Analyse du VOL MH370

Trajectoire de l'avion de VAMPI jusqu'au point d'impact estimé.

Captain Patrick Blelly, Jean Luc Marchand

patrick.blelly@protonmail.com, jean-luc.marchand@mh370-caption.net

Version 4a - 13 mai 2022 – mis à jour 24 juin 2022

Note : Ce document peut être utilisé en partie ou en totalité à la condition que son titre complet, son numéro de version, sa date et le nom des auteurs soient cités dans ces copies et autres travaux dérivés.

Synthèse:

Cette étude de la trajectoire du vol MH370 a été réalisée au cours de ces 4 dernières années, à l'aide d'informations publiques et accessibles à tous. Les principaux développements peuvent être retrouvés dans le livre que je viens de publier sur cette affaire. Néanmoins, les procédures et les explications des calculs détaillés que nous avons effectués seront démontrées dans les pages suivantes. Au sujet des éléments satellitaires, j'ai travaillé avec les précieux conseils, et les données recalculées par Jean-Luc Marchand.

Cette analyse porte sur :

- 1. La trajectoire reconstituée à l'aide de calculs aéronautiques établis. Ceux-ci sont basés sur :
 - a. La quantité de carburant à 02h28 MYT¹ calculée par Boeing et rapportée dans l'annexe 1.6E du rapport Malaysien de 2018.
 - b. Les arcs satellite d'Inmarsat qui sont considérés comme exacts et non piratés.
 - c. Les paramètres météo de type « pilote » fournis sur les cartes des vents et températures du jour.
 - d. Les tableaux de fonctionnement « in flight » du B777 équipé des moteurs Trent 892.
 - e. Les données techniques particulières du 9M-MRO comme le « performance factor » de surconsommation des moteurs.
- 2. Cette trajectoire recalculée et reportée sur une carte, est quasiment identique à celle présentée par Inmarsat comme plausible dans le document « The Search for MH 370 ». Les deux trajectoires superposées sont présentées dans le schéma 1, celle d'Inmarsat en rouge et en jaune la trajectoire reconstruite dans cette analyse.
- 3. Le point de perte de contact de l'avion identifié par Inmarsat est très proche de notre trajectoire, et est compatible avec l'extinction volontaire du deuxième moteur que nous avons estimée (cf. point « Inmarsat contact lost » dans le schéma 3).
- 4. Les données BTO et BFO²que nous avons recalculées pour notre trajectoire sont en harmonie avec les mesures officielles enregistrées pour ce vol. Elles restent dans les marges d'erreur acceptables définies par Inmarsat (i.e. +/-50µs et +/-7hz respectivement).
- 5. Le premier point d'impact final probable estimé dans cette étude se situe aux coordonnées [35°39'S; 93°01'E]. Il est très proche (~19 km) du point de chute de l'avion proposé par les océanographes du CSIRO mentionné dans la conclusion de leur rapport n° III du 26 juin 2017. Le point d'impact du CSIRO est recalculé à partir de la modélisation de la dérive des débris probables débutant le jour de la disparition, le 8 mars 2014. Des débris auraient été photographiés dans les environs par le satellite du CNES Français, pléiades 1 A (zone PHR4).
- 6. Enfin nous avons pu élaborer deux scénarios plausibles d'une fin de vol en vol plané suivi d'un amerrissage bien contrôlé produisant peu de débris. La variante 1 est illustrée par le schéma 2.
- 7. La zone de recherche proposée (en jaune sur le schéma 3) déduite de ces scénarios se situe en bordure de la zone déjà scannée en 2018 et s'étend plus au sud d'environ 38 nautiques (~70 km) sur une largeur de 16 nautiques (~30 km). La durée nécessaire pour couvrir cette nouvelle zone de 608Nm² serait d'environ 10 jours selon les capacités d'Ocean Infinity, dernière compagnie à avoir cherché l'épave en 2018.

¹ MYT : Malaysian Time : fuseau horaire de Malaisie

¹

²BTO : Burst Time offset & BFO : Burst Frequency Offset = Décalages des messages Inmarsat en temps et en fréquence



Schéma 1 : Comparaison de la Trajectoire reconstruite et l'exemple d'Inmarsat

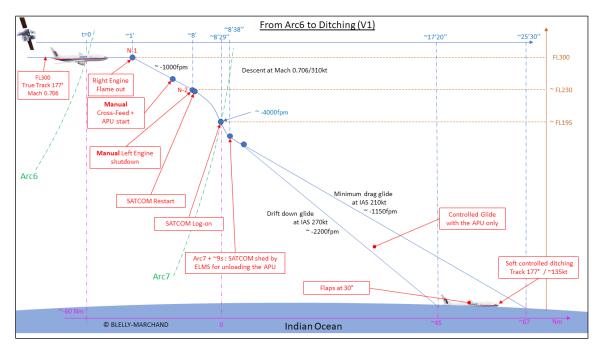


Schéma 2 : Scénario 1 de la probable descente finale du MH370 en vol plané

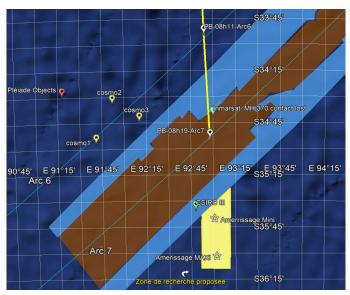


Schéma 3 : Zone probable d'impact (en jaune, ~600Nm²) et POI estimé du CSIRO III

Table of Contents

1	Intr	oduction	3
2	Le «	Final Major Turn » (FMT)	4
3	La t	rajectoire sud	8
	3.1	Calcul de la vitesse et de l'altitude	8
	3.2	Reconstruction de la « route sud »	11
	3.3	Validation par les données Inmarsat	13
4	La d	lescente finale	16
5	La z	one de recherche proposée	19
6	Aut	res éléments d'intérêt	20
Ar	nnexe 1	L : Variante 2 de la fin du vol	21
7	Réfe	érences	22

1 Introduction

Pour rester concis, dans ce document seule la partie du vol MH 370 inconnue des radars et reconstruite sera détaillée car la première partie du vol est connue et ne nécessite pas de recherches aéronautiques particulières. En effet, il est maintenant admis grâce aux données radar que l'avion est passé par le waypoint *VAMPI* au nord-ouest de Sumatra puis a disparu de ces mêmes relevés radar un peu plus tard au-delà du waypoint *MEKAR*. Néanmoins pour faciliter la compréhension, le développement commence au point *VAMPI* car il est précis et connu comme point de passage de l'avion à 02h13' le 8 mars 2014 MYT.

- 1. La première section concerne les éléments du vol entre le survol de *VAMPI* et l'appel téléphonique de 02h40' qui incluent un grand virage vers le sud communément appelé le FMT (Final Major Turn).
- 2. La deuxième section explique la trajectoire empruntée par l'avion après le FMT et qui progresse vers le sud de l'océan Indien. Les paramètres de vol affichés y sont aussi présentés.
- 3. La troisième section concerne la descente finale de l'avion et la méthode utilisée par le pilote aux commandes, pour un probable amerrissage avec un minimum de débris.
- 4. La quatrième section adresse la caractérisation de la zone de recherche de l'épave afin de la recommander pour les campagnes de recherches navales annoncées.
- 5. Enfin, certains éléments complémentaires et pertinents sont présentés dans la section 5.

³waypoint : point de report, aussi appelé « point de navigation »

2 Le « Final Major Turn⁴ » (FMT)

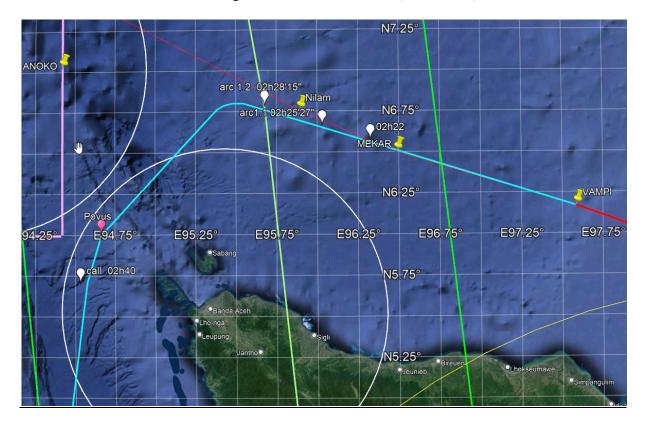


Figure 4 : En bleu, le dernier virage majeur (FMT) au nord-ouest de Sumatra composé de deux ou trois virages légers

- En préambule, il faut se rappeler que durant la première partie du vol, peu après le virage effectué après IGARI, le pilote aurait été exécuté plusieurs actions sur les commandes affectant la trajectoire de l'avion. Les principales sont : une probable descente lente vers le niveau de vol 300 (≈30 000 ft⁵). Cela est conforme avec l'étude publiée par Boeing dans l'Appendix 1.6 E (p5) [1]. Suite à la perte totale d'électricité supposée, les manettes des gaz sont restées figées sur leur dernière position. Ces deux éléments conjugués ont induit une vitesse sol (GS : ground speed) s'accroissant progressivement vers 516 kt⁶ qui se traduit en température ISA⁷+14° par une vitesse indiquée (IAS⁸) égale à environ 310kt pour un maximum possible de 330kts.
- Le pilote a souhaité quitter son niveau de croisière et descendre au FL300 qui en règle générale est un niveau peu utilisé dans cette région à cette heure tardive. De plus, il en résulterait une vitesse sol plus élevée et une température de cockpit moins froide. Cette vitesse élevée lui permettait de sortir au plus vite de la couverture radar malaysienne aux environs du waypoint MEKAR après VAMPI.

⁴FMT: le dernier virage majeur vers le sud

⁵ft : foot (~0,305 mètre)

⁶kt :noeudssoit 1,8 km/h environ

⁷ISA : Internal Standard Atmosphere

⁸IAS : Indicated Air Speed

- Il apparait aussi qu'après IGARI, VAMPI soit le seul point de navigation précisément survolé par le MH370. Cela suppose une navigation précise effectuée par le pilote pour contourner la zone de Jakarta (formellement FIR⁹ de Sumatra) lui permettant ainsi de rester en dehors de la zone de surveillance rapprochée.
- A partir de VAMPI, la route est estimée être restée constante à 287° jusqu'aux environs de 02h29', soit peu de temps après la transmission de l'avion vers le satellite à02h28'. La trajectoire estimée passe alors légèrement au nord du waypoint MEKAR. Ceci est confirmé par la photo des plots radar, montrée aux familles par les autorités Malaysiennes au cours de la fameuse conférence du Lido Hotel. La vitesse sol est estimée à 516 kt jusqu'à 02h22' au moins, soit 10 nautiques après MEKAR ce qui correspond à la perte de contact radar de Western Hill. La figure4 illustre cette manœuvre.
- Il apparaît clairement que le pilote aux commandes souhaitait contourner Sumatra de la manière la plus rapide et la plus discrète possible, en longeant les limites des zones de contrôles et les limites des radars de moyenne portée.
- Prenant en compte les résultats publiés par Inmarsat [2] un virage a très probablement été effectué à 02h29' environ par la gauche dans la direction du waypoint POVUS situé aux limites du radar de Banda aceh et de la FIR indienne de Chennai. La vitesse estimée s'est réduite (effet du vent) suite au virage légèrement autour de 503kt mais toujours avec une vitesse indiquée de 310kt car, sortant de l'urgence de la fuite en FIR Malaysienne l'avion semble dans une phase de transition avec une vitesse décroissante pour entrer dans un vol stable à Mach constant après une graduelle réduction de vitesse.
- De ce fait, à partir de *POVUS*, la vitesse sol (GS) estimée a probablement encore régressé pour se situer autour de 456kt à 02h40′, heure du premier appel téléphonique du sol vers l'avion.
- Cela permet de déterminer le point approximatif où l'appel téléphonique venant du sol a été reçu par l'avion sans réponse du cockpit (cf. table 4).
- Enfin à partir de 02h40′, les calculs montrent que la vitesse estimée a été stable tout le long de la croisière sud à Mach constant égal à 0.706, ce qui correspond à 265kt de vitesse indiquée au niveau de vol 300. Il est à noter que mon étude [3] démontre qu'il a conservé ce niveau de vol et ce Mach tout au long du vol. Cela peut paraitre paradoxal car ce Mach est inférieur de 5% au mode de vol Long Range et bien en dessous également du mode Maxi Range. Mais en réalité, le pilote a probablement pertinemment utilisé cette baisse qui induit elle-même une baisse équivalente de consommation de kérosène, elle aussi de 5%. Le résultat net est une distance parcourue identique au mode Long Range dans un temps légèrement plus long. Je rappelle ici que tout le kérosène disponible a été consommé « en altitude » constante et donc le temps de vol avec le carburant disponible à bord n'inclut pas la descente contrairement à un calcul carburant effectué en conditions normales. En tant que pilote, je reste convaincu qu'il a adopté un pilotage avec un Mach fixe « selected » en permanence par la suite car il ne pouvait entrer aucune route dans le FMC.
- Au sujet de la situation électrique de l'appareil, tous les faits de pilotage durant la première partie du vol ayant débuté juste après le waypoint <u>IGARI</u>, démontrent que l'électricité générale a probablement été coupée volontairement à bord. Dès lors, il ne subsistait que la RAT (Ram Air Turbine) qui se serait déployée pour assurer l'essentiel du vol. Cela suffisait pour faire voler l'avion et naviguer de manière rudimentaire d'autant plus que la pleine puissance hydraulique était toujours disponible puisque les moteurs fonctionnaient normalement.
- Pour pouvoir utiliser tous les systèmes de l'avion et d'après les données Inmarsat, le pilote aux commandes a rétabli l'électricité à bord aux environs de 02h23' MYT produisant la demande de

-

⁹FIR : Flight Information Region, c'est une zone sous la responsabilité d'un centre de contrôle du trafic aérien unique

connexion au réseau Inmarsat provenant de l'avion à 02h25'27" MYT (arc 1). Pour conserver son intraçabilité immédiate par le système de surveillance au sol, il a pris soin d'exécuter un « data link reset » (remise à zéro des liaisons de données) par le « com manager » (gestionnaire des communications), ainsi que d'activer la commande « auto messages off ». Ces actions conduisent, non seulement à l'effacement du numéro du vol, mais aussi à l'arrêt immédiat de tous les envois depuis l'avion. A partir de cet instant, il ne pourra plus être identifié ni envoyer d'informations de vol. Cependant, le système SATCOM étant resté en marche, les vérifications de connexion active (handshakes) émises par le réseau Inmarsat seront reçues par l'avion approximativement toutes les heures jusqu'à la fin du vol auxquelles il répondra.

Les données détaillées du FMT sont présentées dans la table 4.

Table 4 : Caractéristiques détaillées de la trajectoire reconstruite durant le FMT

Waypoint	longitude	latitude	longitude	latitude	route vraie	distance sol	vent	température	ISA	distance air	temps partiel	temps total	Mach	vitesse propre	vitesse sol
	o	0	°décimal	°décimal	٥	Nm	kt	°C	°C	Nm	min s	min s		kt	kt
VAMPI	97°35'01.00"E	6°10'09.00"N	97,5836	6,1692									0,845		
					287	68,5	14	-31	14	67	8'	-		502	516
MEKAR	96°29'05.00"E	6°30'02.00"N	96,4847	6,5006									0,832		
					287	10	14	-31	14	10	1'10"	-		502	516
02h22' *	96°19'46.41"E	6°33'31.83"N	96,3296	6,5588								0	0,832		
					287	18	9	-31	14	24,7	3'30"	3'30"		494	503
Arc1 02h25'27"	96°02'24.37"E	6°39'01.23"N	96,0401	6,6503									0,814		
					287	22	9	-31	14	24,7	3'	6'30"		494	503
Arc1.2 02h28'15"	95°41'13.35"E	6°45'22.48"N	95,6870	6,7562									0,814		
					287/223	81	9	-31	14	78,2	9'15"	15"45"		494	503
POVUS	94°39'55.80"E	6° 00'02.40"N	94,6655	6,0007									0,734		
					197	18	10	-31	14	18,6	2'15"	18'		446	456
Phone Call 1 02h40'	94°37'37.44"E	5°42'34.56"N	94,5771	5,7096	187								0.706		

^{*} les heures sont en « Malaysian time (MYT) »

3 La trajectoire sud

3.1 Calcul de la vitesse et de l'altitude

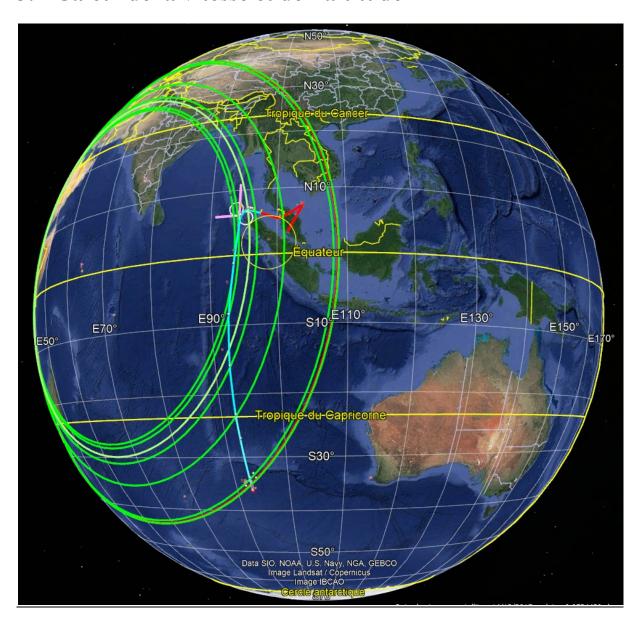


Figure 5 : Portion sud de la trajectoire reconstruite (couleur bleue)

La trajectoire « sud » est la portion de la trajectoire qui commence au point où se trouvait l'avion à 02h40' (1^{er} Phone call) jusqu'au $6^{\grave{e}me}$ arc. Ce dernier est considéré comme le début de la partie finale du vol et sera traitée au paragraphe suivant.

Pour reconstruire la trajectoire « sud » illustrée en bleu sur la figure 5, les données et hypothèses suivantes ont été utilisées :

- 1. La quantité de carburant restante à bord à 02h28' MYT a été officiellement évaluée par Boeing à 33524 kg.
- 2. L'hypothèse a été faite qu'il y a eu une réduction de la vitesse du M0.814 à ISA +14° (M0.838 indiqué par Boeing en ISA) au M0.706 (justifiée plus loin dans ce rapport) pendant environ 11'30" minutes qui correspondent à une masse de carburant consommée d'environ ~1120kg sur base du Mach moyen et d'une poussée des moteurs très réduite (Idle) pendant 1,5 minute environ (durée par simulation).
- 3. La quantité de kérosène restant à 02h40 MYT est donc estimée à 32400 kg.
- 4. Les arcs satellite d'Inmarsat officiellement rapportés ont été reconstruits avec précision par niveau de vol.
- 5. Les données météo du jour (vents et températures) ont été utilisées permettant le calcul de l'ISA au niveau de vol FL 300
- 6. La table des « Performance in flight » du Boeing 777-200 ER équipé de moteurs Rolls-Royce Trent 892.
- 7. Les corrections éventuelles de surconsommation carburant de +1.5% du « perf factor » (surconsommation d'usure des moteurs) et de + 1.2% dû à la température élevée du jour. Ici il a été retenu + 1.2% car Boeing recommande + 1% par 10° d'ISA supplémentaire or, au cours de la trajectoire sud, j'ai calculé un ISA moyen à + 12° pour l'estimation de la consommation globale de carburant.
- 8. Le temps de vol effectué entre 02h40' MYT et l'extinction supposée du deuxième moteur faute de carburant estimée par l'ATSB à deux minutes avant l'envoi du dernier Logon par l'avion à 08h19'30" donne une durée de 5h37'30 " ou 5,625 en décimal.
 - Note : ceci est l'hypothèse faite pour les calculs initiaux, en réalité dans notre scenario de fin de vol la durée entre l'arrêt volontaire du moteur gauche et le Logon est de 30 secondes approximativement.

A partir de ces données, un calcul simple et cohérent peut être effectué :

- 1. La consommation horaire se déduit comme (33524kg-1120kg) / 5.625h = 5760 kg/heure. Cela représente ce qui a été consommé « réellement ce jour-là » en moyenne par heure en prenant en compte les deux composantes totalisant +2.7% de surconsommation kérosène (voir ci-dessus).
- 2. A mi-chemin de cette « route sud », à 05h28' MYT, la masse **moyenne** calculée de l'avion est estimée à 190, 6 tonnes. Le fait d'arrondir cette masse à une valeur de 190 tonnes pour le calcul n'a que très peu d'influence sur le résultat final.
- 3. Dans le tableau de Boeing « performance In flight Long Range » pour le type d'appareil considéré, il faut rechercher la valeur de consommation horaire de 5760 kg/h pour une masse en vol de 190t. Cette valeur n'est pas directement affichée dans le tableau. Il faut donc effectuer une double interpolation. Un extrait pertinent de ce tableau est présenté dans la figure 6 avec le détail des calculs décrits ciaprès.
- 4. Nous trouvons 5904kg/h pour un Mach 0.743 en Long Range. Pour trouver 5760 kg/h il faut réduire cette valeur de 5%, et il faut ajouter obligatoirement la surconsommation de +2.7% car le tableau est établi pour des moteurs neufs sous une température d'ISA standard. Il faut bien garder en mémoire de rechercher cette valeur de consommation sur la ligne de la masse avion égale à 190t, autrement le calcul serait faux.
- 5. En reportant les résultats de ces calculs sur les courbes « B777-200ER Cruise Mach, Fuel Flow, and Specific Air Range » de la figure 7, on constate leur cohérence vis-à-vis des courbes de consommation fournies par Boeing.
- 6. Ces mêmes courbes montrent que -5% de consommation correspondent à une réduction identique de vitesse i.e. 5%. On en déduit donc pour le niveau de vol FL 300 que Mach 0.743 5% = M 0.706. Il faut noter ce résultat remarquable du « specific air range » ou « distance air possible » calculée à M0.706, est très proche de celui à une vitesse de vol en mode LRC (voir figure 7).

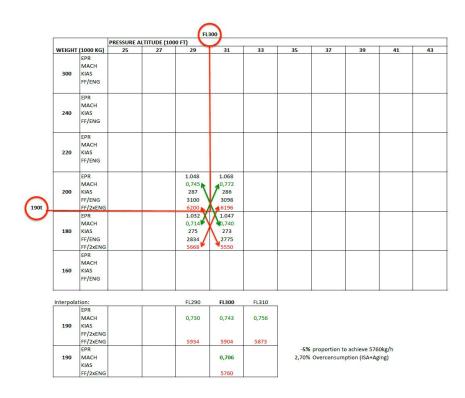


Figure 6: Extrait du tableau FCOM - Long Range Cruise Control Trent 892 (Source PMDG and Airlines [5])

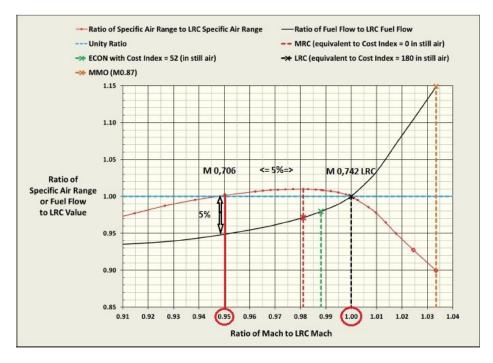


Figure A-1. B777-200ER Cruise Mach, Fuel Flow, and Specific Air Range

Figure 7 : Consommation-distance spécifique B777-200ER (Source Independent Group [6])

On peut donc conclure que, dans ces conditions, tout le vol s'est déroulé au FL 300 avec un Mach 0.706 (soit une vitesse indiquée IAS =265 kt qui est la vitesse maximum d'attente recommandée par l'OACI et la FAA). Enfin, la consommation horaire de kérosène a effectivement été égale à 5760kg/h en moyenne.

3.2 Reconstruction de la « route sud »

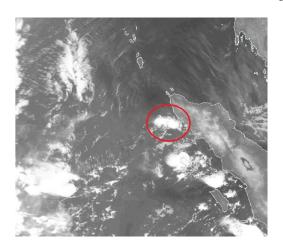
En faisant l'hypothèse d'un vol à Mach constant et d'une altitude constante, la trajectoire peut être reconstruite entre les arcs en prenant en compte les conditions météo plus locales comme suit :

- 1. De 02h40à 03h41(arc 2) = 61' => TAS¹⁰ = 429 kt, GS = 435 kt et Distance = 442 Nm¹¹. On trace le segment à partir du point de l'appel téléphonique de 02h40' pour croiser l'arc 2 avec une distance de 442 Nm.
- 2. De 03h41 à 04h41 (arc 3) = 60' => TAS = 429 kt, GS = 436 kt et distance = 436 Nm
- 3. De $04h41 \stackrel{.}{a} 05h41 (arc 4) = 60' => TAS = 429 kt, GS = 440 kt et distance = 440 Nm$
- 4. De $05h41 \stackrel{.}{a} 06h41 (arc 5) = 60' => TAS = 428 kt, GS = 437 kt et distance = 437 Nm$
- 5. De 06h41 à 08h11 (arc 6) = 90' => TAS = 426 kt, GS = 419 kt et distance = 629 Nm

Les caractéristiques détaillées de la portion « route sud » de la trajectoire reconstruite sont présentées dans la Table 9. La « route sud » est aussi illustrée dans la figure 5.

La « lecture aéronautique » des données semble indiquer que le pilote aurait d'abord naturellement affiché une route magnétique de référence au 187° et, qu'aux environs du Tropique du Capricorne quelque part entre 23°S et 25°S, il serait passé en route « vraie » au ~177°, plus vers le pôle à cause de la déclinaison magnétique produisant de facto une ligne pratiquement toute droite vers le sud depuis 02h40 MYT.

Le choix initial du cap magnétique au 187° s'explique par la présence de cumulo-nimbus au large de la cote nord-ouest de Sumatra comme illustré dans la Figure 8.



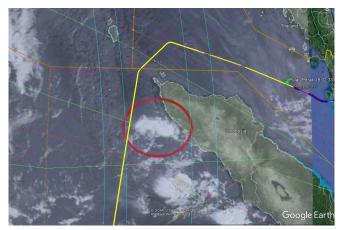


Fig. 8a Fig. 8b

Figure 8 : Choix du cap en fonction des obstacles météo à la sortie du virage FMT

-

 $^{^{10}}$ TAS : en anglais True Air Speed : vitesse propre de l'avion relative à la masse d'air environnante

¹¹ Nm : Nautical mile en anglais, nautique en français, 1852 mètres

Table 9 : Caractéristiques détaillées de la « route sud »

Arc	longitude	latitude °	latitude	latitude	latitude	latitude	latitude	latitude	latitude	latitude	longitude	latitude	Direction vraie	distance sol	vent	température	ISA	distance air	temps partiel	temps total	mach	vitesse propre	vitesse sol
MYT	۰		° décimal	° décimal	۰	Nm	kt	°C	°C	Nm	h min s	min s		kt	kt								
02h40'	94°34'37.44"E	5°42'34.56"N	94,5771	5,7096									0,706										
					187	442	023/6	-31	14	436	1h01'	1H01"		429	435								
03h41' arc2	93°37'28.56"E	1°31'17.76"S	93,6246	-1,5216									0,706										
					187	436	050/10	-31	14	429	1h00'	2h01'		429	436								
04h41' arc3	92°40'37.20"E	8°45'28.80"S	92,6770	-8,7580									0,706										
					183	440	000/11	-31	14	429	1h00'	3h01'		429	440								
05h41' arc4	92°18'41.76"E	16° 7'25.32"S	92,3116	-16,1237									0,706										
					180	437	052/15	-32	13	428	1h00'	4h01'		428	437								
06h41 arc5	92°22'33.60"E	23°24'29.88"S	92,3760	-23,4083									0,706										
					177	629	260/40	-34	11	639	1h30'	5h31'		426	419								
08h11' arc6	92°54'2.16"E	33°54'50.04"S	92,9006	-33,9139									0,706										
					177	60	260/25	-41	8	60,5	8'30"			430	423								
08h19'29" arc7	92°57'53.65"E	34°54'53.58"S	92,9649	-34,9149								5h39'30"	0,702										
					177									440	436								
08h19'38"	92°58'07.22"E	34°56'29.49"S	92,9687	-34,9415									0,700										

3.3 Validation par les données Inmarsat

L'étape nécessaire suivante est de répondre à la question : Comment la trajectoire reconstruite se compare-telle aux données Inmarsat ? Les caractéristiques de la trajectoire reconstruite complète sont compilées dans la table 10. Pour faciliter la comparaison, cette table affiche les valeurs calculées de la trajectoire du Captain Blelly de manière identique à celle de la présentation de l'exemple de trajectoire d'Inmarsat fourni dans la table 9 de leur rapport [2]. Ce niveau de détail permet de mieux comprendre les différentes composantes des BFOs¹² en particulier. Des éléments supplémentaires y ont été ajoutés pour être complet comme les BTO qui sont utiles pour la discussion, ainsi que quelques waypoints intermédiaires peu utilisés dans d'autres études.

Il faut aussi noter que pour être comparable à Inmarsat le même biais de fréquence δf de 150 Hz a été utilisé. De plus, les mêmes quatre premiers waypoints sont inclus pour démontrer la qualité de nos outils par rapport aux données officielles fournies par Inmarsat. Nos calculs sont basés sur deux outils logiciels. Le premier est un classeur Excel initialement créé par Yap F. Fah, NTU, Singapour (Version 4) que nous avons progressivement enrichi au fur et à mesure de nos connaissances accrues (aujourd'hui nous en sommes à la version 7). En particulier, nous y avons inclus le modèle SK999-Satellite que nous avons amélioré avec une précision correspondant aux éphémérides d'Inmarsat. Le second outil, le Constraint Assessment Tool (CAT) est un logiciel maison développé en parallèle dans le cadre de CAPTIO, englobant des fonctions similaires à celles du tableau Excel ci-dessus (version 7) avec toutes les données opérationnelles complémentaires comme la consommation de kérosène, les données météo réelles interpolées 4D, la génération des arcs en fonction de l'altitude, etc.

Il ressort de la table 10 que la trajectoire reconstruite satisfait toutes les contraintes concernant à la fois les BTOs ¹³ et les BFOs. Les BTOs sont tous dans la fourchette d'incertitude de +/-50µs définie par Inmarsat. Et les BFOs sont tous dans la fourchette d'incertitude de +/- 7Hz, elle aussi définie par Inmarsat.

La table 10 n'inclut pas le dernier BFO de -2Hz du dernier burst émis par l'avion à 08h19:38 MYT. Ce cas particulier est traité dans l'Annexe 1 où une variante de l'analyse de la fin de vol est présentée à partir de celle faite dans la section suivante ci-dessous.

13

¹² BFO : Burst Frequency Offset : ~ décalage de la fréquence dû à une correction incomplète du Doppler et fournissant une information sur le couple vitesse/cap de l'avion

¹³BTO : Burst Time Offset qui fournit une information permettant de déterminer la distance entre le satellite et l'avion

Table 10 : Route Captain Blelly/Jean- Luc Marchand (format identique à la Table 9 du rapport d'Inmarsat)

	-				Ca	ptain Blelly	y/J-Luc Ma	rchand's Re	econstructe	d Flight Pa	th Results (re	f. Inmars	atpaper Ta	ble 9)						
									ΔΙ	- Tun					Total E	Burst Free (Hz)	ı. Offset	Burst '	Γime Off	fset (us)
	Time UTC *	Lat°N	Lon°E	Altitude (100ft)	True Track (°ETN)	Speed (kt)	Speed (km/h)	Vertical Speed (fpm)	Aircraft (Hz)	Satellite (Hz)	ΔF down (Hz)	δf comp (Hz)	δFsat + δ AFC (Hz)	δfbias (Hz)	Pred.	Meas.	Error	Pred.	Meas.	Error
Nominal-1-																				
Inmarsat Nominal-2-	16:30:00	2,70	101,70	0	0	0	0	0	0	-6	-84	0	29	150	88	88	0	14893	14920	27
Inmarsat Nominal-3-	16:42:31	2,80	101,70	20	333	235	435	1200	194	-6	-80	-180	27	150	130	125	-5	14931	14900	-31
Inmarsat Nominal-4-	16:55:53	4,00	102,20	280	25	461	854	1500	-424	-4	-75	453	25	150	155	159	4	15212	15240	28
Inmarsat	17:07:19	5,30	102,80	350	25	468	867	0	-461		-71	488	24	150	130	132	2	15587	15660	73
Arcl	18:25:27	6,65	96,00	300	287	503	932	0	774	-1	-37	-761	10	150	136	142	6	12560	12520	-40
Arc1.2	18:28:15	6,76	95,69	300	287	503	932	0	769	-1	-36	-755	10	150	137	143	6	12430	12480	50
Phone Call 1	18:40:33	5,71	94,58	300	187	428	793	0	165	-2	-30	-203	8	150	89	88	-1	11910	N/A	N/A
Arc 2	19:41:03	-1,52	93,62	300	187	435	806	0	11	-1	0	-51	-2	150	108	111	3	11520	11500	-20
Arc 3	20:41:05	-8,76	92,68	300	185	436	807	0	-169	6	29	130	-2	150	145	141	-4	11750	11740	-10
Arc 4	21:41:27	-16,12	92,31	300	182	440	815	0	-364	17	56	331	-18	150	171	168	-3	12820	12780	-40
Arc 5	22:41:22	-23,41	92,38	300	179	437	809	0	-533	30	78	508	-29	150	204	204	0	14560	14540	-20
Call 23h14	23:14:30	-27,22	92,55	300	177	419	776	0	-590	38	88	570	-33	150	224	217	-7	15700	N/A	N/A
Arc 6	00:11:00	-33,91	92,90	300	177	413	765	0	-681	50	100	670	-37	150	252	252	0	18040	18040	0
Arc 7	00:19:29	-34,91	92,96	195	177	433	783	-4000	-782	52	102	701	-38	150	186	182	-4	18430	18400	-30

^{*} UTC = Heure malaisienne– 8h

La Figure 11 adopte le format de la Figure 9 du rapport d'Inmarsat [2]. La courbe rouge représente les données Inmarsat. La courbe bleue représente les BFOs estimés de la trajectoire reconstruite ici. Leur correspondance est très bonne car l'écart type des BFORs est σ ~3.9Hz. De plus, en prenant en compte les BFOs additionnels disponibles (Arc-1.2 par exemple) généralement laissés de côté par les autres études le σ des BFOR = ~4.3Hz.

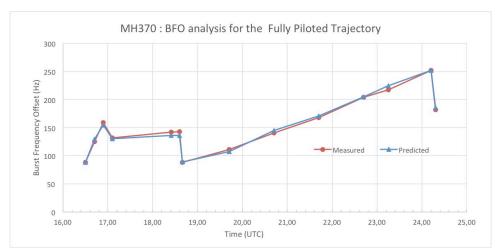


Figure 11 : Comparaison entre les BFO d' Inmarsat et ceux de la trajectoire du Capitaine Blelly (BFOR σ ~3.9Hz)

Le résultat de la comparaison entre la trajectoire reconstruite et l'exemple de trajectoire proposé par Inmarsat est présenté dans la figure 12 ci-après. Leur proximité à partir de l'arc 2 est frappante même si les points de croisement des arcs 2 à 6 sont bien distincts alors que les points respectifs de croisement de l'arc 7 sont très proches à quelques 10 nautiques l'un de l'autre. L'arc 7 est le point appelé « perte de contact de l'avion » par Inmarsat [2]. De fait, il correspond assez bien à l'endroit de l'extinction volontaire du deuxième moteur que nous avons estimé comme illustré dans le schéma 3.

En revanche, le virage FMT proposé par Inmarsat se situe plus au nord-ouest à environ 75 nautiques de celui trouvé ici. Ceci provient de la vitesse moyenne plus grande (448kt) et de l'altitude plus haute proposée par Inmarsat donnant un Mach à $^{\sim}0,760$.



Figure 12 : Comparaison de la trajectoire reconstruite en jaune avec l'exemple d'Inmarsat en rouge (source Inmarsat)

4 La descente finale

La descente finale est une phase qui a fait – et fait encore – l'objet de nombreuses études. Beaucoup ont fait l'hypothèse que l'avion n'était plus sous contrôle d'un pilote. Et peu ont fait l'hypothèse d'une fin de vol sous le contrôle d'un pilote se préparant minutieusement à un amerrissage. C'est cette hypothèse de fin de vol parfaitement maitrisée depuis le niveau de vol en croisière au FL300 jusqu'à l'amerrissage est celle que nous avons retenue. Elle est le fondement du travail présenté ici.

L'analyse a été extrêmement complexe, car il faut intégrer de nombreux paramètres tels que les vitesses horizontales et verticales instantanées, les taux de descente moyens, le kérosène restant à chaque point, ainsi que l'adéquation de cette trajectoire avec les données BFO et BTO connues. Voici les détails de la méthode que nous avons utilisée expliquée logiquement et simplement :

- 1. Les hypothèses et paramètres de base nécessaires sont :
 - 1.1. La distance sol la plus courte parcourue par l'avion entre l'arc 6 et l'arc 7 est de 60 Nm effectuée en 8'30" en supposant qu'il ait volé en ligne droite
 - 1.2. Le niveau de vol de départ est le FL 300 avec une vitesse Mach de 0.706 avec les deux moteurs en fonctionnement.
 - 1.3. A l'arc 6, le protocole de vérification de logon est complet (ping complet)
 - 1.4. La vitesse sol à l'arc 6 est de GS= 413 kt en ISA +4° (qui va augmenter vers ISA +8° au sol)
 - 1.5. Le vent du 260°/40kt qui diminuera vers 235°/25kt dans les couches inférieures
 - 1.6. La quantité de kérosène au passage de l'arc 6 est estimée à 0.8 tonne.
 - 1.7. La route au 177° « vrai » est considérée comme restée constante jusqu'au sol.
 - 1.8. Les calculs débutent à partir de l'arc 7 qui est le point précis de la demande de « logon » de l'avion vers le réseau satellite, moins d'une minute après la rupture d'alimentation électrique sachant que dans ce cas il y a « break power transfert » qui engendre nécessairement un logon automatique et que l'oscillateur du SATCOM n'a pas eu le temps de refroidir.
 - 1.9. A partir de ce point je suis remonté dans le temps vers l'arc 6, en intégrant la vitesse moyenne de l'avion, et l'utilisation du pilote automatique fonction du kérosène restant.
 - 1.10. Dans cette hypothèse je considère que *le pilote aux commandes a gardé assez de kérosène pour conserver l'APU en fonctionnement jusqu'au niveau de la mer, pour lui permettre une descente « confortable »,* si l'on peut dire, et pour un amerrissage possible en configuration « full flaps » (les volets entièrement sortis).
- 2. Le déroulé de la descente est illustré dans la figure 13 et se présente donc ainsi en définissant le temps relatif initial T₀=0 à 08h11' MYT :
 - 2.1. T₀= 0 : à l'arc 6, tout est normal, l'avion répond à l'interrogation du satellite (ping). Il reste une quantité totale de kérosène d'environ 800 kg, mais pas uniformément répartie à cause de la dissymétrie de consommation. En effet, le moteur droit avait une consommation supérieure au moteur gauche. Pendant cette minute, la consommation des deux moteurs est estimée à 88kg/min soit 5280kg/h selon tableau de consommation B777-200 ER pour une masse de 175t.
 - 2.2. T₁=+1': environ une minute après, le moteur droit s'arrête par manque de carburant (illustré par la valeur N-1 sur la figure 13). Les systèmes avion sont pris en charge par le moteur vif restant (i.e. le gauche). Le pilote conserve donc son pilote automatique et son directeur de vol. Il reste en mode « maintien de Mach » utilisé en croisière jusqu'à présent. De ce fait, dans la descente qui suit, la vitesse indiquée va progressivement augmenter jusqu'à 310kt, puis elle y restera sans dépasser cette limite imposée par l'enveloppe de vol. La seule consigne donnée par le pilote sur le pilote automatique est une vitesse verticale de descente constante V/S égale à 1000 ft/minute. Ainsi, la vitesse TAS augmentera progressivement vers 434kt quand il passera au niveau FL240 ce qui

corrobore un trajet de 60 nautiques effectué en 8'30" avec une vitesse sol moyenne de 423kt en tenant compte du vent. Dans les détails, pour que les temps correspondent avec les distances, on s'aperçoit ici qu'il faut considérer une accélération en descente de l'avion. Pour ce faire, il a probablement conservé le mode « Mach sélecté » sinon elle ne se serait pas produite. En descente à ~-1000ft/min, la consommation du seul moteur restant est estimée aux environs de 71kg/min ou 4300kg/h.

- 2.3. Au cours de ce début de descente le pilote démarre l'APU et ouvre les robinets d'intercommunications du kérosène (fuel crossfeed) pour être sûr de profiter de tout le carburant disponible et afin d'assécher les réservoirs. Il faut se rappeler que l'avion est en descente avec une assiette négative avec peu de carburant dans les réservoirs.
- 2.4. T₂ = +8'00": à peu près au niveau de vol FL 230 (23000ft) le moteur gauche est volontairement arrêté manuellement illustré par la valeur N-2 sur la figure 13. L'avion passe en vol plané, avec une assiette qui diminue légèrement. Probablement par surprise et/ou à cause d'une courte inattention à cet instant particulier et inhabituel pour un pilote, il en résulte une petite échappée d'assiette pendant quelques secondes qui augmente la vitesse verticale à 4000 ft/minute et qui l'amène aux alentours du niveau de vol FL195 soit 19500ft.
- 2.5. T₃=+8'29": demande de logon du SATCOM produisant une valeur de BFO estimée à 186Hz pour 182Hz mesurée par Inmarsat. Ce logon s'explique par le moteur gauche qui, suite à sa coupure quelques instants auparavant, a cessé d'alimenter le réseau électrique alternatif gauche qui fournit la puissance au SATCOM. De ce fait, l'APU, seule source électrique restante, se connecte au bus électrique gauche pour prendre le relais en plus du droit qu'il alimente déjà depuis l'arrêt du moteur droit. La coupure, suivie de la réalimentation électrique du bus gauche AC115V, a déclenché un redémarrage du SATCOM (power up) suivi d'un logon qui a débuté à cet instant précis T₃.
- 2.6. T₄= +8'38": Pendant les 9 secondes écoulées depuis T₃ le protocole du logon assure la connexion du SATCOM au réseau car la procédure est finalisée par la réponse finale du sol. En revanche, et contrairement aux précédents logons, aucun autre système du bord ne s'est loggé avec le sol par la suite, et en particulier l'IFE¹⁴. Ceci laisse supposer de manière quasi certaine que l'ELMS (Electric Load Management System) a délesté tous les systèmes « utilitaires » pour ne garder que l'alimentation des systèmes prioritaires comme les pompes électriques alimentant les commandes de vol gourmandes en énergie. Par conséquent, le SATCOM a été délesté. En effet, à cet instant, l'alternateur de l'APU reste seul à alimenter tout l'avion et ses systèmes vitaux prioritaires.

 Curieusement à cet instant il existe un BFO mesuré à -2Hz qui pose question. S'il était confirmé, ceci impliquerait un taux de descente de − 14500 ft/min traduisant un piqué de l'avion pratiquement juste après le 7èmearc. Nous n'avons trouvé aucune explication technique satisfaisante à cet étrange BFO, mais nous l'analysons de façon opérationnelle dans l'annexe 1 de ce rapport. Comme toutes les recherches de l'épave effectuées dans cette zone n'ont rien donné et que très peu de débris ont finalement été retrouvés, cela conduit à supposer que la trajectoire a été « récupérée » par le pilote et, que cet avion a poursuivi une descente contrôlée avant un amerrissage maitrisé.
- 2.7. $T_5 = +8'40"$ et après : pour gérer sa descente, le pilote avait deux possibilités pour lesquelles il connaissait la procédure et s'était probablement entrainé :
 - 2.7.1. Une descente avec les deux moteurs éteints à la vitesse indiquée recommandée par Boeing de 270kt, appelée « drift down two engines inoperative ». La vitesse sol moyenne estimée serait alors de 306kt avec un taux de descente d'environ –2200 ft/minute (soit environ 9 minutes de descente depuis le FL195). La distance maximale correspondante estimée depuis l'arc 7 serait de 45 nautiques (sans compter la réduction de vitesse induite par la sortie des volets à 30° vers la fin) avec un amerrissage à T₆ = 17'20".
 - 2.7.2. Ou alors, une descente avec les deux moteurs éteints à la vitesse minimale de vol en configuration lisse (volets 0°). Il aurait alors eu une vitesse de référence Vref augmentée de 80kt

-

¹⁴ IFE : In Flight Entertainement : système qui gère les communications (téléphone, sms) et divertissements pour les passagers en cabine

(vitesse de référence en fonction de la masse avion), ce qui nous donnerait une vitesse indiquée estimée à 210kt. Cela lui aurait permis d'évoluer sans approcher de la vitesse de décrochage et de pouvoir faire des évolutions avec l'avion (temps de descente à peu près 17 minutes). Il aurait donc eu à cet instant un taux de descente de -1150 ft/minute et une vitesse sol moyenne estimée à 236kt. La distance maximale correspondante estimée depuis l'arc 7 serait alors 67 nautiques, sans compter ici aussi, la réduction de vitesse induite par la sortie des volets. L'amerrissage aurait alors eu lieu au temps $T_6 = 25'30''$.

- 2.8. Les coordonnées de la zone de crash minimum sont donc : -35.6650° S et 93.0130° E
- 2.9. Les coordonnées de la zone de crash maximum sont donc : -36.0268° S et 93.0364° E

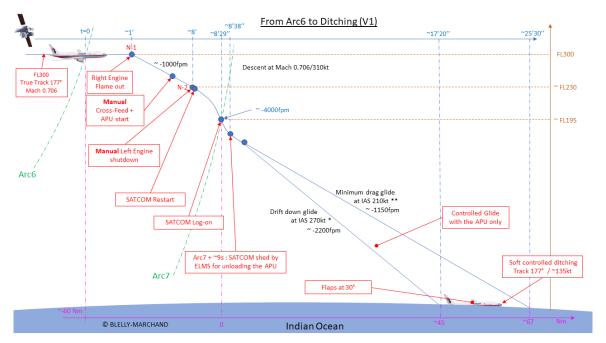


Figure 13 : Scénario de fin de vol envisagé (Blelly-Marchand) – variante 1



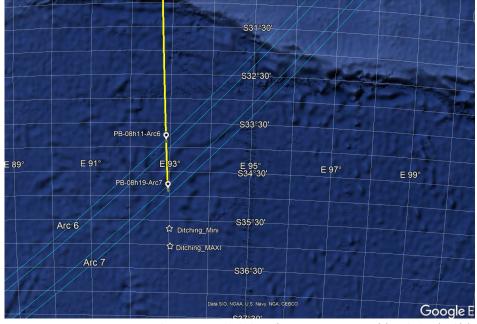


Figure 14 : Estimations minimale et maximale du lieu d'amerrissage maitrisé (symboles étoilés)

5 La zone de recherche proposée

Deux campagnes de recherches sous-marines ont déjà été conduites sans succès non loin de là de part et d'autre de l'arc 7 d'abord par Fugro comme illustré par la zone marron sur la figure 15 et puis par Ocean Infinity comme illustré en bleu sur la figure 15. Ces recherches n'ont pas pris en compte l'excellente capacité de l'avion à planer grâce à sa finesse de 17:1 d'autant plus qu'à cette époque il n'était pas envisagé qu'un pilote soit aux commandes.

La zone proposée sur la figure 15 est illustrée en jaune par un trapèze qui prolonge vers le sud la zone déjà couverte en prenant une marge de 7 nautiques part et d'autre de la route vraie au 177° et au-delà du point maximal dans le cas où l'avion aurait légèrement dévié dans sa fin de vol. Cette zone prend en compte les deux variantes du scénario de fin de vol envisagées dans ce rapport.

La surface de cette zone est estimée à 600 Nm² approximativement. Elle est relativement petite comparée à la zone de recherche potentielle de 10 000 Nm² envisagée aujourd'hui par Ocean Infinity (illustrée par les deux rectangles orange sur la figure 15) au cours d'une possible future campagne de 100 jours en 2023 ou 2024. La zone proposée ici nécessiterait moins de 10 jours selon cette estimation.

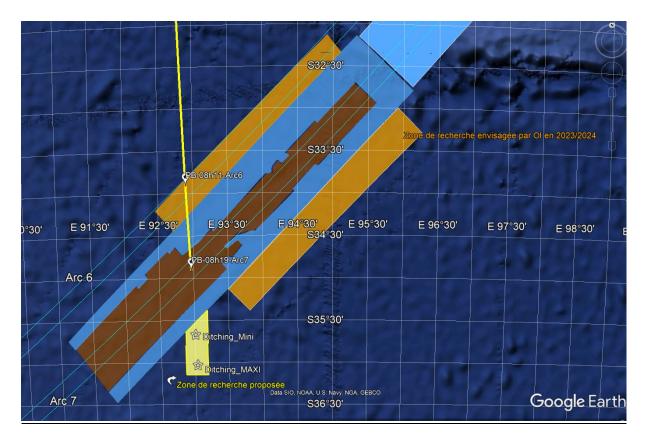


Figure 15 : Zone de recherche proposée (illustrée en jaune) possiblement couverte en moins de 10 jours

6 Autres éléments d'intérêt ...

Plusieurs éléments méritent d'être mentionnés en relation avec la situation géographique des zones d'amerrissage et de recherche identifiées.

Le premier élément provient du rapport d'analyse des images « optiques » acquises par le satellite français PLEIADES 1A le 23 mars 2014 [4]. Sur ces images environ 12 objets ont été identifiés comme probablement « fabriqués de la main de l'homme ». Tous les objets sont grands comprenant une surface supérieure à 20m². La position géographique de ces objets (cf la punaise « pléiades objects » sur la figure 16) est en cohérence avec les résultats d'une des études de dérive effectuée par l'organisme australien CSIRO [8].

De surcroît, il y a des informations provenant du satellite italien COSMO-SkyMed acquises grâce à un radar embarqué à ouverture synthétique (SAR) le 21 mars 2014. La position des objets possiblement fabriqués de la main de l'homme est indiquée par les marqueurs CosmoX sur la figure 16.

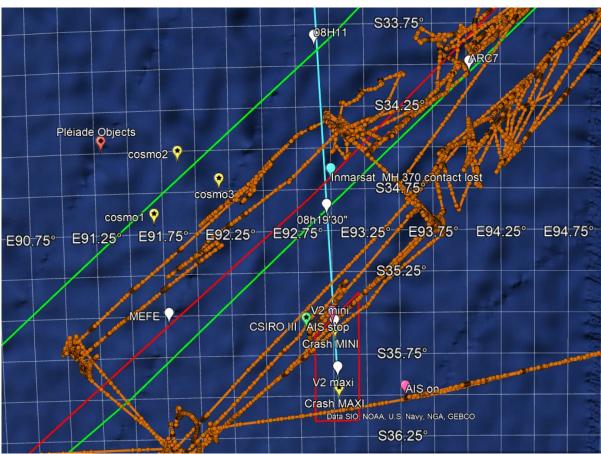


Figure 16 : Autres éléments d'un grand intérêt autour de la zone d'amerrissage (Pléiades, Cosmo, CSIRO ...)

Annexe 1 : Variante 2 de la fin du vol

L'arc 7 à 08h19:29 MYT provient du premier message (burst) envoyé par l'avion initialisant la requête de logon du SATCOM après son redémarrage. Ce message fournit le couple de données BTO/BFO de l'arc 7. Durant les secondes qui suivent la procédure se déroule normalement et se conclut tout aussi normalement 9 secondes plus tard par un dernier « burst » provenant du SATCOM à 08h19:38 MYT fournissant un BFO mesuré à -2Hz.

Cette valeur de BFO comparée à celle du début du logon (182Hz) a été analysée par le professeur Holland [7] dont le rapport montre qu'en 9 secondes l'avion aurait accéléré probablement en piquer pour passer d'une vitesse verticale de ~-4000fpm à ~-14500fpm, et beaucoup d'analyses postérieures d'en conclure que l'avion était soit en chute libre soit avait heurté l'eau le nez en premier à très grande vitesse... à l'arc7 ou au voisinage.

Considérant la présence d'une personne aux commandes, il y a une autre possibilité envisagée ici et illustrée par la figure 17. Le nombre réduit de débris retrouvés et leur type indiquent que l'avion n'a probablement pas percuté l'eau à grande vitesse car cela reviendrait à percuter un mur en béton éparpillant l'avion en milliers de morceaux. Donc, il est tout à fait possible qu'après avoir entamé un piqué – involontaire ou volontaire – l'avion ait été récupéré très peu de temps après. L'arrêt volontaire du dernier moteur (le gauche) et la gestion des évènements subséquents pourraient avoir déclenché cette prise de vitesse. Par exemple, les calculs montrent que si l'avion pique pendant une dizaine de secondes un peu avant l'arc7 alors la manœuvre de récupération illustrée par la figure 17 durerait environ 50 secondes sur une distance de 6 nautiques. Puis s'en suivrait une descente similaire à celle décrite dans la variante 1 qui est rappelée dans la figure 18.

La différence notable entre les deux variantes de fin de vol est l'estimation des distances sol minimales et maximales. La distance minimale pour la variante 2 serait égale à 42 nautiques et la maximale égale à 59 nautiques contre 45 et 67 nautiques respectivement pour la variante 1 comme le montre la figure 18.

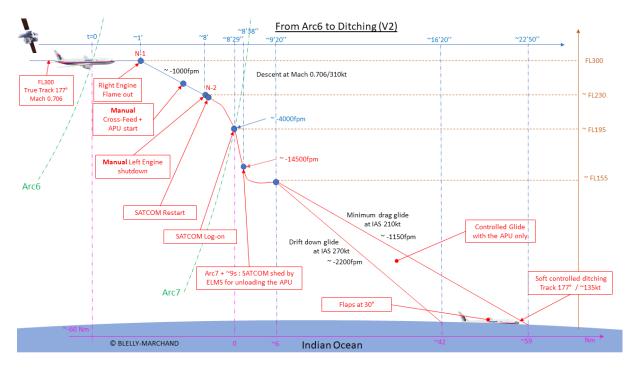


Figure 17 : Variante 2 de la fin de vol incluant un piqué et sa récupération (Blelly/Marchand)

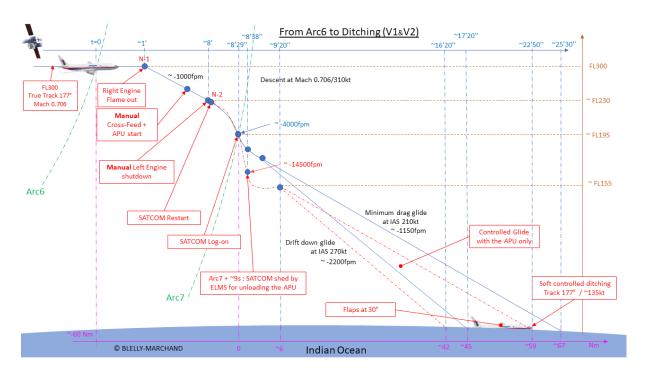


Figure 18 : Synoptique des deux variantes de fin de vol

7 Références

- [1] Malaysian Safety Investigation Report MH370 (9M-MRO) 2018, Appendix-1.6E-Boeing Performance-Analysis- Malaysian Airlines 777(9M-MRO) Missing Occurrence 08 March 2014
- [2] The Search for MH370, Inmarsat, C. Ashton, A. Shuster Bruce, G. Colledge & M. Dickinson, Journal of Navigation, (2015) 68 1-22
- [3] "MH370 La contre-enquête d'un pilote" by Captain P. Blelly Ed. J-P. Otelli– 23rd Feb. 2022
- [4] Summary of imagery analyses for non-natural objects in support of the search for Flight MH370, GA report, S. Minchin, N. Mueller, A. Lewis, G. Byrne, M. Tran, Record 2017/13 eCat 111041
- [5] Flight Crew Operational Manual FCOM 1 et 2 Boeing : tableau de « performance in flight » du Boeing 777-200 ER équipé de moteurs Trent 892, PMDG and Airlines.
- [6] The final resting place of MH 370, Bobby Ulich, Richard Godfrey, Victor Iannello & Andrew Banks, 7th Mar 2020
- [7] MH370 Burst Frequency Offset Analysis and Implications on Descent Rate at End-of-Flight, I. Holland, Defence Science and Technology Group, Edinburgh, AustraliaarXiv:1702.02432v3 [stat.OT] 15 Jan 2018.
- [8] The search for MH370 and Ocean surface drift Part III, D. Griffin, P. Oke, Rep EP174155, 26 June 2017