (ou des témoins) soit orientée dans la direction des tirs, soit vers les positions KANOMBE, soit vers celles de MASAKA.

Dans ce champ de vision, les trajectoires des missiles partant des positions de tirs ❶, ❷ et ❺ ne pouvaient être que nettement plus perceptibles que celles des positions ❸ et ❹. Ce constat est également valable pour tout témoin du camp de KANOMBE, dont le regard était orienté dans cette direction,

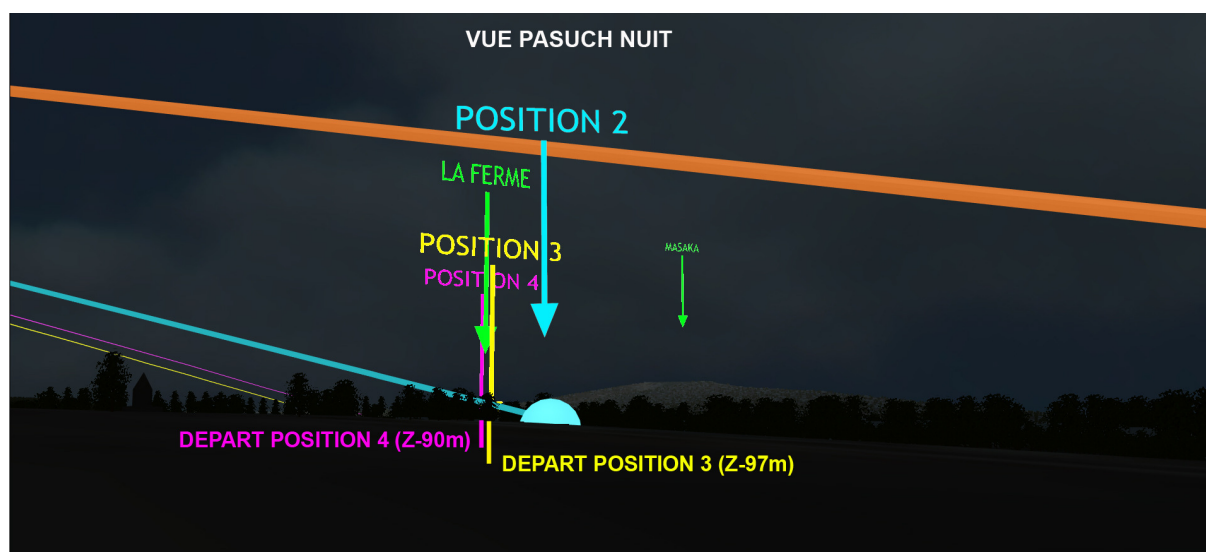
Zone de La Porcherie : position ⑤

Tout témoin placé dans le quartier PASUCH pouvait entendre le tir du missile 2,40 s après son départ. Le bruit de l'explosion de l'avion est parvenu à ce témoin **5,48 s** après le départ du missile. L'explosion de l'avion a pu être visible par le témoin **2,5 s** après le tir du missile, soit dans le même temps (à 0,1 s près) que l'arrivée du bruit produit lors de son départ.

• **Les enseignements tirés des témoignages :**

- **deux projectiles** se déplaçant à grande vitesse ont été tirés l'un après l'autre en direction de l'avion en approche de la piste d'atterrissage, aperçus dans le ciel par leur **signature lumineuse**,
- **les trajectoires de chaque projectile** ont été concrétisées par une trace ou traînée lumineuse qui est la caractéristique, visible de nuit, **d'un propulseur de missile sol-air**. Elle constitue un traceur de trajectoire de missiles sol-air, très caractéristiques des missiles SA16 d'origine soviétique, que nous avons retenu,
- ces **deux missiles** tirés se déplaçaient **de la droite vers la gauche** (selon les témoins placés face à l'approche de l'avion), **c'est-à-dire vers l'avion** que certains témoins ont vu « exploser ». Cette explosion très forte a été entendue par la suite par les témoins relativement les plus proches,
- les traces lumineuses des missiles étaient séparées de quelques secondes, en moyenne 2 à 3 s. **Elles convergeaient vers l'avion. C'est le second missile qui a impacté l'avion sur son côté gauche, l'explosion** étant concrétisée immédiatement par une boule de feu très lumineuse. Le **premier missile** a manqué l'avion, de peu si l'on s'en tient à quelques témoignages. Il a poursuivi sa course dans l'air. Son autodestruction sur trajectoire, survenant une quinzaine de secondes après son lancement, n'a pas été entendue, couverte par les conséquences de la chute de l'avion et des tirs d'armes automatiques,
- les directions observées par les témoins n° 1 et n° 4, situées approximativement dans l'axe de la piste, tout en étant éloignés de l'explosion de l'avion, pourraient correspondre à une des positions de tir ①, ②, ou ⑥, situées dans le fond du camp militaire KANOMBE : cimetière et alentour. Toutefois, la zone MASAKA se situe dans le prolongement de cette direction. A noter que les témoins ont des difficultés à apprécier les distances, surtout la nuit,

- le témoin n° 4 est bien placé, en référence à un angle de bâtiment, pour indiquer que les traces lumineuses se situent entre KANOMBE et la villa présidentielle,
 - tous les témoins qui ont vu « l'explosion » de l'avion évoquent une boule de feu parfaitement visible, donc de taille et de luminosité importantes, qui a persisté pendant toute la durée de la chute de cet aéronef,
 - les perceptions des événements sonores des témoins de SAINT QUENTIN, VAN DEENEN, DAUBRESSE et PASUCH, permettent d'indiquer que les **bruits des deux missiles** parfois appelés « les deux coups » sont rapprochés. Ils paraissent se situer « entre 500 et 1000 m. C'était suffisamment proche pour que je crois qu'on attaquait le camp » d'après le général de SAINT QUENTIN,
 - sur l'appréciation visuelle et sonore de ces événements, les témoins se trouvant dans la maison PASUCH sont susceptibles d'apporter d'autres informations.
- Au moment des faits, M. et Mme PASUCH se trouvaient dans la salle à manger dotée de cette baie, accompagnés de leurs enfants, du Dr DAUBRESSE et de Mme VAN DEENEN. Cette fenêtre était toujours ouverte, étant équipée d'une moustiquaire, tout comme les autres fenêtres de cette maison,
- ces témoins ont pu apprécier, pour ceux placés face à la fenêtre, MM. PASUCH et DAUBRESSE, sur les plans visuel et auditif, les tirs des missiles. La reconstitution des trajectoires de tous les tirs étudiés, affiche une bonne lecture des événements (hormis l'explosion de l'avion), comme nous le montrons ci-après :



Cette image montre que le témoin pouvait apercevoir très nettement les trajectoires des missiles tirés, soit du cimetière, soit du bas du cimetière et très difficilement les trajectoires des tirs de MASAKA. Les différences dans ces appréciations sont manifestement très nettes, au point d'éviter toute confusion.

Les missiles, par les bruits induits sur trajectoire par leurs propulseurs, pouvaient être facilement et indiscutablement détectés par les témoins du quartier PASUCH se trouvant aux environs de 100 et 200 mètres environ des zones de tirs étudiées dans le camp de KANOMBE. Cela ne peut pas être manifestement le cas des tirs partant de MASAKA, les effets sonores pouvant être diffus, d'où plus difficilement identifiables.

- si l'on s'en tient à ces témoins particulièrement bien placés, dont les témoignages sont globalement cohérents, les tirs de missiles de la position ❶, intersection des chemins à proximité de la maison SAINT QUENTIN doit être écartée. Ce point se trouve à l'arrière de la baie de cette maison PASUCH, par laquelle les témoins regardaient,
- pour un tir de la position ❶, le témoin Grégoire de SAINT QUENTIN, se trouvant à 100 mètres à l'arrière du départ des deux tirs des missiles, aurait distinctement entendu deux bruits, de surcroît très intenses. Aucune confusion n'aurait été possible. Ce n'est pas le cas,
- pour un tir de la position ❺, aucun témoin entendu sur site à KIGALI, ni ceux entendus par les magistrats instructeurs par la suite, ne font état d'une trajectoire à la verticale de l'axe d'approche de l'avion, en se plaçant face à son axe d'approche. Cette position peut d'ores et déjà être exclue.
- il faut préciser que les témoins (face à l'approche de l'avion) ont vu les déplacements des missiles de la **droite vers la gauche, converger vers l'avion**. De ce fait, il convient d'éliminer l'hypothèse de tirs venant de la droite de l'avion, c'est-à-dire par exemple de la colline de N'déra. Il faut souligner que tous les témoins ont vu les trajectoires des missiles se diriger vers **le côté gauche de l'appareil**.

- ***Les enseignements tirés des performances opérationnelles du missile et de son point d'impact dans l'aile gauche de l'avion :***

Positions de tir MASAKA ❸ et ❹

Ces deux positions offrent l'avantage d'une bonne acquisition du rayonnement infrarouge émis par les réacteurs. **C'est la meilleure position de toutes celles que nous avons étudiées.**

C'est effectivement par le $\frac{3}{4}$ arrière que l'émission du rayonnement infrarouge est la meilleure, comme nous l'avons précédemment expliqué, ce qui est connu depuis très longtemps dans le domaine de la guerre électronique, visant à protéger les plateformes de combat par des leurres crédibles.

Les distances de l'avion au moment du tir, 2012 mètres pour la position de tir ④ et 1608 mètres pour la position de tir ⑤ entrent parfaitement dans le domaine opérationnel de tir de ce système d'arme sol-air : SA16 ou équivalent.

De ces positions, l'acquisition visuelle pouvait être facilement réalisée, l'avion étant vu de loin. Le tireur avait largement le temps de se préparer pour le tir. C'est à partir de ces deux positions que la probabilité d'atteinte est la plus élevée de toutes les positions de tirs étudiées.

Par contre, de par la configuration des réacteurs de l'avion, la source chaude de la cible se trouve plus haute que le plan de l'aile. L'autodirecteur dirige le missile vers le point d'impact (barycentre) envisagé dans sa cellule de résolution, étant en amont mais à la même hauteur que la source chaude. De ce fait, le missile ne peut pas impacter le dessous de l'aile, dont le plan est plus bas que le lieu d'impact théorique. Il ne peut que pénétrer le réacteur gauche ou celui de l'arrière.

Or, cela n'a pas été le cas, compte tenu de l'examen des débris montrant que les trois réacteurs et l'arrière du fuselage ont été épargnés par les effets de l'explosion du missile.

Positions de tir La Porcherie ⑤

L'angle d'attaque est frontal : pratiquement 0°. C'est la position la plus défavorable pour accrocher la source chaude de l'avion : émissivité infrarouge insuffisante. Nous pouvons même indiquer que l'accrochage ne peut pas être réalisé, interdisant ainsi le tir. La distance missile-avion au moment du tir, de l'ordre de 671 mètres, est faible, en limite sinon en deçà des capacités opérationnelles de cette génération de missiles. De plus, aucun témoin placé à l'avant de l'approche de l'avion n'indique des tirs à trajectoire verticale. C'est la plus mauvaise des positions de tir étudiées. Cette position de tir est à exclure totalement.

Positions de tir camp de KANOMBE ①, ② et ⑥

En matière de rayonnement infrarouge « vu » par l'autodirecteur, l'accrochage de la cible peut être plus difficile que pour les positions MASAKA. C'est surtout le cas d'avions de combat à un seul réacteur installé dans l'axe de la cellule.

Dans la configuration du FALCON 50, la source chaude produite par les trois réacteurs est plus haute et la surface du flux est nettement augmentée. L'énergie radiative n'est que partiellement masquée par la cellule de l'avion. L'accrochage de cette source émissive était possible depuis ces positions de tirs.

Les acquisitions visuelles de l'avion pouvaient se faire pendant un temps suffisamment long pour que le tireur puisse engager la procédure de tir.

Les distances de l'avion au moment du tir, 956 m pour la position ❶, 944 m pour la position ❷ et 1099 m pour la position ❸, entrent parfaitement dans le domaine opérationnel de ce système d'arme sol-air.

La probabilité d'atteinte de l'avion est moins élevée que celle des configurations de tirs MASAKA. Elle était suffisante pour que, sur les deux missiles tirés, l'un d'eux puisse toucher l'avion.

Pour ces trois configurations, **le missile impacte l'aile gauche par le dessous**. Tiré par l'avant de l'avion, le missile doit traverser le plan de l'aile avant d'atteindre le point d'impact théorique (barycentre) envisagé dans sa cellule de résolution. Dans ces conditions, c'est l'explosion du réservoir et la formation de la boule de feu, ce qui est cohérent avec l'événement survenu constaté par les témoins.

Lieux de tirs possibles et lieux pouvant être au contraire exclus

Le faisceau de points de cohérence qui se dégage des études que nous avons conduites nous permet de privilégier comme zone de tir la plus probable, **le site de KANOMBE**. Dans cette zone s'inscrivent les positions ❷ et ❸ (la position ❶ ayant été écartée précédemment) c'est-à-dire le cimetière actuel et le bas du cimetière, sur un espace compris entre les façades arrière des trois maisons des ressortissants belges dont celle des époux PASUCH, et le sommet de la colline surplombant la vallée de NYAGARONGO. Le fait que nous privilégions ces deux positions ❷ et ❸ ne signifie pas que les missiles n'ont pas pu être techniquement mis en œuvre dans un périmètre un peu plus étendu. Nous considérons qu'une zone étendue vers l'Est et le Sud, de l'ordre d'une centaine de mètres voire plus, sous réserve d'avoir un terrain dégagé vers l'axe d'approche de l'avion, peut être prise en compte.

Ces points de cohérence sont :

- le missile peut percuter le **dessous de l'aile gauche** pour exploser dans la partie correspondante du réservoir de kérosène, justifiant ainsi et c'est la seule condition, les endommagements mécaniques et thermiques importants constatés sur cette aile et la formation de la boule de feu qui a accompagné l'avion dans sa chute,
- l'acquisition visuelle de l'avion possible pendant un temps suffisamment long pour que le tireur puisse engager la procédure de tir, aboutissant à l'accrochage de la source chaude de la cible (possible par l'énergie radiative de surface élevée), nécessité incontournable pour déclencher le tir,
- les distances de l'avion au moment de l'accrochage et du tir entrent parfaitement dans le domaine opérationnel du système d'arme sol-air retenu,
- le bruit du départ des missiles **est entendu distinctement avant la vision de l'explosion** de l'avion, ce qui a pu permettre à tout témoin dans la maison PASUCH de voir nettement les trajectoires de ces projectiles se déplaçant à très grande vitesse vers le côté gauche de l'avion, pendant 3 à 3,5 s environ, c'est-à-dire pendant presque tout le temps de parcours desdits missiles.

Quant aux deux sites de tir de MASAKA, positions ❸ et ❹, nous avons été conduits à les écarter en raison des incohérences suivantes :

- le missile ne peut pas venir percuter le dessous de l'aile gauche. Par cette attaque par le $\frac{3}{4}$ arrière, il pouvait aboutir dans le réacteur gauche, au-dessus du plan de cette aile, c'est-à-dire en dehors du réservoir de carburant. L'explosion du missile aurait détruit le réacteur et percé éventuellement une partie du fuselage. Le kérosène du réservoir n'aurait pas explosé, formant ladite boule de feu,
- les bruits du départ des missiles ne pouvaient pas être entendus distinctement compte tenu de l'éloignement de ces positions vis-à-vis du témoin de référence. En outre, le bruit de ces tirs ne pouvait être entendu par tout témoin dans la maison de référence PASUCH **qu'après la perception visuelle de l'explosion** de l'avion : 0,45 s pour la position ❸ et 1,50 s pour la position ❹ et non auparavant, comme dans les configurations de tirs de KANOMBE. En conséquence, les trajectoires des missiles n'ont pas pu être aperçues à la suite de l'information sonore donnée par lesdits missiles,
- les trajectoires des missiles ne peuvent pas être aperçues distinctement compte tenu de l'éloignement. De plus, le lieu de ces tirs est masqué par le sommet de la colline, étant plus bas de 100 mètres environ, empêchant de voir le premier tiers environ de la trajectoire des missiles.

Des lieux possibles des tirs qui se dégagent de nos travaux d'expertise, chaque missile a été tiré par un opérateur différent. Ils pouvaient être distants de quelques mètres, voire d'une vingtaine de mètres.

A ce rapport d'expertise est associé celui de l'expert acousticien, conformément à la mission des magistrats instructeurs.

Les experts remettent en conséquence un rapport d'expertise en deux exemplaires et attestent qu'ils ont personnellement accompli la mission qui leur a été confiée.

D. VAN SCHENDEL

C. OOSTERLINCK

J. SOMPAYRAC

O. CHAVANIS

J. HUON