

Analyse de la trajectoire du **Vol MH370**



**Analyse technique et aéronautique depuis le décollage
jusqu'à la fin du vol**

par

Patrick Blelly, Commandant de bord (r) et Jean-Luc Marchand, Ingénieur

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

Version 2(Fr) – 15 février 2023 – mise à jour 22 mars 2023

Pour les familles des disparus ...

Crédit photo de couverture
Licence créative commons Wikimedia
Auteur :
[Paul Rowbotham](#), [CC BY-SA 2.0](#)

Note: Une partie de ce document peut être utilisée ou copiée sans restriction à condition que son titre complet, son numéro de version et sa date et les noms des auteurs soient inclus sur toutes ces copies et œuvres dérivées.

Résumé :

La reconstruction de la trajectoire probable proposée a pris quatre ans et a été possible grâce au matériel et aux informations accessibles au public. Les principaux résultats de cette étude et certains aspects complémentaires ont été récemment publiés dans un livre [1]. Cet article présente de façon plus détaillée les méthodes utilisées, les calculs effectués et leur justification ainsi que les résultats de l'analyse.

Les éléments suivants ont été abordés :

1. La trajectoire connue du point de navigation IGARI jusqu'au dernier contact radar dans le nord de l'île de Sumatra a été étudiée en détail. Il est montré que le demi-tour au moment du détournement de l'avion a été effectué en pilotage manuel. Puis après une courte descente, l'avion aurait volé au niveau FL300 à une vitesse indiquée constante de 310kt tout du long jusqu'à 18h21' UTC après quoi il aurait légèrement accéléré. Cette reconstitution correspond parfaitement au temps mesuré entre le point de sortie du demi-tour (officiellement appelé Exit point) et le dernier contact radar.
2. En second lieu, la trajectoire inconnue est reconstruite à l'aide de calculs aéronautiques éprouvés sur la base des éléments suivants :
 - a. Notre estimation de la quantité de carburant restant à bord à 18h28 UTC réalisée en utilisant les données météo de ce jour-là.
 - b. Les arcs satellites Inmarsat considérés comme dignes de confiance.
 - c. Les informations météo du jour utilisées par les pilotes et celles recueillies par satellite (cartes de vent, rapports de température, Global Data Assimilation System-GDAS, etc.)
 - d. Les tableaux des performances en vol pour le B777-200ER équipé de moteurs Trent 892 de Rolls-Royce.
 - e. Les données techniques spécifiques à cet appareil immatriculé « 9M-MRO » comme le « facteur de performance » prenant en compte la surconsommation de carburant
3. Les valeurs des BTO et BFO¹ calculées le long de notre trajectoire correspondent aux valeurs mesurées officielles rapportées puisqu'elles se situent dans les marges définies par Inmarsat de +/- 50 μ s et +/- 7 Hz respectivement.

Les conclusions suivantes ont donc été tirées :

1. La trajectoire inconnue reconstruite est une ligne presque droite, en suivant une route magnétique initiale à 188° puis une route vraie à 178°. Elle est assez similaire à l'exemple d'Inmarsat publié dans le rapport « The Search for MH370 » [3]. La Figure 1 ci-dessous permet de comparer la trajectoire reconstruite en jaune avec l'exemple d'Inmarsat en rouge.
2. Le point de « perte de contact » identifié par Inmarsat est très proche de notre trajectoire reconstruite et coïncide bien avec notre estimation de l'endroit où le deuxième moteur a été arrêté volontairement (cf. Figure 3).

¹ BTO : Décalage temporel de réception des paquets de données transmis ; BFO: décalage en fréquence des paquets de données

3. Le point d'impact probable (POI) le plus septentrional identifié dans cette étude, est situé à environ [35°31'S ; 93°02'E]. Il est très proche du POI calculé par l'analyse de dérive des débris faite par le CSIRO et rapportée dans son rapport n°III du 26 juin 2017. De plus, des débris potentiels ont été photographiés dans cette zone par le satellite Pléiades 1A du CNES Français.
4. Pour la fin du vol, deux scénarios possibles légèrement différents ont été élaborés. Tous deux comprennent une phase en plané, avec un amerrissage final contrôlé produisant peu de débris. Le scénario « V1 » est illustré à la Figure 2.
5. A partir de ces scénarios, une zone est proposée pour une nouvelle recherche de l'épave (zone verte sur la Figure 3). Elle étend la zone déjà fouillée en 2018 vers le sud d'environ 25Nm (Nm : 1 nautique = 1852m). Sa largeur est de ~15Nm environ. La durée estimée pour fouiller cette zone de ~350Nm² est d'environ 5 jours selon les informations récentes fournies par Ocean Infinity qui a été la dernière entreprise à effectuer des recherches en mer en 2018.

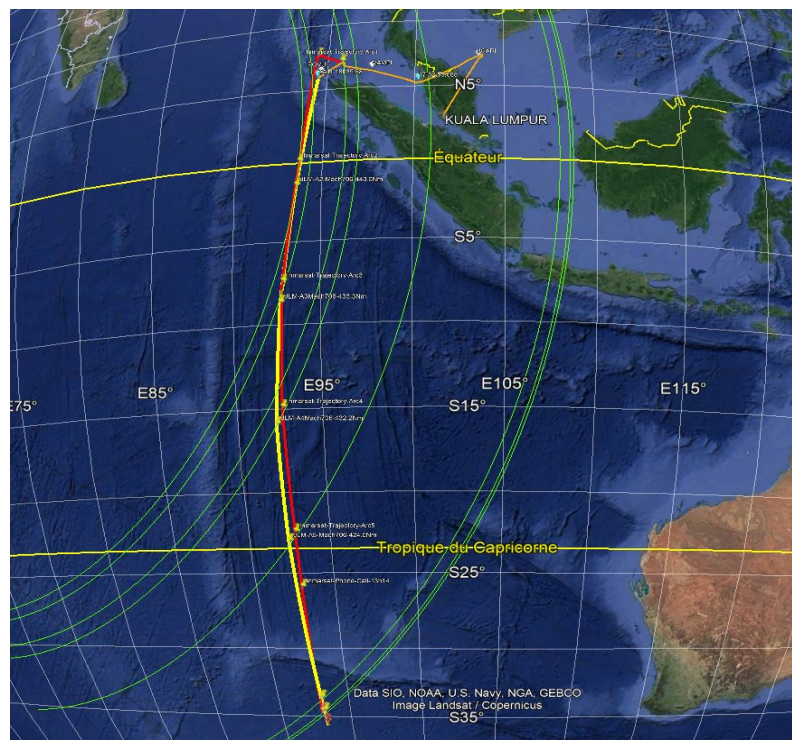


Figure 1: Trajectoire inconnue reconstruite (jaune) et exemple d'Inmarsat (rouge)

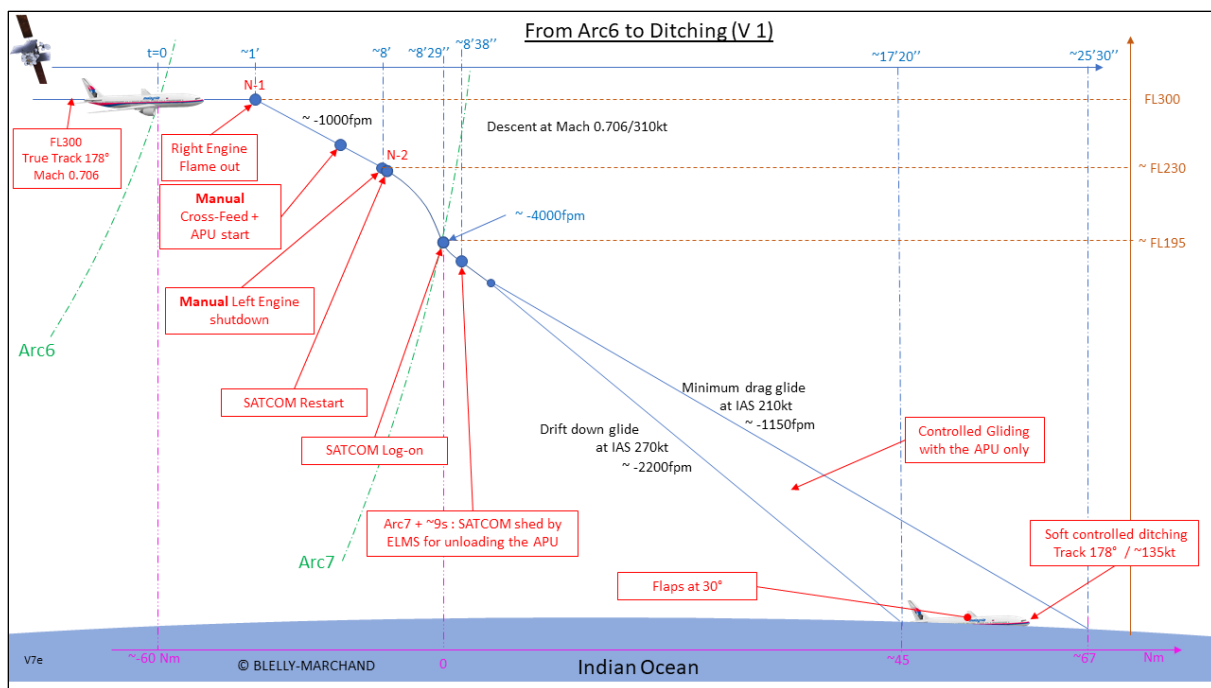


Figure 2: Scénario 1 de la probable descente finale du MH370 avec un vol plané

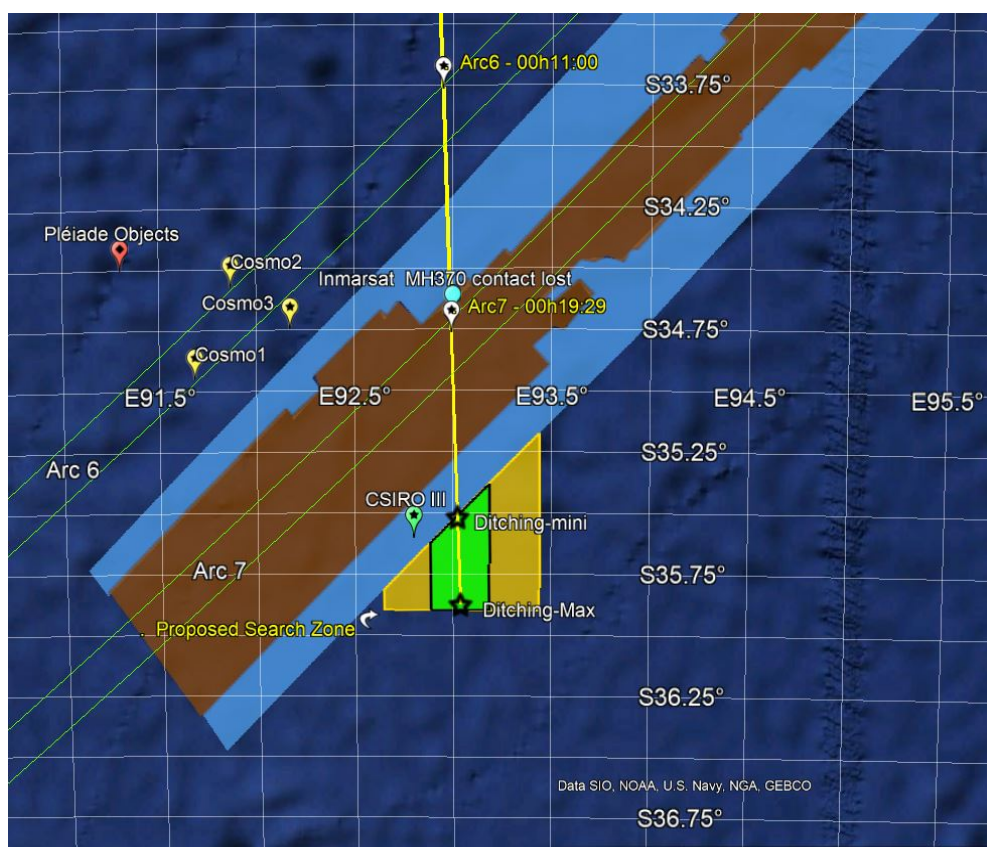


Figure 3: Zone de recherche proposée (en vert, ~350 Nm2) et point d'impact estimé du CSIRO III

Table des matières

1	Introduction	8
2	Vue d'ensemble du vol.....	9
3	La trajectoire connue	18
3.1	Introduction	18
3.2	De Kuala Lumpur à IGARI	18
3.2.1	Plan de vol et autorisations jusqu'au transfert.....	18
3.2.2	Du transfert ATC au point IGARI.....	19
3.3	Déroutement du plan de vol à IGARI : le demi-tour.....	20
3.3.1	Introduction	20
3.3.2	Données disponibles.....	20
3.3.3	Hypothèses ultérieures.....	25
3.3.4	Simulations.....	29
3.3.5	Conclusions sur le demi-tour après le point IGARI	34
3.4	Du point « Exit » jusqu'au dernier contact radar.....	34
3.4.1	Données disponibles.....	35
3.4.2	Du point Exit après le demi-tour jusqu'au sud de Penang.....	40
3.4.3	De Penang au dernier spot radar.....	45
3.4.4	Conclusions sur le segment entre la fin du demi-tour et dernier contact radar	50
3.5	Conclusions sur la trajectoire connue.....	51
4	La trajectoire inconnue et recalculée.....	52
4.1	Introduction	52
4.2	Données disponibles.....	52
4.2.1	Les Données Inmarsat	53
4.2.2	Les FIR ou régions d'information de vol	53
4.2.3	L'ADIZ du sud-est de l'Inde	54
4.2.4	Itinéraires et points de navigation.....	55
4.3	Le « Final Major Turn » (FMT)	56
4.3.1	Hypothèses au dernier écho radar.....	57
4.3.2	Du dernier écho radar, à l'endroit où l'alimentation électrique a été rétablie	57
4.3.3	De la restauration de l'alimentation électrique au croisement de l'Arc1	58
4.3.4	Du croisement de l'Arc1 au croisement de l'Arc1.2... Un virage manuel	63
4.3.5	Du croisement de l'Arc1.2 au point POVUS	64
4.3.6	Du point POVUS à l'emplacement de l'appel téléphonique-1.....	65

4.3.7	En conformité avec les données Inmarsat	67
4.3.8	Simulations	68
4.3.9	Conclusions	68
4.4	En route au 188° : depuis l'appel téléphonique « Call 1 » jusqu'à l'Arc6	70
4.4.1	Calcul de vitesse et d'altitude	70
4.4.2	Reconstruction du « segment sud »	74
4.4.3	Validation du « segment sud » avec les données Inmarsat.....	76
4.5	La descente finale jusqu'à la fin du vol.....	79
4.5.1	Hypothèses et paramètres de base :	79
4.5.2	Profil de la descente.....	80
4.5.3	Point d'amerrissage estimé.....	82
4.5.4	Simulations	84
5	Proposition d'une nouvelle zone de recherche.....	84
6	Conclusions	86
7	Éléments d'intérêt supplémentaires	87
7.1	Détection d'objets sur les images satellite.....	87
7.2	Comment la trajectoire se compare-t-elle avec les Analyses de performance de Boeing? ...	87
8	Annexe 1 : Variante 2 de la fin du vol.....	92
9	Références	94
10	Abréviations et index.....	96

1 Introduction

Cet article présente les résultats d'une étude menée pendant plusieurs années, par le Commandant (r) Patrick Blelly et l'ingénieur Jean-Luc Marchand.

L'objectif est de démontrer que la disparition du MH370 résulte d'un détournement bien préparé par une personne aéronautique hautement qualifiée, et très probablement par un pilote professionnel. L'hypothèse principale est que cette personne est partie pour un voyage sans retour dans le but de faire disparaître l'avion sans laisser de trace, dans le sud de l'océan Indien.

Notre humble approche est basée sur des hypothèses réalistes dans le but d'unifier et de consolider les éléments opérationnels aéronautiques avec les données satellitaires techniques officiellement publiées. Cette trajectoire, sans faille identifiée à notre connaissance, est démontrable comme expliqué au chapitre 2.

De notre point de vue, il est important de fournir nos résultats non seulement pour la partie inconnue du vol, mais aussi pour la partie connue, car les deux forment un déroulé de trajectoire continu et cohérent.

Ainsi, la trajectoire comprend deux parties principales :

- La première partie de trajectoire connue et vérifiée :

Cette partie du vol commence à Kuala Lumpur et finit au dernier écho radar enregistré tel qu'il est reconnu grâce aux données radar officielles publiées. Elle est traitée au chapitre 3.

- La deuxième partie de trajectoire inconnue et recalculée :

Le chapitre 4 explique la reconstruction de trajectoire inconnue principalement basée sur des données aéronautiques validées par les données satellitaires publiées par Inmarsat. Elle commence à la sortie de la couverture radar au nord-ouest du détroit de Malacca et se termine par un amerrissage au sud de l'océan Indien.

En outre, le chapitre 5 détaille la nouvelle zone proposée pour les potentielles futures recherches de l'épave.

D'autres éléments dignes d'intérêt sont également fournis au chapitre 7.

Cette contribution doit être considérée comme une hypothèse de travail afin d'orienter les futures recherches de l'épave. Notre espoir est de fournir des éléments solides pour aider à manifestation de la vérité sur cette disparition.

2 Vue d'ensemble du vol

Notre lecture des événements est que la personne aux commandes qui a dérouté ce vol a bien réfléchi et bien préparé ce détournement comme analysé dans le livre du Commandant Blelly [1].

L'hypothèse fondamentale de départ est que cette personne est partie pour un voyage en « aller simple » sans aucun retour possible dans le but de faire disparaître l'avion loin de toute côte sans laisser de trace.

Nous avons travaillé sur cette étude depuis plusieurs années, et ne prétendons pas savoir toute la vérité. Nous avons ainsi reconstitué la première partie du vol MH370, à partir des enregistrements radar publiés, et en recalculant les paramètres aéronautiques de l'avion. Pour la seconde partie « inconnue » de la trajectoire, nous en avons recréé une, de la sortie de la couverture radar jusqu'à la fin du vol, qui corrèle les données existantes du MH 370 mesurées par Inmarsat.

Ceci a été fait pour les familles des victimes et pour aider les potentielles prochaines recherches en mer. Partant du principe que si rien n'est fait on ne progressera pas dans les recherches, nous proposons de nouveaux éléments qui méritent qu'on s'y attarde.

Les éléments clés de ce vol sont présentés ci-dessous sous forme d'index numérotés par souci de simplicité :

1. L'étape entre le décollage à Kuala Lumpur et le point de navigation IGARI a été effectuée conformément au plan de vol déposé comme la montre la Figure 4. Certaines autorisations supplémentaires ont été accordées au pilote, comme par exemple une route plus directe vers le point de navigation IGARI ou un niveau de vol final au FL350 ($\approx 35000\text{ft}^{(2)}$) au-dessus de celui demandé à l'origine.
2. Au travers du point de navigation IGARI, le transpondeur a été mis manuellement en veille faisant disparaître l'avion sur l'écran des contrôleurs aériens civils. De plus, le léger virage en cours à droite vers le point de navigation BITOD a été interrompu suivi de peu par un demi-tour vers la gauche.

² ft : abréviation du terme anglais « foot » soit 1 pied, unité de mesure égale à 0,3048m

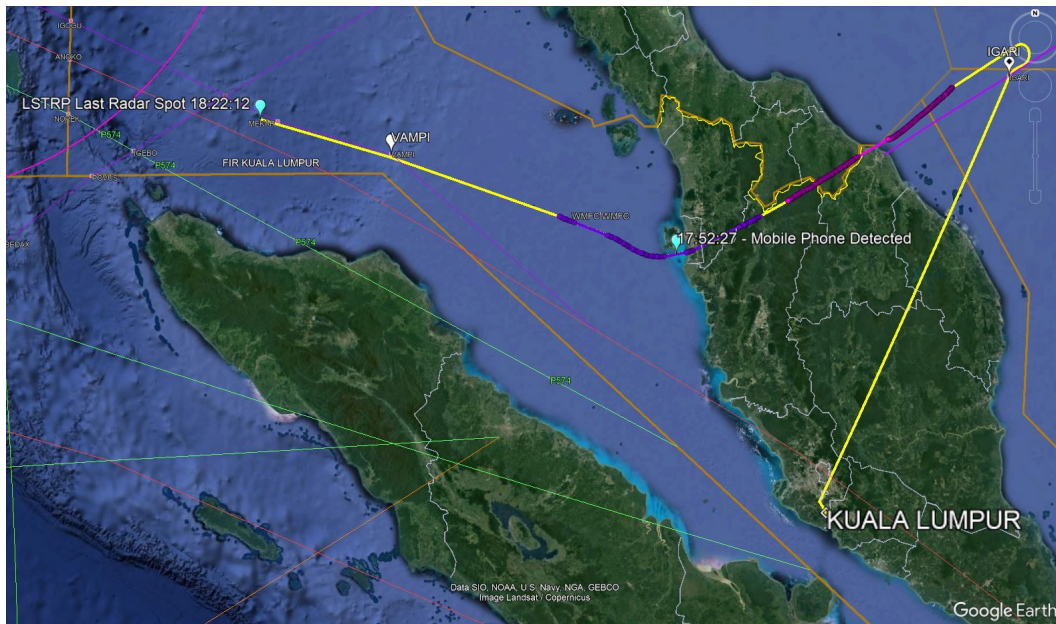


Figure 4: Trajectoire connue du vol MH370 depuis Kuala Lumpur jusqu'au dernier spot radar à 18h22 UTC

3. Ce demi-tour est considéré comme ayant commencé plus tôt que le point d'entrée « officiel » défini dans le rapport officiel malaisien [2]. Très probablement, il a commencé juste après le dépassement du point de navigation IGARI. De plus, le virage a été effectué manuellement car la piste radar militaire montre une forme géométrique d'un virage demandant une inclinaison (gite) jusqu'à $\sim 38^\circ$. Ceci est incompatible avec une manœuvre de navigation standard « LNAV » (navigation avec le pilote automatique) qui limite l'inclinaison à 25° . Plus encore, la proximité de la zone d'identification de la défense aérienne thaïlandaise (Thai ADIZ=Air Défense Identification Zone= zone nationale de surveillance des militaires) impose clairement une contrainte supplémentaire pour ce virage. Ceci explique pourquoi la personne aux commandes a effectué un virage manuel très serré pour éviter une intrusion dans cette zone. Le virage s'est terminé au point officiel de sortie « EXIT » alors que l'avion était sur une route directe vers Kota Bharu. Nous avons supposé que le vol s'est maintenu à un niveau de vol constant FL350 (≈ 35000 pieds) pendant le demi-tour.
4. Après avoir survolé ce point officiel de sortie « EXIT », et en raison du virage à forte inclinaison, la vitesse de l'avion s'est probablement réduite aux alentours de Mach 0,787.
5. A notre avis, c'est à ce moment-là que la personne aux commandes a effectué une série d'actions techniques comme la coupure totale de l'énergie électrique principale ainsi que celle de secours, en déconnectant les deux générateurs principaux ainsi que les deux générateurs de secours par leurs boutons-poussoirs respectifs. De plus, le démarrage automatique du groupe auxiliaire de puissance APU (Auxiliary Power Unit) a été bloqué en tournant son bouton rotatif sur On et Off successivement. L'APU est petite turbine située dans la queue de l'appareil pouvant fournir de l'énergie électrique et pneumatique de secours en cas de besoin. A cet instant, l'avion a été privé d'énergie électrique sauf de celle fournie par les batteries. Un système appelé « RAT » (Ram Air Turbine = une petite turbine à vent rétractable située sous le fuselage de l'avion) se déploie alors automatiquement pour générer de la puissance électrique ainsi que de la pression hydraulique, permettant à l'avion de pouvoir voler en mode minimaliste de secours dans le but de donner du temps pour, si possible, remettre en route les circuits principaux électriques et hydrauliques. Piloter cet avion avec l'énergie fournie par

cette petite turbine uniquement est tout à fait à la portée d'une personne entraînée. Il est peu probable que ces actions aient été effectuées avant le virage, car il aurait été difficile d'effectuer ce demi-tour à forte inclinaison, sans électricité et dans un mode dégradé des commandes de vol. De plus, si une dépressurisation de l'avion avait été commandée avant le virage, cela aurait obligé la personne aux commandes à porter son masque à oxygène intégral qui aurait réduit sa capacité de pilotage. Donc, nous pensons qu'elle n'a effectué ces deux actions qu'après le demi-tour.

6. La trajectoire de sortie a commencé au point officiel de sortie. Ensuite, l'avion a survolé approximativement le point de navigation GOLUD proche de Kota Bharu, puis a continué vers le sud de l'île de Penang en traversant la Malaisie. Comme l'avion était en cours de dépressurisation après le demi-tour d'IGARI, il nous apparaît que l'avion ait commencé à descendre doucement vers le niveau de vol FL300 ($\approx 30000\text{ft}$)
7. Dès le début de la descente, l'A/P (pilote automatique) s'est déconnecté en raison de la coupure de la puissance électrique. De ce fait, par la suite, la manette des gaz est probablement restée figée telle quelle dans un état stable. L'avion aura alors atteint une vitesse IAS (Indicated Air Speed = vitesse indiquée) de 310kt qui a ensuite été maintenue manuellement comme référence à suivre jusqu'au point de navigation VAMPI vers 18h13' UTC.
8. Une fois l'avion en descente, son taux de descente a probablement été faible se situant entre 300fpm et 500fpm et ceci pour deux raisons : une possible douleur durable pour les oreilles due au changement de pression et, probablement aussi, de manière astucieuse, pour éviter que les téléphones portables des passagers ne puissent se connecter à un quelconque réseau télécom terrestre proche de Kota Bharu car ceci aurait révéler sa présence si des appels étaient passés pour alerter des tiers par exemple. Le pied de la descente se situe aux environs de Kota Bharu sur la côte Malaisienne.
9. Le niveau de vol choisi à FL300 ($\approx 30000\text{ft}$ avec référence altimétrique à 1013.25hPa⁽³⁾) se situe dans la partie basse des voies aériennes suivies par les vols long-courriers. Faire ce choix réduit la probabilité de conflit avec d'autres aéronefs.
10. Le niveau de vol FL 300 permet aussi une meilleure vitesse sol pour un Mach affiché permettant un bon compromis acceptable pour la consommation de carburant à cette altitude.
11. Les conditions météorologiques étaient excellentes cette nuit-là, les lumières de la ville de Kota Bharu ont pu servir de point de repère idéal pour permettre de se diriger visuellement juste au-dessus de la frontière thaïlandaise se situant au nord de la ville. Plus tard, il a fallu une navigation plus précise pour rester au-dessus de cette frontière sans empiéter sur l'espace aérien thaïlandais. Le système de navigation le plus probable et le plus efficace utilisé alors est le VOR (VHF Omni Range = ancien système de navigation radio électrique) qui était le seul système de navigation disponible à ce moment-là car toujours alimenté par la RAT. Il est logique que le VOR de l'île de Penang (VPG) ait été utilisé avec un axe « direct » (ou radial) sur cette balise. Cela explique également les petites déviations de trajectoire mentionnées dans le rapport malaisien [2] car l'avion n'a pas suivi de route spécifique, mais devait maintenir cet axe radioélectrique avec quelques petits virages de corrections, dus probablement au vent.

³ hPa : hectopascal unité de pression

12. Toujours piloté manuellement, l'avion a contourné l'île de Penang par le sud. Ensuite, il a pris un cap à 301° interceptant le radial (l'axe) « sortant » de cette balise VPG et en s'éloignant sur une route à $\sim 291^{\circ}/292^{\circ}$. A ce moment-là, il était en dehors de toute voie aérienne IFR⁴.
13. Sur le tronçon de vol entre Penang jusqu'au point suivant, VAMPI, la personne aux commandes a probablement utilisé l'icône de ce point, visible sur l'écran de navigation (ND = navigation display = écran de pilotage). Cela lui a probablement permis de consolider visuellement sa trajectoire de vol en pilotage manuel. Le niveau de vol a été maintenu au FL300 avec une IAS à ~ 310 kt.
14. Le point de navigation VAMPI se situe à 170 Nm au nord-ouest de Penang. Il est donc bien à portée du VOR « VPG » de Penang. Ainsi, le survol du point VAMPI n'était pas une tâche bien compliquée, pour quelqu'un qui sait naviguer de cette façon.
15. Peu après le point de navigation VAMPI, l'avion est passé hors de portée du VOR VPG, rendant la radionavigation impossible pour la suite de la trajectoire de vol envisagée. Ainsi, la personne aux commandes s'est retrouvée avec l'icône du point suivant, MEKAR, située face à lui sur son écran ND, et elle n'avait plus à sa disposition que la fonction de navigation grâce aux centrales inertielles. La position indiquée par celles-ci est moins précise à cet instant, car elles sont soumises à une dérive de leurs coordonnées par manque de recalage du fait de la coupure électrique. Cela a dû créer un petit écart entre l'icône de MEKAR affichée sur l'écran et les coordonnées géographiques réelles de ce point. C'est pourquoi sa route s'est poursuivie un peu au sud de MEKAR comme le montre l'image officielle présentée lors de la conférence aux parents de victimes à l'hôtel Lido. (cf. Figure 23).
16. Nous pensons que l'intention de la personne aux commandes était de survoler les points de navigation VAMPI, MEKAR, NILAM situés sur la route N571 et SANOB, IGEBO, POVUS situés sur la route P627, puis de suivre une trajectoire constante vers « nulle part », dans le sud de l'océan Indien après avoir dépassé Banda Aceh (Sumatra), comme illustré sur la Figure 4 et la Figure 5. La route « magnétique » choisie a très probablement été à $\sim 188^{\circ}$ pour éviter les conditions météorologiques défavorables signalées dans le sud-ouest de Banda Aceh. Suivre la route P627 à partir du point de navigation NILAM garantissait de ne pas entrer dans la zone ADIZ du sud de l'Inde et permettait de ne franchir qu'une seule limite de région d'information de vol (FIR= Région d'Information de Vol), à savoir celle entre la FIR de Kuala Lumpur et la FIR de Jakarta.

⁴ IFR: Règles de vol aux instruments

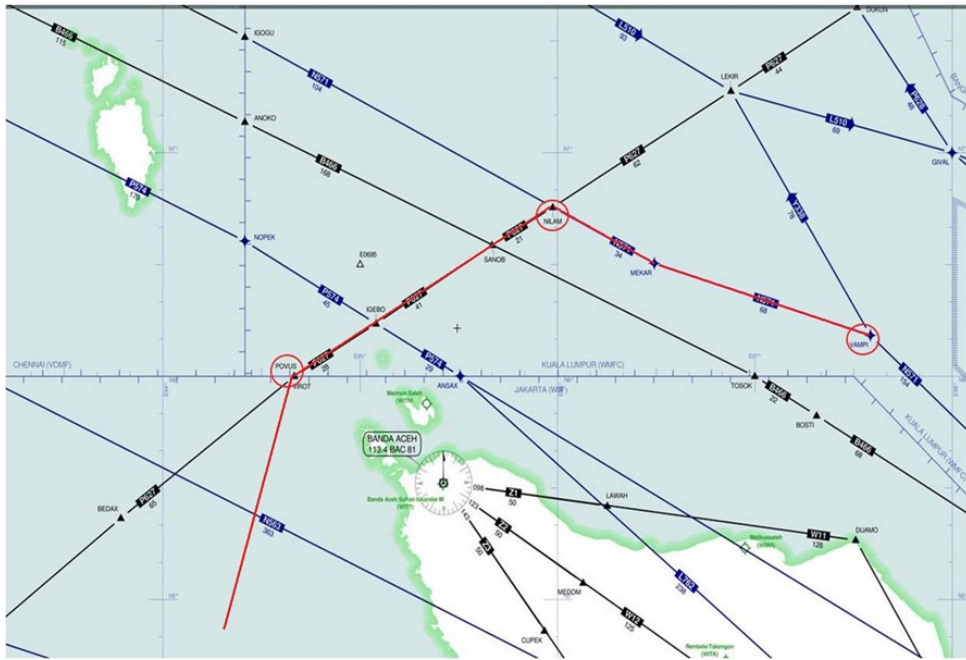


Figure 5: Intention de vol après le point de navigation VAMPI pour contourner Sumatra sans attirer l'attention de l'ATC

17. Pour rester sur la trajectoire prévue, à un moment donné, la personne aux commandes a dû réactiver la fonction « LNAV » de navigation automatique de l'A/P après avoir rétabli la pleine puissance électrique. Les enregistrements des données d'Inmarsat montrent que la puissance électrique est revenue vers 18h23 UTC après avoir passé le point de navigation MEKAR en étant déjà hors de portée du radar militaire de Butterworth (Penang). Curieusement, il s'est quasiment écoulé une heure depuis son demi-tour après IGARI.
18. A partir du point de navigation VAMPI, la trajectoire de vol semble indiquer que l'aéronef a voulu suivre la trajectoire prévue à cet endroit. C'est-à-dire celle que n'importe quel avion de ligne commercial aurait suivie dans cette région, en respectant les règles des aviateurs, pour éviter d'attirer l'attention d'un éventuel contrôleur militaire par un comportement anormal. Le transpondeur était toujours en veille et ne répondait donc à aucune interrogation du radar civil SSR (Secondary Surveillance Radar= radar de surveillance civil), ce qui a entraîné l'absence d'étiquette sur l'écran du contrôleur aérien de l'ATC civil indonésien. En outre, rester sur les voies aériennes N571 puis P627 garantissait que l'avion n'entrerait pas dans la portée du radar militaire indien de Car-Nicobar ou ne pénétrerait pas dans l'ADIZ indienne.
19. Dès que l'alimentation électrique a été rétablie, une sorte de compte à rebours s'est implicitement déclenché pour que la personne aux commandes réagisse en un minimum de temps et en premier lieu mette en route rapidement le pilote automatique pour lui confier la trajectoire à l'avion. Il devait se libérer au plus vite du pilotage manuel, pour pouvoir désactiver tous les systèmes de communication avant qu'ils ne puissent émettre des messages. Le but était de donc rester « non détecté » par les contrôleurs aériens et aussi par sa compagnie. L'intention était de faire en sorte que l'avion suive les voies aériennes locales avec la fonction de navigation LNAV de l'A/P. En outre, le rétablissement de la pressurisation de l'avion a été très probablement enclenché à ce moment-là (en mode automatiquement ou manuel) mais cela n'est pas une certitude car il aurait pu aussi bien le faire avant en manuel. Le blocage des communications avant que l'unité de communication de données par satellite

(SDU = Satellite Data Unit= systèmes de communication satellite à bord) ne devienne opérationnelle a probablement été effectué grâce à une réinitialisation de la liaison de données (Data link reset) via la page Communication Manager sur le MFD (Multi fonction Display= écran multifonction de commande de certains systèmes). En vol, cela a pour effet d'effacer les informations de vol et de la compagnie, en particulier l'identification du vol (Flight ID). Il convient de noter qu'il s'agit du seul moyen d'effacer et de faire disparaître l'ID de vol qui ne pourra donc plus être communiquée à l'unité SDU du SATCOM et donc plus inclus dans les messages. Cette absence de numéro de vol a été clairement mentionnée dans le rapport malaisien [2]. De plus, à notre avis, le BFO d'Inmarsat pour l'Arc-1 à 18h25:27 UTC peut être aussi utilisé. Il fournit une indication fiable sur la trajectoire potentielle. Par conséquent, nous l'avons inclus dans notre nouveau calcul de la trajectoire de vol à ce moment-là.

21. Lorsque le FMC a été pleinement opérationnel, le premier point de navigation à suivre était NILAM. Ainsi, la personne aux commandes avait appuyé successivement sur NILAM, puis « Exécuter » sur le MCDU (Multi-function Control Display Unit), puis a appuyé sur le bouton « LNAV » du MCP pour ordonner à l'aéronef de passer automatiquement par le point de navigation NILAM. Comme il était au sud de la route, l'avion a été contraint de tourner sur la droite vers le nord en direction de NILAM comme le révèle la valeur BFO d'Inmarsat à l'heure du passage de l'Arc-1. Nous ne pensons pas que ce soit une coïncidence si le point NILAM a été précisément survolé. C'était un itinéraire volontairement imposé par la personne aux commandes. De plus, comme l'IAS de référence a été réinitialisée à 200 kt (vitesse faible) à la remise sous tension du MCP (Mode Control Panel = tableau de commande du pilote automatique), le pilote a dû augmenter manuellement la consigne de vitesse pour son système de tenue de vitesse (ATHR = autothrottle = système de maintien de vitesse) à une valeur beaucoup plus élevée. Grâce aux données d'Inmarsat, nous estimons cette valeur à proche de 325kt mais inférieure à la vitesse de fonctionnement maximale du VMO 330kt jusqu'au niveau de vol FL300. Cela correspond au comportement de quelqu'un désireux de s'échapper rapidement de la zone où il se trouve. Mais les choses ne se sont pas déroulées exactement comme prévu. Un deuxième accroc vient du fait que, lors de la remise sous tension, le FMC saisit le taux instantané de descente (ou de montée) et le conserve comme valeur de référence sur le MCP. Et à ce moment-là, nous pensons qu'il était d'environ -1000fpm en descente comme indiqué par les données d'Inmarsat. La descente a duré environ 2,5 minutes menant l'avion au niveau ~FL270 (~27000ft). Cela peut s'expliquer par l'une des raisons suivantes :

- La personne aux commandes a volontairement déclenché une descente lorsqu'elle a vu les feux clignotants de navigation d'un avion de la compagnie Indigo arriver en face sur sa route. Il était impossible de savoir quel était le niveau de vol de l'Indigo qui lui non plus ne pouvait pas détecter la présence du MH370 se trouvant presque sur la route N571 et indétectable par les autres aéronefs en raison de l'état de veille du TCAS⁵ et de ses feux éteints. Cet avion se dirigeait vers lui et une collision potentielle de face était possible. La descente « sous » le plancher de la route était alors le meilleur moyen de se mettre en sécurité et n'aurait pas été considérée par les contrôleurs militaires comme un comportement anormal.
- Mais aussi, dans sa précipitation ou par application à accomplir ces tâches, nous avons conclu que la personne aux commandes n'a pas surveillé correctement sa trajectoire pendant environ deux minutes et demi. Elle n'a probablement pas prêté attention à la

⁵ TCAS : Traffic collision Avoidance System : Système d'alerte de trafic et d'évitement de collision

position réelle de l'avion par rapport à la route N571 (il se trouvait un peu plus au sud). En effet, pour exécuter toutes les actions sur son MFD et dans le FMC (Flight Management Computer = sorte d'ordinateur de bord) elle devait nécessairement avoir la tête baissée et le regard dirigé vers ses claviers de commandes situés en bas et portant peut-être toujours son masque à oxygène. Elle ne suivait donc plus le virage que faisait l'avion sous pilote automatique.



Figure 6: Virage vers le point de navigation NILAM après le rétablissement de l'alimentation électrique

24. Quelques minutes après le rétablissement de l'alimentation électrique et après avoir terminé les actions urgentes tête baissée, la personne aux commandes s'est rendue compte qu'en fait l'avion se dirigeait cap au nord vers le point NILAM et approchait le niveau ~FL270 (27000ft) en descente. Immédiatement, elle a désengagé le pilote automatique et a entamé un contre-virage manuel à gauche avec une inclinaison élevée suivi d'une montée pour revenir au FL300 initial. Le BTO d'Inmarsat indique que le virage a dû être serré, surtout vers la fin, probablement pour rester d'aussi près que possible sur la route P627 avec une route directe vers le point de navigation POVUS. Faire cela le ramenait près de la route prévue et au niveau de vol planifié, dans des conditions de vol quasi normales.
25. Après cette première partie du FMT (Final Major Turn = nom communément donné au virage de contournement de Sumatra), les temps mesurés montrent que l'avion a fortement accéléré probablement pour passer en ligne droite entre les îles Andaman et l'île de Sumatra afin de sortir le plus rapidement possible de cette zone où cette manœuvre maladroite a eu lieu. Notre analyse montre que l'IAS de référence était ~325kt soit pratiquement la vitesse maximale à cette altitude, qui est aux alentours de Mach 0.850. Rappelons que la fonction LNAV est redevenue opérationnelle et que la personne aux commandes a saisi sur son clavier « direct to POVUS », puis pressé « Executer » et ensuite enclenché le mode de navigation automatique LNAV du pilote automatique.

26. Ensuite, il est fort probable qu'au point de navigation POVUS, l'avion ait commencé la partie finale du FMT en virant à gauche vers le sud. Plusieurs études suggèrent que son cap ait été établi à 180°. Mais, à notre avis, pour éviter de rencontrer des phénomènes météo dangereux se développant autour de [4.25N;95.5E] dans le sud/sud-ouest de Banda Aceh sous la forme d'un gros cumulonimbus, la personne aux commandes a probablement sélectionné une route un peu différente plus vers sa droite au ~188°. En outre, c'était aussi un moyen assez sûr d'éviter la détection par les radars militaires situés sur la côte ouest de Sumatra, en particulier le radar de Sibolga.
27. Peu après avoir survolé le point de navigation POVUS en route au ~188°, cette trajectoire magnétique a été maintenue constante jusqu'à ce que la déclinaison magnétique négative devienne trop forte. A ce moment-là, le mode de référence « vraie » (« tru » sur le ND) a été activé puis une nouvelle route "vraie", a été affichée et sélectionnée, par rapport aux méridiens en continuité avec la route courante très probablement au 178°. Cela était nécessaire pour éviter une plus forte variation de route inévitable qui se profilait très prochainement. En résumé, l'avion a suivi une trajectoire sud presque linéaire à partir de 18h40 UTC d'abord en référence magnétique, puis en référence vraie. Précisons qu'en temps normal, un pilote de ligne ne vole pas en « vrai » alors qu'il est en zone « magnétique ».
28. Comme indiqué dans le rapport malaisien [2], le moteur droit consommait plus de carburant que le moteur gauche, ce qui a provoqué son extinction en premier par assèchement de son réservoir. Comme expliqué dans le livre du Commandant Blelly [1], l'APU a probablement été démarré manuellement, avant que le moteur gauche ne soit volontairement coupé pour laisser à l'APU suffisamment de carburant. De cette façon, l'APU a pu alimenter tous les systèmes de l'avion permettant un amerrissage final entièrement contrôlé (donc ≈ 200kg de carburant environ auraient été conservés pour l'APU).
29. Sur la base des données Inmarsat entre l'Arc 6 et l'Arc7, deux trajectoires de descente pilotée pourraient être envisagées : l'une avec un segment à basse vitesse (210kt vitesse minimale de vol), l'autre avec un segment à grande vitesse (270kt vitesses recommandée par Boeing deux moteurs éteints). Une question demeure : le dernier BFO de – 2 Hertz à 0h19:37 UTC mentionné dans le rapport d'Inmarsat [3] interroge et semble indiquer que l'avion a été en fort piqué pendant quelques secondes, suivi d'une récupération de la trajectoire vers une vitesse plus raisonnable par la personne qui pilotait cet appareil.

Les événements majeurs de la trajectoire recalculée sont résumés dans le Tableau 1.

Tableau 1: Synopsis de la trajectoire recalculée

Heure UTC	Emplacement	Événement/décision	Commentaire
17h07:49		Dernière communication vocale radio de l'avion	Officiel
17h20:34	IGARI	Transpondeur commuté manuellement en veille sur IGARI	Officiel
~17h21:53	Début réel du demi-tour		Estimé
17h22:30	Point d'entrée demi-tour		Officiel
17h24:40	Point de sortie en demi-tour	Fin du demi-tour après IGARI	Officiel
~17h36:50	~GOLUD (Kota-Bharu)	Bas de descente vers FL300	Estimé
17h52:27	Au sud de Penang	Copilote de téléphone mobile connecté au réseau	Officiel
~18h02:40	~Île de Pulau Perak		Estimé
~18h13:08	VAMPI		Estimé
18h21:00	MEKAR		Estimé
18h22:12	10Nm après MEKAR	Accélération en descente	Temps estimé/position estimée
~18h23:30	6°34,53'N 96°8,00'E	Rétablissement de l'alimentation électrique	Estimé
		Auto Pilot engagé	En descente
		Réinitialisation de la liaison de données	En route vers NILAM – en descente
18h25:27	~NILAM (FL270)	Arc-1 Connexion initiale	Temps estimé - Cap au nord
~18h25:40	6°46,90'N 95°58,53'E	FMT partie 1: virage manuel	Pour tourner vers la route P627
18h27:05	6°54,77'N 95°51,58'E	Arc1.1 – Logon ab initio	Temps estimé – virage en montée
~18h27:35	6°53,41'N 95°48,06'E	Fin de la partie 1 de la FMT	Temps Estimé - toujours en montée (FL280)
		En route vers POVUS	Cap 233° - toujours en montée
18h28:06	6°50,90'N 95°44,81'E	Arc1-Boeing	Temps estimé - toujours en montée (FL295)
18h28:15	6°50,19'N 95°43,86'E	Arc1.2	Temps estimé toujours en monté (FL297)
~18h28:25	6°49,26'N 95°42,64'E	Stable au niveau FL300	Estimé
~18h37:40	POVUS	FMT partie 2	Estimé
18h39:58	5°45,75'N 94°29,57'E	Appel téléphonique-1	Temps officiel – route au 188°
19h41:03	1°34,61'S/93°31,74'E	Arc-2	Temps officiel
20h41:05	8°48,60'S/92°42,17'E	Arc-3	Temps officiel
21h41:27	16°03,39'S/92°13,74'E	Arc-4	Temps officiel
22h41:22	23°09,83'S/92°24,81'E	Arc-5	Temps officiel
23h14:30		Appel téléphonique-2	Temps officiel
00h11:00	33°45,88'S/92°57,09'E	Arc-6	Temps officiel
00h19:29	34°45,40'S/92°59,56'E	Arc-7	Temps officiel
	35°40'S / 93°02'E	Amerrissage contrôlé/EoF	Estimé

3 La trajectoire connue

3.1 Introduction

Ce chapitre traite de la partie de la trajectoire entièrement connue grâce aux informations publiées de l'ATC (Air traffic control = le contrôle aérien) et aux données radars numériques et photographiques.

L'objectif est de reconstruire une trajectoire avec des paramètres de vol réalistes en utilisant ces données officielles disponibles, ainsi que les données provenant de sources publiques, en particulier les essais de Boeing pour simuler le demi-tour. Nous avons validé cette trajectoire par des sessions de simulation en utilisant trois simulateurs différents i.e. Prepar3D⁶, FsX⁷, et également un simulateur fixe situé à Nantes⁸, et piloté par un Commandant de bord de B777 toujours en activité.

3.2 De Kuala Lumpur à IGARI

Le segment allant du décollage au point de navigation IGARI est parfaitement connu grâce aux données radar, aux données de surveillance ADS-B⁹ (Automatic Dependence Surveillance-Broadcast) et au témoignage des contrôleurs en charge de ce vol.

3.2.1 Plan de vol et autorisations jusqu'au transfert

Avant le vol, la compagnie Malaysian Airlines a déposé le plan de vol ATC comme indiqué à la Figure 7.

```
KLA297 070444
FF WMKKZQZX WMKKZRZX
070441 WMKKYOYX
(FPL-MAS370-IS
-B772/H-SDFGHIJ3J5M1RWXY/LB1D1
-WMKK1635
-N0470F290 DCT PIBOS R208 IKUKO/M081F330 R208 IGARI M765
BITOD/N0480F330 L637 TSN/N0480F350 W1 BMT W12 PCA G221
BUNTA/N0480F370 A1 IKELA/N0480F370 P901 IDOSI/N0480F390 DCT CH
DCT BEKOL/K0900S1160 A461 YIN/K0890S1130 A461 VYK
-ZBAA0534 ZBTJ ZBSJ
-PBN/A1B1C1D1L1O1S2 DOF/140307 REG/9MMRO EET/WSJC0032 VVTS0042

ZJSA0210 VHHK0233 ZGZU0304 ZHWH0356 ZPE0450 SEL/QRC RMK/ACASII
EQUIPPED)
```



Figure 7: MH370 ATC a déposé le plan de vol pour le 7-Mar-2014 à 16h35 UTC

⁶ Lockheed-Martin

⁷ Microsoft Corporation

⁸ SkyWay Simulations

⁹ ADS-B : système coopératif partageant et diffusant les paramètres de vol des aéronefs en service

Jusqu'au point de navigation IGARI et comme indiqué dans le rapport malaisien [2], le vol MH370 était un vol normal qui suivait son plan de vol ATC déposé conformément aux règles de l'aviation, jusqu'à son transfert par le centre Kuala Lumpur ATC au centre Ho Chi Minh ATC.

Ce moment du transfert de fréquence d'un contrôleur à l'autre, est à notre avis le moment le plus approprié pour détourner l'avion, car le vol n'était plus en contact avec le contrôleur malaisien et pas encore avec le contrôleur vietnamien.

3.2.2 Du transfert ATC au point IGARI

Grâce au transpondeur embarqué à bord de l'avion qui répond aux interrogations du radar de surveillance secondaire (SSR) et qui diffuse également de façon coopérative les données ADS-B comprenant la position de l'avion dans le temps, la route réelle de l'avion est connue avec précision jusqu'au dernier message ADS-B transmis à 17h20:34 UTC. C'est à ce moment-là que le bouton du transpondeur a été tourné manuellement sur la position « stand-by » (veille).

A cet instant, l'avion a été localisé exactement par le travers du point de navigation IGARI après avoir amorcé un virage à droite pour rejoindre la route M765 jusqu'au prochain point de navigation prévu, c'est-à-dire le point BITOD.

La trajectoire est parfaitement connue jusqu'à ce moment-là, elle est illustrée en jaune sur Figure 8.

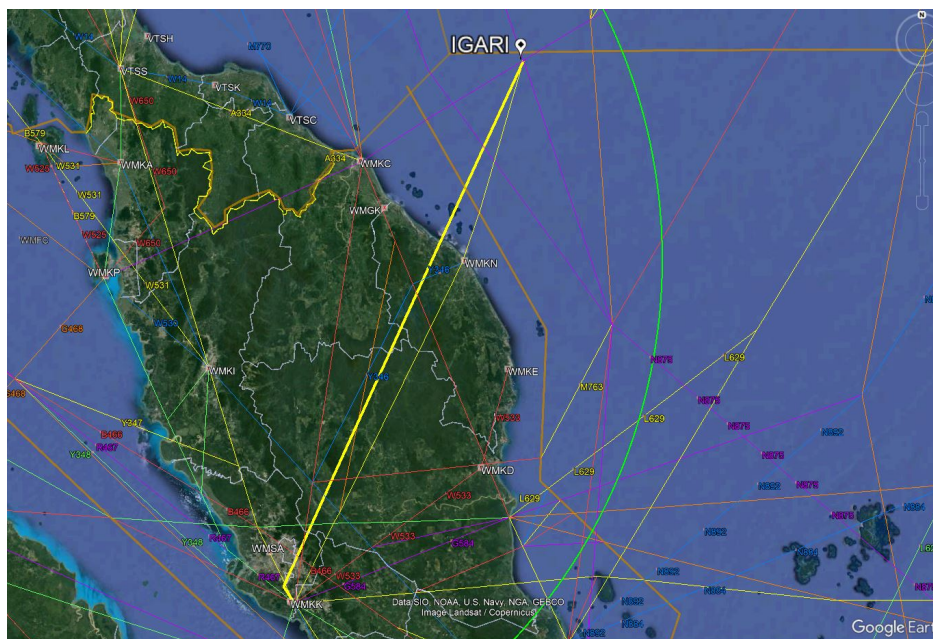


Figure 8: Trajectoire parfaitement connue du MH370 de Kuala Lumpur jusqu'au travers du point de navigation IGARI

3.3 Déroutement du plan de vol à IGARI : le demi-tour

3.3.1 Introduction

Cette section présente les résultats de l'étude axée sur la reconstruction de la partie de la trajectoire qui a débuté peu après 17h20 UTC lorsque l'avion est passé par le travers du point de navigation IGARI. Un demi-tour a été effectué par la suite en moins de cinq minutes. Durant cet intervalle de temps, les données radar montrent que l'avion a effectué un virage serré vers la gauche se finissant sur un cap orienté vers le nord de la ville de Kota Bharu sur la côte de Malaisie.

Les données uniques disponibles de ce virage sont fournies à la page 3 du rapport australien [4] par une image à très basse résolution illustrant la trajectoire radar, et dessinée sur une carte GoogleEarth. La Figure 9 présente un zoom de cette image montrant l'avion passant par le travers du point IGARI jusqu'à la fin de son demi-tour en direction de Kota Bharu. Quelques éléments clés supplémentaires pour l'analyse ont également été ajoutés sur cette image. Malheureusement à ce jour, les autorités militaires et civiles n'ont officiellement publié aucune donnée radar primaire.

Selon le rapport final malaisien [2], les six essais réalisés par Boeing pour simuler un tel virage n'ont pas été concluants. On pense ici que cela provient de l'utilisation de seulement deux points de passage, officiellement intitulés « Entry waypoint » et « Exit waypoint » et séparés en temps par 2min 10 sec. Mais si l'on considère la forme de trajectoire radar et la géométrie du demi-tour, une nouvelle analyse plus détaillée est nécessaire prenant en compte un début de virage plus tôt, c'est-à-dire un peu avant le « point d'entrée - Entry waypoint » officiel.

3.3.2 Données disponibles

Cette analyse détaillée est basée sur les informations fournies par le rapport de l'ATSB (Australian Transport Safety Board) publié en juin 2014 p3 [4], le rapport d'enquête de sécurité malaisien [2] et son Appendix 1.6E comprenant les résultats de l'analyse des performances de Boeing [5], la carte de navigation pour les aviateurs, les données ADS-B publiées par le groupe indépendant (IG = Indépendant Group) [6], les données météorologiques GDAS fournies par Nullschool [7] et les données des radar d'approche civils fournies par l'IG [8]. Ces informations sont examinées une par une dans cette section.

3.3.2.1 Tracés radar primaires militaires

La source unique d'information sur la trajectoire réelle de l'avion au point IGARI et juste après est fournie à la page 3 du rapport australien [4] par une image à basse résolution reproduite à la Figure 9.

Dans cette unique image, la position de l'avion - telle qu'acquise et prévue par le radar - est représentée par des points successifs flous quasi-blanc. Ce tracé présente un angle pointu irréaliste et impossible à piloter pour un avion de cette masse (≈ 216 tonnes). Cette forme est due à l'algorithme de « coasting » (c'est-à-dire prédictif) du système de poursuite radar, qui a probablement reçu des échos de mauvaise qualité de l'avion à ce moment-là - ou même en a perdu - probablement parce qu'il était à la limite ou hors de portée du radar (cf. Figure 10). Le radar a donc extrapolé la trajectoire en fonction des derniers échos fiables et également de la connaissance a priori qu'il avait du « prochain point de navigation BITOD » grâce au plan de vol déposé par l'ATC. A la réception des échos fiables suivants, la prédiction ne leur correspondait plus. Ainsi, l'algorithme a « sauté » et repris sa prédiction à partir de l'emplacement réel de l'avion tout juste remis à jour et a comblé le vide de la trajectoire avec des

lignes de jonction pour reconstruire une trajectoire continue qui en fait n'a pas réellement été suivie. Cela explique la forme étrange de la trajectoire avec un angle aussi aigu.



Figure 9 : Suivi radar primaire militaire pendant le demi-tour entre les points de navigation IGARI et BITOD

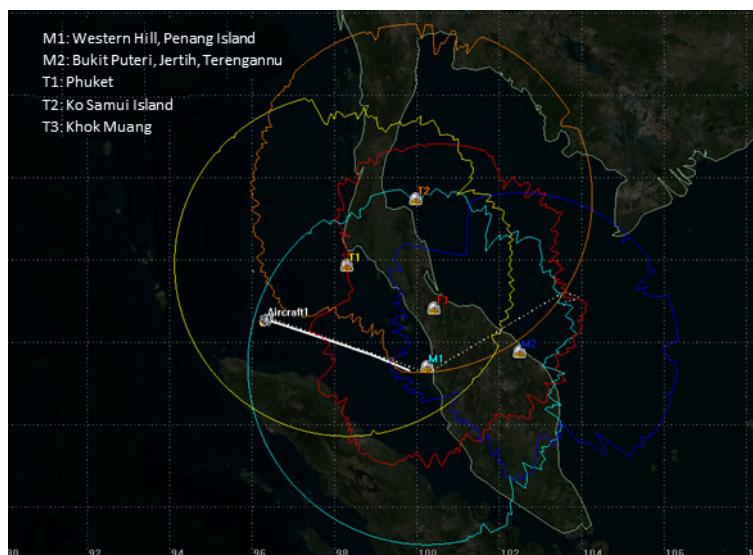


Figure 10: Portée des sites radar militaires pour un aéronef à 37 000 pieds (source B. Hall)

Néanmoins, cette image de trajectoire de faible qualité, est très utile à la compréhension globale car elle a permis à l'équipe des enquêteurs malaisiens de définir deux points de navigation utiles dans le demi-tour. De notre côté, nous avons également utilisé cette image pour « façonner » la route à suivre

lors de nos simulations, selon le principe de la meilleure correspondance, en particulier avec les échos réels et fiables en ignorant la partie de « prédiction incertaine » du radar.

3.3.2.2 Les points d'entrée et de sortie officiels

Le rapport officiel malaisien [2] présente les résultats des essais de Boeing pour simuler le demi-tour complet. Ils s'étaient principalement basés sur les deux points de référence théoriques spécifiques définis pour cette occasion et officiellement appelés « Point d'entrée » et « Point de sortie ». Ils sont situés comme indiqué sur la Figure 9 et leurs coordonnées sont rappelées dans le Tableau 2 tel que produit par Boeing. Leur intervalle temporel est de 2minutes et 10 secondes.

Tableau 2: Points de référence officiels définis pour l'analyse du demi-tour à IGARI

	Latitude	Longitude
Point d'entrée	N07.05.7	E103.47.1
Point de sortie	N07.12.7	E103.38.7

Nous avons utilisé ces deux points dans nos simulations comme des points « obligatoires » à survoler.

3.3.2.3 Simulations Boeing

La section 2.1 du rapport malaisien [2] présente les résultats détaillés des six tentatives de Boeing pour simuler ce déroutement par rapport au plan de vol. Un résumé est présenté à la Figure 11. Quatre tentatives ont été effectuées avec le pilote automatique engagé et deux en pilotage manuel. Aucune des six simulations n'a pu égaler le chronométrage de 2minutes et 10 secondes entre les points d'entrée et de sortie. Il convient de noter que, par définition, Boeing considérait que le demi-tour avait commencé exactement au point d'entrée.

Dans sa partie inférieure, la Figure 11 rappelle également les facteurs communs et les paramètres de vol utilisés pour ces séances de simulation.

SAFETY INVESTIGATION REPORT MH370 (9M-MRO)

Re-enactment	Session					
	1	2	3	4	5	6
Ground Speed (in knots)	475	475	425	400	475	425
Autopilot Engaged	✓	✓	✓	✓	x	X
Additional Waypoint	x	x	X	N05.15.6 E100.27.5	✓	✓
Bank angle (in degrees)	26°	26°	28°	23°	30-32°	35°
Exit Waypoint Time	Over-Shooting	2 min 45 sec	3 min 3 sec	3 min 30 sec	2 min 40 sec	2 min 28 sec

Table 2.1G - Re-enactment Sessions

Common Factors		
1.	Fuel	41,200 kg
2.	Gross Weight	215,410 kg
3.	Height	35,000 ft
4.	Entry Point	N07.05.7° E103.47.1°
	Exit Point	N07.12.7° E103.38.7°
5.	Autothrottle Engaged	

Table 2.1H - Common Factors

Figure 11: Résumé des séances infructueuses de Boeing pour satisfaire la séquence du demi-tour (Rapport source [2])

Ces résultats comparés à la géométrie de la trajectoire radar, nous ont conduits à une nouvelle analyse avec une nouvelle perspective considérant un début de demi-tour un peu plus précoce. Cela ferait du « point d'entrée » officiel un point simple à survoler au cours du virage (cf. Figure 9).

Lors de nos simulations, une configuration identique de l'avion a été utilisée. Nous avons aussi considéré que l'avion était resté stable au niveau de vol FL350 ($\approx 35000\text{ft}$).

3.3.2.4 Limites des FIR

Comme l'ont déjà souligné les auteurs dans plusieurs études antérieures, le choix de l'emplacement pour effectuer le demi-tour est particulièrement bien choisi pour quiconque veut échapper à l'ATC civil et aussi à l'ATC militaire surtout la nuit où il y a une baisse du trafic aérien et donc de la vigilance. Le demi-tour a commencé juste après avoir franchi la limite nord de la FIR Kuala-Lumpur (cf. l'épaisse ligne bleu-vert de la Figure 12) où le contrôleur malaisien n'y prêtait plus guère d'attention car il avait « transféré » le vol au secteur de contrôle suivant selon les règles. Le virage a commencé, sans l'exécution de l'appel obligatoire de l'avion vers l'ATC vietnamien et donc, de ce fait n'a pas attiré l'attention du contrôleur. Cette petite zone « intermédiaire » opportune a donc été temporairement sans attention soutenue de la part des deux contrôleurs voisins. Le transfert radio aurait dû normalement s'effectuer dans la minute. En réalité, le contrôleur vietnamien ATC a réagi 14 minutes plus tard.

3.3.2.5 L'ADIZ Thaïlandaise

En outre, cette petite zone géographique doit être considérée dans une perspective plus large tenant compte de la structure de l'espace aérien environnant. Dans cette région, une autre contrainte importante est imposée aux aviateurs par les autorités militaires thaïlandaises. La Thaïlande a défini une zone d'identification de défense aérienne (ADIZ) appelée TADIZ. Elle fait partie d'un système d'alerte précoce pour détecter d'éventuelles incursions dans l'espace aérien souverain thaïlandais. Les ADIZ ne font partie d'aucun traité ou organisme international et sont purement nationales.

Pour entrer dans l'ADIZ thaïlandaise, tout intrus doit satisfaire à des formalités spécifiques (plan de vol déposé ATC, alerte précoce et notamment disposer d'un transpondeur actif en état de marche, etc.) et se faire connaître à l'avance du contrôleur militaire thaïlandais avant d'entrer. Sa limite sud est située à environ 18 Nm au nord du point de navigation IGARI, comme l'illustre la Figure 12 par la double ligne violette pointillée et la flèche rouge.

L'existence de l'ADIZ thaïlandaise est un élément nouveau apporté par l'analyse présentée ici. A notre connaissance, aucune des études précédentes ne l'a considérée comme une contrainte pour le virage. Mais nous pensons que s'en était bien une.

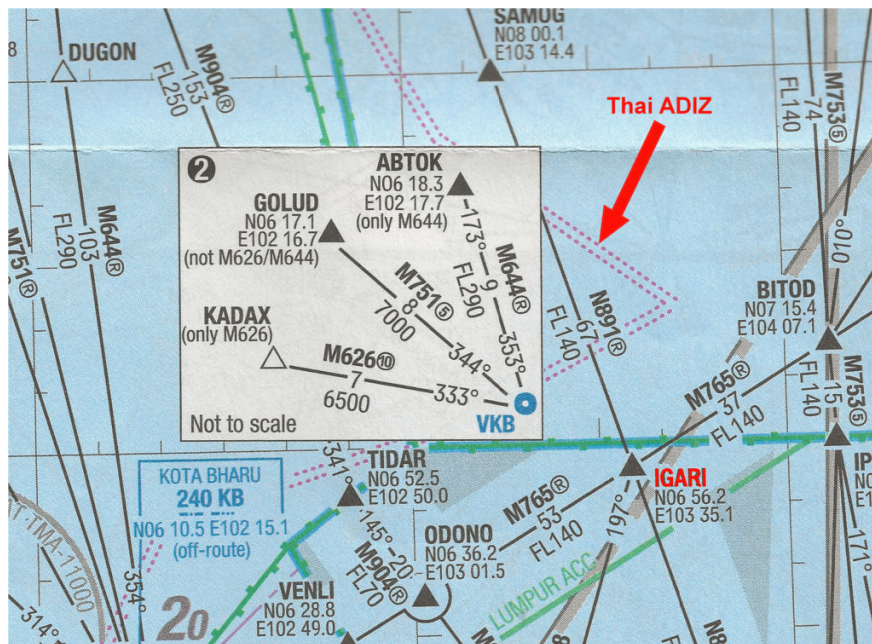


Figure 12 : Emplacement du point de navigation IGARI à ~18Nm au sud de la limite ADIZ Thaïlandaise
(source: Carte aéronautique de Lido / Route Manual AS 14HL 20-04-2017)

La présence de cette limite impose une forte contrainte pour un pilote planifiant un demi-tour dans cette zone imposant un diamètre de virage inférieur à 18 Nm pour éviter d’attirer l’attention du contrôleur militaire thaïlandais. Le radar PSR militaire Thai Khok Muang (PSR : primary surveillance radar : radar militaire ne détectant que les échos des avions) couvre cette zone avec une sauvegarde potentielle d’un autre radar PSR, celui de l’île de Ko Samui.

En raison de l’absence du respect des formalités imposées, l’avion devait absolument éviter d’entrer dans l’ADIZ s’il voulait rester discret.

3.3.2.6 Les données ADS-B indisponibles par la mise en veille du transpondeur.

Comme expliqué ci-dessus, jusqu’à un certain point l’aéronef transmettait les informations requises au contrôle de la circulation aérienne (ATC) via son transpondeur, dans le cadre des radars de surveillance secondaires et du système de surveillance collaboratif appelé ADS-B. Cette information (différente de l’ACARS) fournit des valeurs numériques détaillées sur la situation de l’avion. Cela inclut son indicatif d’appel, son type d’avion, sa position précise, sa vitesse, son niveau de vol et son intention. Lorsque cette information provient réellement de l’avion, le contrôleur responsable est informé par une icône spécifique (généralement un « @ ») apparaissant dans l’étiquette de l’avion sur son écran de contrôle.

Grâce au Groupe indépendant (IG), les enregistrements des données ADS-B reçues à la station ATC malaisienne de Terengganu (cf. Figure 13) ont été rendus publics [6]. De plus, l’IG a clairement démontré que le transpondeur était passé manuellement et progressivement en veille (stand-by) avant la dernière transmission de données ADS-B qui a eu lieu à 17:20:34:55 UTC via un message n’incluant pas la valeur de l’altitude de l’avion.

Cela constitue un élément supplémentaire pour croire à une action humaine et délibérée, par opposition à une extinction automatique due à une défaillance du système ou une panne de courant. En effet, dans ce cas-là, la coupure abrupte n’aurait pas laissé le temps à un tel message d’être généré.



Figure 13: Stations de réception ADS-B (points rouges) lorsque l'avion a cessé de diffuser sa position (source IG et RMC Story Channel [14])

3.3.2.7 Données météo GDAS

Dans nos simulations, nous avons utilisé des données météo produites par le Global Data Assimilation System (GDAS) accessible sur le site web earth.nullschool.net [7]. En raison de l'échantillonnage des données, des interpolations Runge-Kuta ont été nécessaires à la fois dans le temps et dans l'espace (c'est-à-dire 4D) pour les calculer au niveau de vol FL350.

Les données montrent que pendant le demi-tour, les conditions météorologiques étaient stables, mais n'étaient pas favorables, poussant l'avion vers l'ouest vers l'ADIZ thaïlandaise avec un vent quasi d'est de 11kt provenant du 95°.

3.3.2.8 Données radar d'approche civile

Pour compléter l'ensemble de données, nous avons utilisé les données des radar primaires d'approche civils fournies par le Groupe Indépendant sur leur site web [8]. Les données aident à vérifier l'exécution correcte des simulations en vérifiant que le vol simulé était conforme aux premiers points des échos radar après avoir terminé son demi-tour.

Cela a également été d'une grande aide pour la mise à l'échelle et le positionnement de l'unique image basse résolution du demi-tour sur le globe de Google-Earth.

3.3.3 Hypothèses ultérieures

3.3.3.1 Examen analytique des données

3.3.3.1.1 Que s'est-il passé à IGARI ?

En se référant à la Figure 14 résultant de l'analyse des données ADS-B par l'IG [22] au point de navigation IGARI, le virage a commencé initialement comme une procédure normale de « survol » se dirigeant vers le prochain point de navigation BITOD sur la route M765 conformément au plan de vol déposé auprès de l'ATC. Au passage travers du point IGARI, le dernier message ADS-B a été envoyé à 17h20:34:55 UTC. Comme rappelé à la section 3.3.2.6 « Données ADS-B », il s'agissait du résultat

d'une action délibérée et manuelle visant à mettre le transpondeur de l'avion en veille. A partir de cet instant les données ADS-B n'étaient plus disponibles.

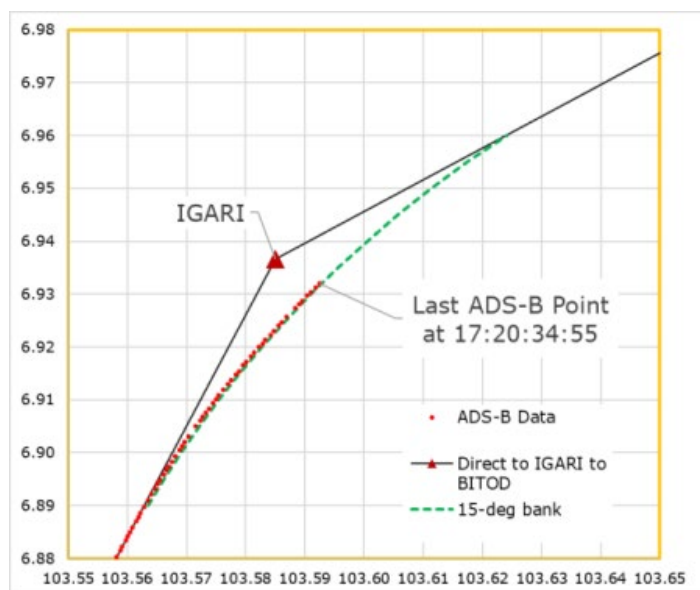


Figure 14: Position de l'aéronef lors de la transmission du dernier message ADS-B (source mh370.radiantphysics.com)

Si l'avion avait continué directement jusqu'au point de navigation suivant BITOD, sa trajectoire aurait été semblable à la trajectoire en pointillés vert de la Figure 14 et à la ligne jaune illustrée sur la Figure 15. Mais, en comparant cette trajectoire jaune extrapolée vers le point BITOD avec la trajectoire réelle enregistrée par le radar comme illustré en vert sur la Figure 15, un net dépassement du point IGARI est visible, avec un segment en ligne droite comme si le virage avait été interrompu dans sa course pendant quelques secondes avant de reprendre par la suite. La route suivie ressemble à une ligne brisée d'abord au cap $\sim 36^\circ$, puis avec un cap évolutif entre $\sim 63^\circ$ et $\sim 67^\circ$.

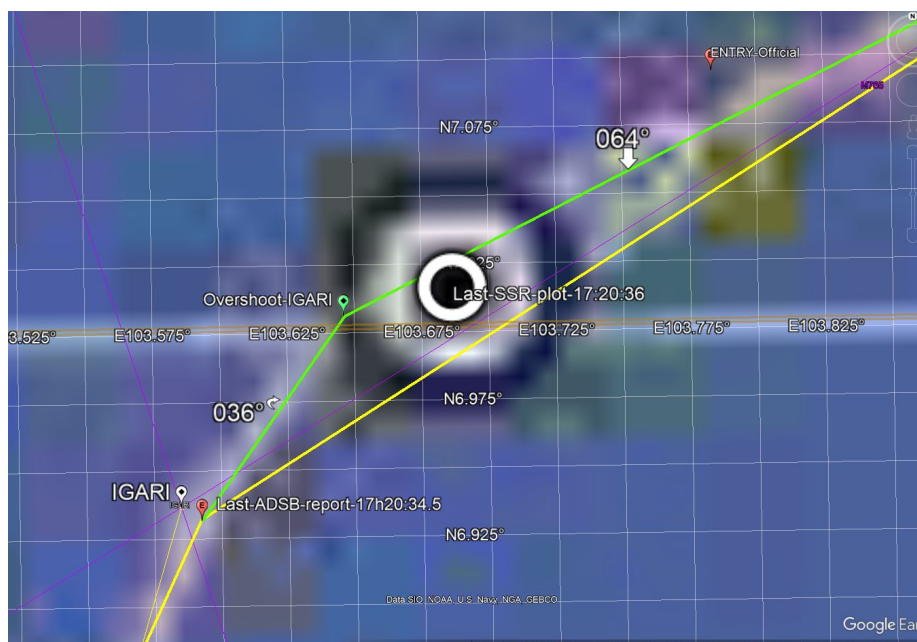


Figure 15: Trajectoire réelle selon les enregistrements radar affichant un net dépassement à l'IGARI

À notre avis, l'interprétation la plus probable de cette trajectoire inhabituelle, ne peut pas s'expliquer seulement par la mauvaise qualité des données radar. Elle s'explique mieux en considérant que le

virage vers le point de navigation BITOD a commencé initialement avec le pilotage automatique (A/P) engagé en mode « navigation » puis, a été ensuite interrompu par la personne aux commandes en appuyant sur le bouton de maintien du cap qui commanda alors à l'avion de maintenir le cap actuel qui était d'environ $\sim 36^\circ$ à ce moment-là.

Il se peut que la personne aux commandes fût probablement occupée à préparer son demi-tour, et les actions successives à venir.

Ensuite, elle a corrigé manuellement le cap vers la droite, en direction de la route M765, c'est-à-dire jusqu'au cap $\sim 67^\circ$.

3.3.3.1.2 Pourquoi un demi-tour serré ?

Lors de la mise à l'échelle et de la superposition de la Figure 9 sur la Figure 12, la raison la plus probable du demi-tour très serré apparaît clairement sur la Figure 16. Une manœuvre de virage assez difficile devait être exécutée pour rester à l'extérieur de l'ADIZ thaïlandaise et montrer un comportement comme si l'avion était toujours sous le contrôle aérien de la Malaisie. Les tracés radar indiquent une direction remarquablement parallèle à la frontière de l'ADIZ thaïlandaise.



Figure 16: La trajectoire radar indique un virage très serré évitant la ADIZ militaire thaïlandaise

3.3.3.1.3 Demi-tour manuel

Sous les contraintes identifiées ci-dessus, l'avion aurait-il été capable d'effectuer un tel demi-tour avec son pilote automatique engagé ? Des simulations ont été effectuées pour déterminer le comportement et la trajectoire de l'avion avec la configuration et le contexte décrits dans le rapport officiel (poids, vitesse, météo, etc.).

Toutes les simulations ont démontré qu'avec le pilote automatique enclenché, le virage est alors effectué avec un angle de gîte maximum de 25° . De ce fait, soit la trajectoire empiète sur l'ADIZ thaïlandaise, soit elle passe très près de sa frontière à une distance inférieure à 2 Nm selon les conditions initiales. Deux exemples extrêmes sont fournis sur la Figure 17 illustrant ces résultats. La ligne rouge illustre la trajectoire simulée sur notre simulateur Prepar3D avec la fonction « full auto LNAV » avec un départ sur la route M765, tandis que la ligne blanche a été simulée avec le pilote

automatique utilisant la fonction track/heading (route ou cap) sur la trajectoire réelle de l'avion, avant et pendant le virage.

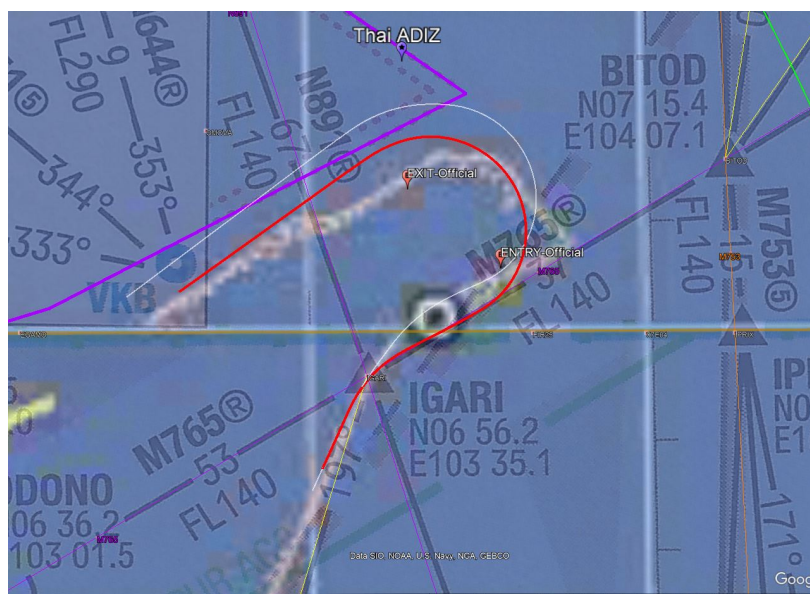


Figure 17: Simulations de demi-tour avec pilote automatique enclenché (inclinaison maximale à 25°)

En outre, la Figure 17 illustre l'impossibilité de survoler à la fois le point d'entrée officiel et le point de sortie dans les 2min10s mesurées et documentés dans le rapport officiel malaisien [2].

Pour satisfaire les contraintes ci-dessus et correspondre à la trajectoire radar, la solution est d'augmenter l'angle d'inclinaison jusqu'au maximum pendant le virage et de virer plus tôt.

Comme le risque d'entrer dans cette ADIZ thaïlandaise était considéré comme trop élevé pour maintenir le pilote automatique engagé et que l'angle d'inclinaison de l'avion devait être supérieur à 25°, cela nous confirme que le demi-tour a très probablement été réalisé en pilotage manuel. Rappelons également que la conclusion (c) dans la section 2.1 du rapport de Boeing [2] affirme que la meilleure correspondance horaire a été obtenue lors d'un vol effectué manuellement.

3.3.3.2 Hypothèses sur le demi-tour

Sur la base de cette analyse préliminaire, nous formulons les hypothèses suivantes :

- Le virage a été exécuté manuellement pour éviter d'entrer dans l'ADIZ militaire thaïlandaise.
- Le virage a commencé un peu plus tôt que le point d'entrée officiel.
- Il y a eu un dépassement du point IGARI comme le montrent le tracé radar en raison de l'intervention manuelle.
- Le temps de vol de 2min10s entre les points d'entrée et de sortie est une donnée officielle.
- L'avion est passé parallèlement entre la route M765 et la limite de l'ADIZ thaïlandaise qui forment un petit couloir.
- Compte tenu de la trace radar, ce virage n'était pas un cercle parfait, mais a été effectué avec un angle d'inclinaison progressivement croissant, conduisant à une sorte de virage en spirale rendant le rayon de virage « effectif » plus court.

- g. Les conditions initiales étaient identiques à celles utilisées pour les séances de simulation par Boeing sauf deux conditions qui n'étaient pas suffisamment précises et qui ont dû être corrigées grâce au dernier rapport ACARS et aux extrapolations à partir des données météorologiques du GDAS.
- h. L'avion n'est pas descendu et est resté à niveau à environ FL350.

3.3.4 Simulations

Plusieurs simulations ont été réalisées afin de valider l'hypothèse d'une exécution manuelle du demi-tour. Trois simulateurs différents ont été utilisés.

3.3.4.1 Paramètres dans nos simulations

L'ensemble des paramètres utilisés comme conditions initiales pour les simulations est affiché dans le Tableau 3:

Tableau 3: Paramètres de l'aéronef à l'entrée du demi-tour et du contexte pour les simulations

Configuration de l'avion		Commentaire
Carburant	42 250 kg	Consommation ~6,8 t/h (cf notre calcul détaillé au point 3.3.4.5 ci-dessous)
Masse brute de l'avion	216 650 kg	
Altitude	35 000 ft	
Vitesse indiquée	IAS 280	L'IAS 271 donnée dans le rapport [2] s'est révélée erronée comme le confirment nos calculs et les simulations (cf. section 3.3.4.5 ci-dessous).
Vitesse sol	475kt	Vitesse sol initiale d'après le rapport [2]
Configuration du simulateur		
Pilote automatique	Engagé puis désengagé	Prise de cap après le travers d'IGARI puis, déconnecté avant le demi-tour par la gauche
Poussée automatique	Engagée	
Conditions locales		
Direction du vent	95°	Les données GDAS montrent que le vent était stable pendant le virage.
Force du vent	11 kt	
Points de navigation		
Début effectif du virage	N07.02.13/ E103.42.88	Heuristiquement défini par des tests et des essais
Point d'entrée	N07.05.7/ E103.47.01	Tel que défini p276 dans le rapport malaisien [2]
Point de sortie	N07.12.7/ E103.38.70	Tel que défini p276 dans le rapport malaisien [2]
Temps entre les points d'entrée et de sortie	2min 10sec	Tel que défini p278 dans le rapport malaisien [2]

3.3.4.2 Simulations à l'aide de Prepar3D

Les simulations ont été effectuées avec un ordinateur personnel et le logiciel Prepar3D de Lockheed-Martin amélioré avec l'add-on PMDG comprenant un modèle B777-200ER équipé de moteurs Rolls-Royce TRENT-892. Cette configuration est similaire à celle de l'avion 9M-MRO.

Plusieurs essais ont été effectués par le Commandant Blelly pour évaluer les différentes possibilités d'effectuer manuellement un demi-tour aussi serré. En conclusion, l'exécution d'un tel demi-tour est réalisable, et peut être répétée à l'identique à volonté. Mais cela nécessite des compétences de pilote professionnel afin de maintenir l'avion à niveau pendant le virage tout en augmentant progressivement l'angle d'inclinaison atteignant la limite d'inclinaison maximale dans la deuxième partie du virage, surtout de nuit sans repère visuel.

La Figure 18 illustre la situation particulière où l'angle d'inclinaison a été progressivement augmenté de 25° au début du virage jusqu'à entre ~35° et ~38° qui est à la limite. La vidéo complète est disponible sur www.mh370-Caption.net. (01-Virage-IGARI-2022-12-07-Prepar3D.mp4) Le point de navigation visible sur le ND devant l'avion est le point officiel de sortie. Le chronomètre de l'avion a été déclenché lors du survol du point d'entrée. En augmentant progressivement l'angle d'inclinaison on fait concorder au mieux la trajectoire avec les echos radar « connus » comme le montre la Figure 19.



Figure 18 : Instantané du simulateur Prepar3D dans le demi-tour à 1min33s après avoir survolé le point d'entrée

3.3.4.3 Simulateur fixe

Lors d'une session de simulateur organisée à l'automne 2022, un Commandant de bord encore en activité et qualifié sur B777 a été invité à effectuer un tel virage. Les conditions initiales étaient celles du Tableau 3. Le simulateur est un simulateur fixe situé chez Skyway Simulations, dans la ville de Nantes, en France. Le cœur du simulateur est le logiciel Lockheed-Martin Prepar3D amélioré avec la suite complète d'équipements de cockpit FDS-B777-FTD de Flightdeck Solutions.

Dans un essai unique, le pilote a exécuté correctement le virage en survolant les deux points de navigation officiels d'entrée et de sortie en 2 min 10 secondes après avoir survolé le point de navigation de départ nouvellement défini du virage. Cela fournit un élément supplémentaire à l'appui de l'hypothèse selon laquelle ce demi-tour a été exécuté manuellement.

Un clip vidéo de ce virage simulé est disponible à www.mh370-caption.net. (02-virage-IGARI-2022-09-Nantes.mp4)

3.3.4.4 Résultats de toutes les simulations

La trajectoire de vol résultant des différentes sessions est illustrée par un exemple en jaune sur la Figure 19. Il englobe le dépassement après avoir passé le travers du point IGARI et le survol du point de départ nouvellement défini du demi-tour avant le point de navigation d'entrée officiel. En outre, les points d'entrée et de sortie officiels sont des points obligatoirement survolés.

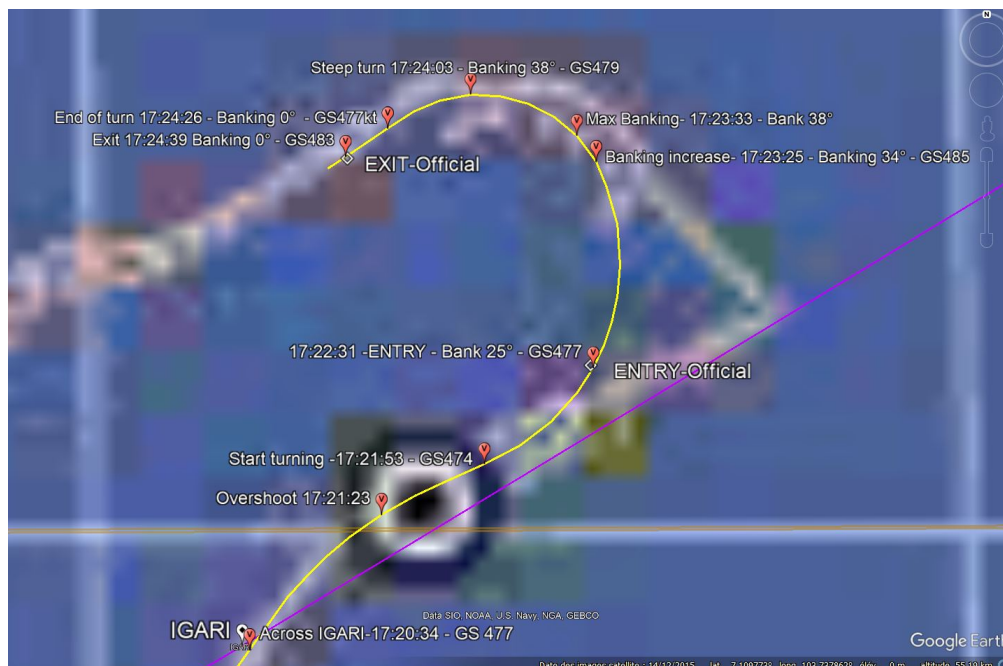


Figure 19: Trajectoire en spirale empruntée avec le simulateur Prepar3D (augmentation progressive de l'angle d'inclinaison)

Le premier résultat visuel notable est l'excellente adéquation entre la route construite à partir des échos radar « acquis » et la trajectoire de vol réalisée dans les simulations. Cela valide l'hypothèse d'un virage avec une forte inclinaison débutant à 25° jusqu'à la limite acceptable, c'est-à-dire à ~38°. Notons qu'au-delà de l'alarme d'inclinaison de l'avion, la situation de vol devient très particulière.

De plus, dans cet exemple comme dans un grand nombre d'exercices de simulation, le minutage entre les deux points de navigation officiels d'entrée et de sortie correspondait à l'intervalle obligatoire de 2min10sec avec une marge de +/- 2sec.

Les paramètres de l'aéronef à différents points clés de la trajectoire pendant le demi-tour sont affichés dans le Tableau 4. Le calcul du carburant est justifié dans la section 3.3.4.5 ci-dessous. Le niveau de vol a été maintenu avec succès constant à ~35000 ft (c'est à dire. ~FL350).

Tableau 4: Paramètres de l'aéronef pendant le demi-tour exécuté manuellement

Heure (UTC)	Emplacement	Vitesse sol (kt)	Titre (°)	Carburant (t)	Banque (°)
17h20:34	Travers du point IGARI	477	025 à ~036	42.3	
17h21:23	Dépassement du point	476	~057		
17h21:53	Début Point de virage	474	~064	42.1	0
17h22:30	Point d'entrée officiel	477	~029	42.0	25
17h23:25	Point Intermédiaire	485	~329		34
17h23:33	Point Intermédiaire	481	~315		max~38
17h24:03	Point Intermédiaire	479	~269		max~38
17h24:26	Point Intermédiaire	479	~237		0
17h24:40	Point de sortie officiel (+2'10 » après l'entrée)	483	~236	41.8	0

3.3.4.5 Estimation de la consommation de carburant

Pour être aussi précis que possible, l'estimation du carburant mérite une certaine attention pour la reconstruction la plus réaliste possible de la trajectoire. À cet effet, et comme toutes les autres études existantes, nos calculs sont basés sur la dernière valeur connue de carburant à bord, qui est de 43,8 t comme indiqué à 17h06:43 UTC dans le dernier message ACARS envoyé par l'avion. Celui-ci est présenté dans le Tableau 5 de [15].

Tableau 5: Dernier rapport de position ACARS, y compris le carburant à bord (dernière colonne) [15]

Greenwich Mean Time (GMT) - UTC	1641:43	1646:43	1651:43	1656:43	1701:43	1706:43
Altitude (ALT) – Feet	103	10,582	21,193	28,938	34,998	35,004
Calibrated Airspeed (CAS) - Knots.	168.4	261.8	301.1	303.1	278.0	278.4
MACH	0.255	0.478	0.669	0.783	0.819	0.821
Total Air Temperature (TAT) - °C	31.1	23.4	11.6	2.5	-13.4	-13.1
Static Air Temperature (SAT) - °C	27.3	10.4	-11.8	-27.4	-43.9	-43.8
Latitude (LAT)	2.667	3.074	3.553	4.109	4.708	5.299
Longitude (LONG)	101.715	101.760	01.988	102.251	102.434	102.713
Gross Weight (GWT) – lb	492,520	489,200	486,240	483,840	481,880	480,600
Total Remaining Fuel Weight (TOTFW) - kg	49,200	47,800	46,500	45,400	44,500	43,800
Wind Direction (WINDIR)	140.3	107.6	1.8	58.4	69.6	70.0
Wind Speed (WINDSP)	1.25	9.38	19.50	10.63	17.38	17.13
True Heading (THDG)	-33.5	27.7	27.8	26.0	26.8	26.7

Table 10A - ACARS Position Report

Le point de sortie a été survolé à 17h24:40 UTC soit 2min10s après le point d'entrée. Ainsi, l'intervalle de temps entre 17h06:43 et le temps au point de sortie est pratiquement de ~18 min.

Dans le plan de vol opérationnel (OFP) déposé par la compagnie moins de deux heures avant le départ et signé par le Commandant Zaharie Shah, l'estimation de la consommation de carburant pour ce vol particulier a été faite en tenant compte des prévisions météo du jour ainsi que du facteur de performance dû à la surconsommation des moteurs vieillissants.

Considérons les deux points de report cités dans ce plan de vol OFP, « AC » et « PCA » prévus pour être survolés à environ 40 minutes après le point IGARI alors que l'avion était censé avoir atteint le

FL350 et s'y être maintenu. Le Tableau 6 présente les chiffres estimatifs du carburant restant à ces deux endroits (surlignés en vert).

Tableau 6: Estimation du carburant effectuée dans le plan de vol opérationnel déposé pour le « en route » après IGARI

MAS 0370 / 1			PAGE 5 / 9 (07MAR14 15:05)							7 MAR 2014		
WPT	AWY		TRRK	SAT	WS	WC	GS	DIST	ZEET	TOTM	FUELRM	
LAT/LONG			MTRK	TDV	TP	WIND	FL	ZATA	ZETA	MOCA	RQFUEL	
AC	W1		077	M45	0	M002	481	0033	0:04	1:23		
N1056.3	E10711.3		078	P09	52	016/005	350			0:2	36.5	
BMT	W1		028	M45	0	M004	479	0117	0:15	1:38	26 minutes	
N1240.0	E10807.4		028	P09	53	016/005	350			1:04	34.9	
PCA	W12		035	M45	0	F008	490	0094	0:11	1:49		
N1357.4	E10902.6		035	P09	58	272/016	350			1:04	33.6	

Ce tableau montre que pour un temps de trajet prévu de 26 minutes entre les points de report AC et PCA, la consommation de carburant a été estimée à 2,9 t (c'est-à-dire 36,5 t – 33,6 t). Cela équivaut à ~112kg/minute ou 6,8t/h. Cela est confirmé par le modèle du simulateur qui affiche un chiffre de $2 \times 3,4 \text{ t/h} = 6,8 \text{ t/h}$ comme indiqué sur la Figure 20 et rapporté dans le Tableau 3 ainsi que par notre outil d'évaluation des contraintes¹⁰ (CAT) comme indiqué dans le Tableau 7.



Figure 20: Recouplement de notre calcul avec le modèle du simulateur

Si nous faisons l'hypothèse que la consommation de carburant par unité de temps par le travers du point IGARI aurait été très proche de celle entre les points « AC et PCA » car la configuration de l'avion est presque identique, alors nous pouvons induire que pour atteindre le point de sortie à partir

¹⁰ Outil CAT : logiciel spécifique développé pour Calcul de la trajectoire et de la consommation de carburant

de l'emplacement du dernier message ACARS en 18 minutes, l'avion a consommé ~ 2 016 kg de carburant. Ainsi, au point de sortie, le carburant à bord était très probablement de $43,8 - 2,0 = 41,8$ t.

De même, le trajet entre l'emplacement du dernier message ACARS et le point IGARI entraîne une consommation de carburant égale à ~1 570 kg. Ainsi, au point IGARI, le carburant à bord était de ~42230 kg arrondi à 42,2 t. C'est cette valeur qui a été utilisée dans nos simulations en remplacement de la valeur estimée de 41200 kg affichée par Boeing dans le rapport malaisien [2] qui est probablement due à une erreur de transcription.

Pour compléter l'analyse de la consommation de carburant, nous avons effectué un deuxième calcul grâce à une version améliorée de l'outil CAT au même niveau de vol constant au FL350. Le CAT est basé sur le modèle de consommation de carburant du Dr Ulich de l'IG et calcule la consommation chaque seconde en tenant également compte de la météo GDAS. Les résultats sont présentés au Tableau 7.

Tableau 7: Estimation du carburant à bord par l'outil CAT

Nom	Longitude°	Latitude°	Heure UTC	Vitesse du vent (kt)	Direction du vent °	Delta-Isa	Carburant (kg)
Travers IGARI	103.5933	6.9310	17:20:34	11.5	95.4	11	42,229
Dépassement d'IGARI	103.6469	7.0071	17:21:16	11.4	95.4	11	42,149
ENTRÉE-Officiel	103.7835	7.0950	17:22:30	11.4	95.3	11	42,003
EXIT-Officiel	103.6450	7.2117	17:24:40	11.4	95.2	11	41,755

Les deux séries de valeurs - calculées séparément - sont conformes l'une à l'autre de moins de 25 kg et ont été utilisées à la place des figures de Boeing comme conditions initiales pour les simulations effectuées (cf. Tableau 3). Ces chiffres ont également été confirmés par le modèle du simulateur Prepar3D.

3.3.5 Conclusions sur le demi-tour après le point IGARI

Les résultats de l'analyse ci-dessus montrent que considérer une exécution manuelle du demi-tour après être passé par le travers d'IGARI est bien justifié et que c'est probablement l'action la plus probable effectuée par la personne aux commandes à ce moment-là pour éviter d'entrer dans l'ADIZ thaïlandaise. Différentes simulations sur différents simulateurs effectuées par des Commandants de bord ont validé une telle hypothèse. Cela a nécessité certaines compétences de la part de pilotes expérimentés, mais c'est possible dans les temps mesurés.

Par conséquent, un demi-tour manuel est l'hypothèse retenue pour le reste de l'étude.

3.4 Du point « Exit » jusqu'au dernier contact radar.

Dans cette section, notre analyse se concentre particulièrement sur l'étape partant de la sortie du demi-tour estimé à 17h24:40 UTC et se terminant à la dernière position connue de l'avion à environ 10 Nm après le point MEKAR à 18h22:12 UTC tel que rapporté dans le rapport malaisien [2] que nous appellerons LaST Report Point (LSTRP). C'est la deuxième partie de la trajectoire connue du MH370.

3.4.1 Données disponibles

D'après le dernier message du transpondeur reçu à 17h20:34 UTC alors qu'il était par le travers du point de navigation IGARI, l'avion était toujours suivi par les radars militaires. Aujourd'hui, la trajectoire peut être reconstruite grâce à des données radars supplémentaires, et à une information complémentaire provenant de la société de télécommunications pour mobiles terrestres Celcom à Penang. Ces données disponibles sont examinées ci-dessous.

3.4.1.1 Tracés radar primaires militaires

La première source d'information reste l'image fournie en basse résolution à la page 3 du rapport australien [4]. Mais cette fois, l'image complète présentée à la Figure 21 sera l'objet de notre attention car elle couvre la trajectoire de vol de l'avion jusqu'au dernier contact radar après le point de navigation MEKAR. Les deux segments d'intérêts sont les suivants :

- a) La route suivie visible après la sortie officielle du virage (à la fin de la ligne rose)
- b) ensuite, la trajectoire suivie par l'avion de 17h30:33 à 18h22:12 UTC (tracé jaune).

L'emplacement de l'avion à 18h22:12 UTC est la dernière position connue et celui-ci sera désigné comme le dernier point radar primaire ou point LSTRP dans cette étude.

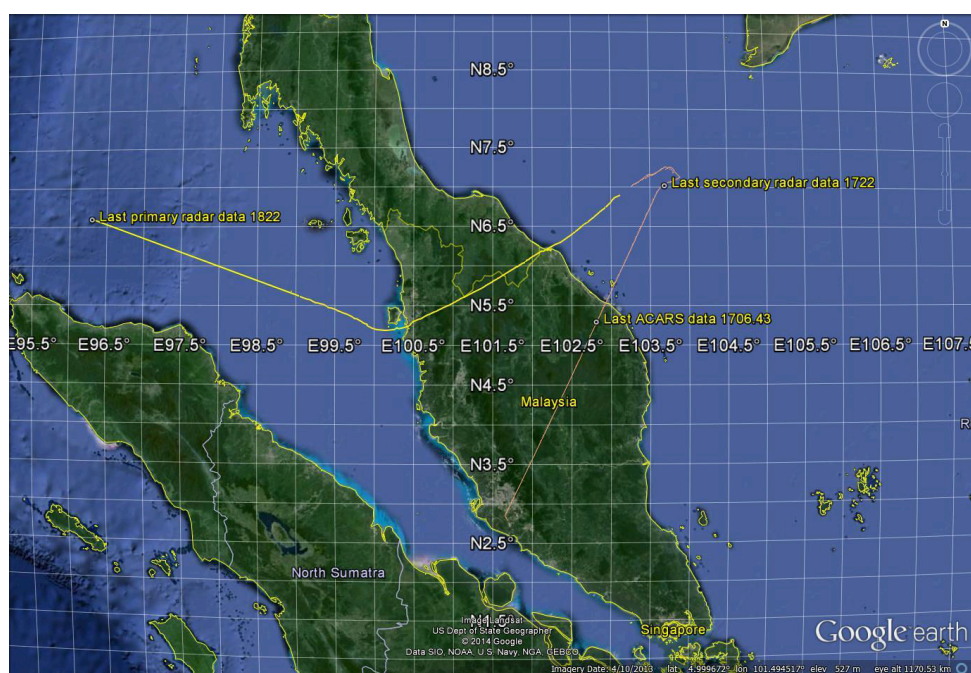


Figure 21: Trajectoire de vol du MH370 dérivée des données radar primaires et secondaires (source ASTB)

Malheureusement, les autorités militaires n'ont publié officiellement aucune donnée radar primaire, à l'exception de la photo capturée lors de la conférence de l'hôtel Lido illustrée Figure 23.

3.4.1.2 Tracés de données radar primaires civiles (RDP)

Grâce à l'Independent Group, les données des radars primaires civils ont été rendues publiques sur son site web [8]. Une superposition de ces données sur celles des militaires montre la très bonne correspondance des routes suivies par l'avion. Une analyse plus approfondie a été effectuée par l'Independent Group dans [8], confirmant la même conclusion énoncée dans la section 1.1.3 du rapport malaisien [2] sur la localisation de la route radar mais aussi malheureusement sur le niveau élevé de « bruit » dans les mesures d'horodatage, les rendant peu fiables sur cet aspect.

Les données proviennent des radars primaires d'approche terminal de l'aéroport de Kota Bharu et de la base aérienne de Butterworth. La portée de ces systèmes est d'environ 60 Nm et 80Nm respectivement. Ils sont calibrés pour suivre les avions à une altitude beaucoup plus basse que les avions « en route » comme l'était le MH370.

Malheureusement, les données comportent certaines lacunes, mais elles se divisent en six ensembles de données utiles fournissant les temps et les distances radiales. Mais l'horodatage présente des irrégularités, et les mesures de distances sont fournies sous forme de données brutes sans post-traitement comme habituellement appliqué dans un système radar, avant de présenter les données sur l'écran du contrôleur. Néanmoins, la fusion graphique des données militaires et des données civiles montre une correspondance géographique remarquable comme l'illustre la Figure 22.

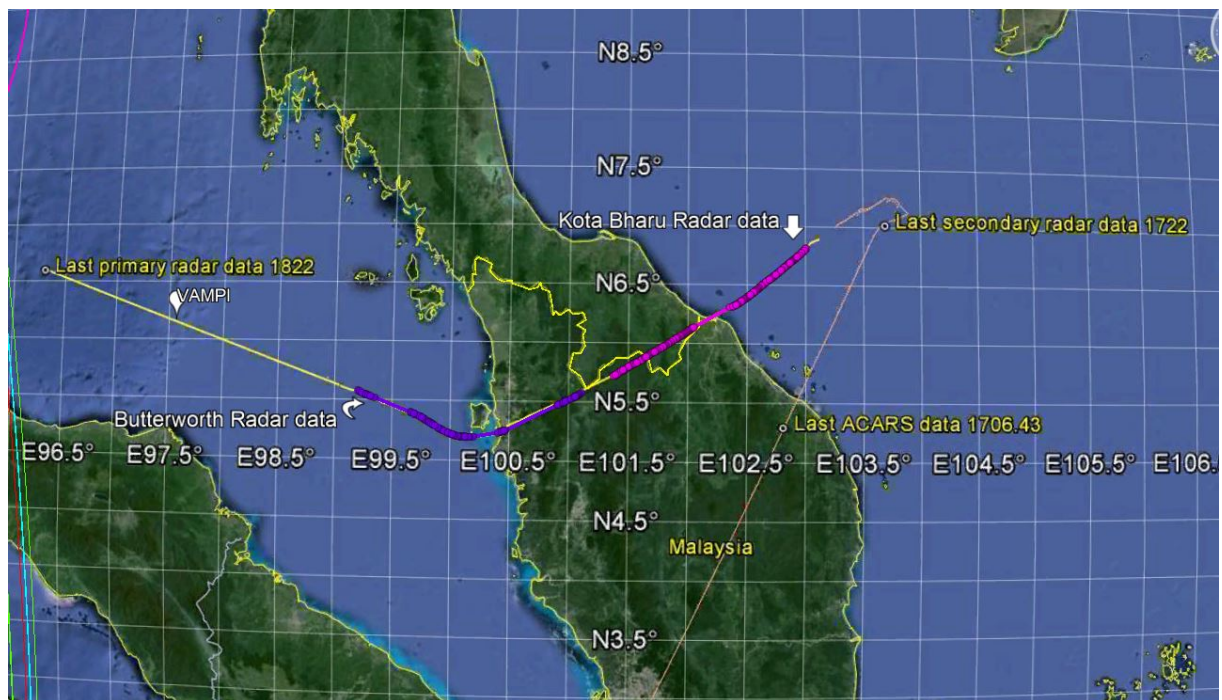


Figure 22: Comparaison du radar primaire militaire (jaune) et des radars primaires civils (magenta et violet)

Comme les données militaires, pour lesquelles un avertissement est fait dans le rapport malaisien [2], les données radars civils sont aussi soumises à un bruit de précision de mesure inhérent à la fois dans le temps et dans la direction radiale. Ainsi, l'amplitude de vitesse sol instantanée calculée sur la base des données brutes sans filtrage affiche des valeurs dispersées donc certaines endehors de l'enveloppe de vol de l'avion.

Calculer l'altitude et la vitesse de l'avion à partir de données radar 2D sans l'information complémentaire du radar SSR est une gageure si on ne fait pas une hypothèse à priori sur l'altitude ou sur la vitesse. De plus, l'horodatage est trop erratique conduisant à des vitesses calculées irréalistes. Notre étude succincte [26] a montré que pour de nombreux segments la vitesse est au-dessus de la vitesse limite de l'enveloppe de vol (overspeed) et que pour un segment elle est trop basse et toute proche de la vitesse minimale de manœuvrabilité.

Nous considérons donc que le calcul de la vitesse ne peut pas se faire sur des bases aussi peu solide car les données ne sont pas fiables quant au temps.

Il est très important de garder à l'esprit que quoi qu'il arrive, un « vrai pilote » n'essaiera jamais de sortir du domaine de vol de l'avion. Le fait que le MH370 ait volé pendant autant d'heures, prouve que

ce jour-là la personne aux commandes a respecté cette règle. Compte tenu du vent local à cet endroit, considérer une vitesse TAS supérieure à ~ 535kt ne devrait pas être une option, car celle-ci mettrait l'appareil en survitesse avec toutes les problématiques qui découleraient. De plus, l'altitude de vol maximale certifiée pour un B777 est de 43 100 pieds. « Voir » l'avion au-dessus de cette altitude et totalement impossible et ce quelle que soit la masse de l'avion.

En nous appuyant sur la façon dont les aviateurs gèrent la vitesse (ou le Mach) et aussi sur l'expérience du Commandant Blelly, nous n'avons utilisé que les heures officiellement indiquées, et les informations clés telles que l'heure de sortie du demi-tour à 17h24:40 UTC, la détection du téléphone portable du copilote à Penang à 17h52:27 UTC et le dernier spot radar à 18h22:12 UTC. Ils fournissent des vitesses sol moyennes que nous avons utilisées pour calculer la TAS (True Air Speed : vitesse par rapport à la masse d'air) ou le Mach (vitesse d'un avion par rapport à la célérité du son utilisée essentiellement au-dessus du niveau de vol 300) possible sur des segments de vol successifs. En général un pilote considère et calcule les vitesses moyennes pour piloter. Par exemple, après le demi-tour et pendant la descente, la personne aux commandes a augmenté l'IAS jusqu'à ~310 kt qu'elle a maintenue régulièrement en croisière au FL300, jusqu'au point de navigation VAMPI. Cette IAS est la vitesse de consommation minimale recommandée en descente dans la documentation de Boeing.

3.4.1.3 Les « échos » des radars militaires

La dernière information radar à notre disposition est toujours le montage photographique montré aux parents des victimes du MH 370 lors d'une conférence en 2014 et reproduit à la Figure 23. Cette fois, les échos radar sont représentés par des points jaunes, avec des étiquettes illisibles et difficiles à déchiffrer. L'ensemble est incomplet, probablement en raison d'un élément défectueux dans la formation du faisceau d'élévation radar. Néanmoins, l'information la plus importante fournie est le dernier écho radar (LSTRP) à 18h22:12 UTC situé à environ 10Nm après le point MEKAR.

À ce stade précis, nous utiliserons les données présentées dans le rapport malaisien [2]:

- Heure = 18h22:12 UTC
- Route = 285°
- Distance = Environ 10 Nm après MEKAR (cad ~251Nm de Butterworth et pas 200Nm)
- Vitesse sol = 516kt
- Altitude = 29 500 pieds (QNH)

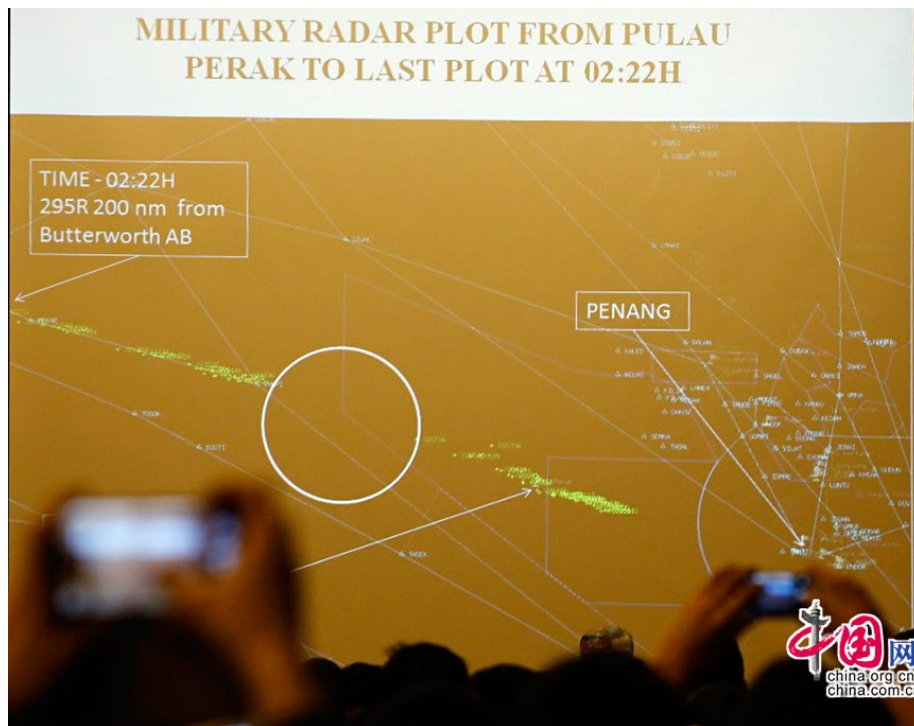


Figure 23: Enregistrements radar militaires montrés aux plus proches parents à l'hôtel Lido, Pékin, le 21 mars 2014

3.4.1.4 Détection du téléphone portable du copilote

Une autre information clé est fournie par le rapport de la police malaisienne. Il s'agit de la brève connexion providentielle du téléphone portable du copilote à 17h52:27 UTC à une station de base Celcom sur l'île de Penang. La portée sectorielle de la station BBFARLIM2 est indiquée comme étant d'environ 32 km soit ~17,3 Nm au sol (cf. les limites du lobe primaire en rouge sur la Figure 24).

En utilisant l'emplacement des spots radar autour de cette heure, on peut obtenir une localisation approximative de l'avion à 17h52:27 UTC comme illustré à la Figure 24. Ses coordonnées sont [5.219°N; 100.292°E] environ 10Nm au sud de l'antenne terrestre de Celcom.

Suivant les méthodes de navigation employées en général par les pilotes, ce point a été utilisé comme point de navigation temporel « obligatoire » dans la reconstruction de la trajectoire.

On pourrait se demander pourquoi le téléphone portable du copilote a-t-il été détecté à cet endroit ? Selon l'enquête du Commandant Blelly [1], il est fort probable que le copilote, qui avait été formé à la situation de cabine dépressurisée, ait pu utiliser de petites bouteilles d'oxygène portables. Certaines d'entre elles sont à la disposition du personnel de cabine, pour pouvoir se déplacer dans les allées de l'avion en cas d'urgence. Ainsi, il aurait pu essayer de passer un appel téléphonique en collant son téléphone mobile contre un hublot de la cabine pour essayer d'avoir une connexion « directe » avec une balise téléphonique au sol. Il est à noter que l'île de Penang à cet instant était très proche et sur la droite de l'appareil. Cette tentative d'appel s'est déroulée à 17h52'27.

Si l'on prend en compte une dépressurisation de l'avion aux alentours de 17h24', les 22 minutes d'autonomie de l'oxygène pour les passagers étaient dépassées lorsque la tentative téléphonique a été effectuée (17h24'+22'= 17h46' fin de l'O₂ passager). Donc nous pensons que le co-pilote utilisait probablement une bouteille d'oxygène portable.

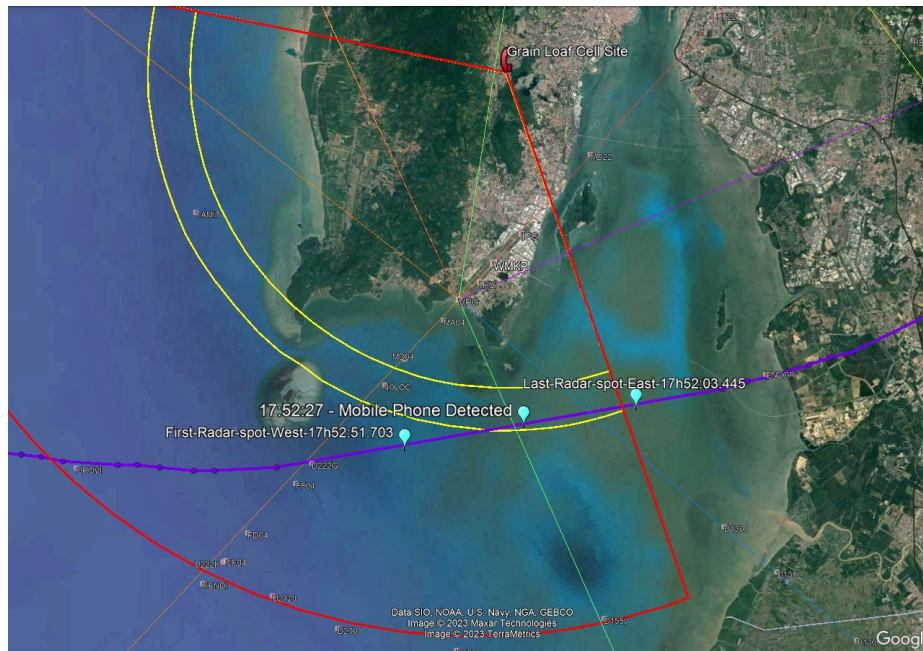


Figure 24 : Position estimée de l'avion lorsque le téléphone mobile du co-pilote a été détecté à 17h52:27UTC

Comment le téléphone mobile a-t-il réussi à se connecter et pourquoi l'appel n'a-t-il pas été passé ? La Figure 25 présente une extrapolation approximative du diagramme de puissance du lobe secondaire de l'antenne cellulaire terrestre par rapport à l'élévation. Du fait de sa conception, le niveau de puissance de ce lobe à « une barre » n'est pas assez fort pour être reçu au-dessus de 32000ft de « hauteur vraie » de l'avion. On peut voir sur la Figure 25 qu'au FL300, ce qui fait à peu près à 31500ft de hauteur vraie, le faisceau pouvait à peine être détecté et ce, à quelques endroits entre 9 et 10Nm environ de l'émetteur.

L'anneau géographique possible à l'intérieur duquel un téléphone mobile aurait pu se connecter est illustré par les deux arcs de cercle jaunes sur la Figure 24 et entre les deux lignes verticales orange sur la Figure 25. L'avion ne l'a traversé légèrement que pendant quelques ~30 secondes seulement. Cela explique pourquoi un appel téléphonique n'a pas pu aboutir.

De plus, cet événement est un élément supplémentaire que l'avion était en dessous de la hauteur de 32000 pieds car au-dessus il n'aurait jamais pu être détecté.

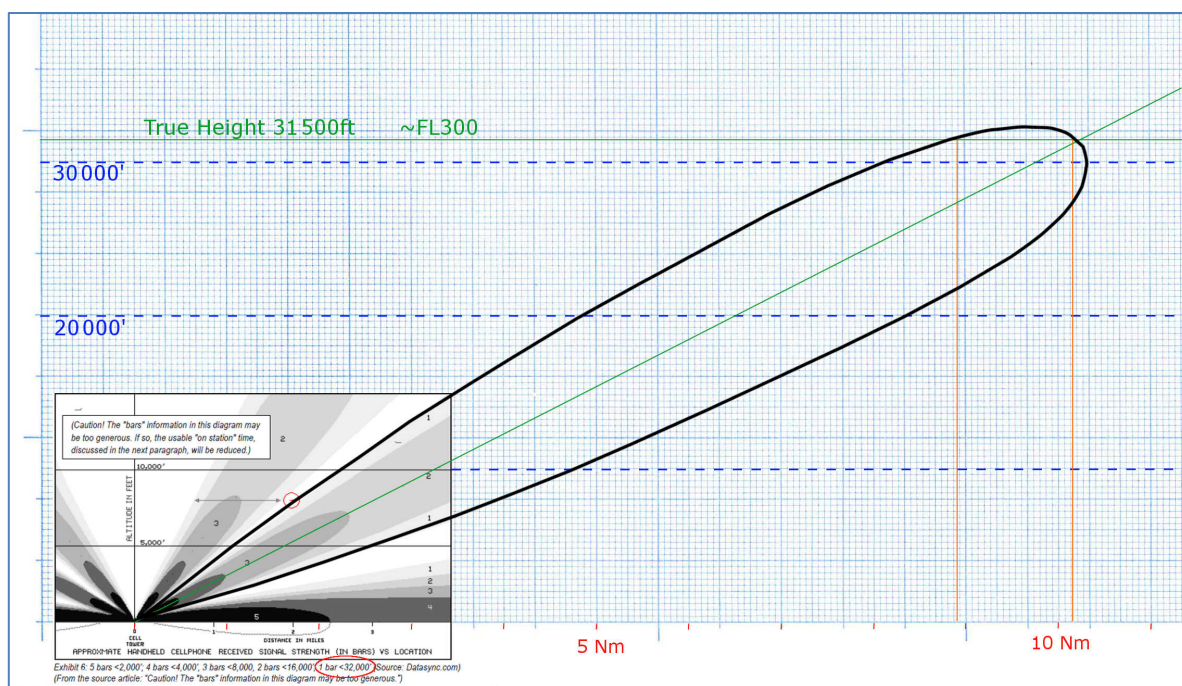


Figure 25: Extrapolation du diagramme de puissance du lobe secondaire de l'antenne terrestre Celcom (source Datasync.com)

A titre d'information, la correspondance entre le niveau de vol et la hauteur réelle (c.-à-d. au-dessus du niveau moyen de la mer) pendant le trajet entre le demi-tour et l'île de Pulau Perak est fournie dans le Tableau 8. A cette heure-là, au sud de Penang, le delta ISA était de 11°.

Tableau 8: correspondance entre le niveau de vol et la hauteur réelle au-dessus du niveau de la mer

Niveau de vol	Hauteur réelle (pi)	Delta ISA °
FL350	36,540	11
FL330	34,450	11
FL300	31,320	11
FL300	30,840	7
FL300	31,560	13

3.4.1.5 Faits incontestables sur la distance et le temps

Il y a des chiffres absolus de distance et de temps entre le point de sortie « EXIT » et le dernier contact radar à 18h22:12 UTC. Selon les données ci-dessus, l'avion a volé sur 485,4 Nm entre le point de sortie après le demi-tour après IGARI et la position du dernier contact radar à 10 Nm au nord-ouest de MEKAR. De plus, l'intervalle de temps entre ces deux positions est de 57min32sec.

Ainsi, suivant la méthode usuelle d'estimation des étapes par les pilotes, la valeur de référence de la vitesse sol moyenne pour cette étape est de 485,4 Nm parcourus en 57'32" = 506kt.

3.4.2 Du point Exit après le demi-tour jusqu'au sud de Penang

Dans cette section, une trajectoire plausible pilotée manuellement est reconstruite à partir du point Exit du demi-tour estimé à 17h24:40 UTC, et de l'emplacement estimé où le téléphone portable du copilote a été détecté à 17h52:27 UTC au sud de Penang.

3.4.2.1 Hypothèses

Selon l'enquête du Commandant Blelly [1], la personne aux commandes a déclenché plusieurs actions assez rapidement, afin de rendre l'avion invisible et indétectable par l'ATC civil. Tout d'abord, elle a déconnecté tous les générateurs électriques du réseau électrique pour créer une situation de sidération pour l'équipage et les passagers situés dans la cabine. Cela a également déclenché le déploiement de la turbine à air (RAT) qui alimente en secours les circuits et systèmes principaux au minimum, pour piloter manuellement cet avion.

Deuxièmement, elle a volontairement dépressurisé l'avion pour simuler un incident de pressurisation afin de maintenir les passagers et l'équipage « assis et attachés » avec leur masque à oxygène sur le visage. Il est à noter qu'au-delà de 22 minutes d'utilisation, ils s'évanouiront progressivement d'hypoxie lorsque l'oxygène aura été épuisé. Ensuite, elle est doucement descendue au niveau FL300 (~30000ft) pour mieux supporter la variation de pression à l'intérieur de l'avion et, probablement avoir une température plus acceptable dans cockpit. Il n'est pas obligatoire de couper l'un des « packs » du système de conditionnement d'air pour dépressuriser l'avion. Positionner sur « plein ouvert » les deux vannes de pressurisation par leurs interrupteurs de commande suffit amplement. Cela peut être fait manuellement même avec le réseau électrique de secours (batterie / RAT).

Il est difficile d'évaluer avec précision quand chacune de ces actions particulières a eu lieu. Ci-dessous, la liste de leurs résultats et de leurs conséquences est fournie comme hypothèses de base pour notre analyse :

- Plus aucune émission électromagnétique depuis l'avion, y compris les feux de position de l'avion parce que les générateurs électriques ont été déconnectés
- La puissance électrique minimale est fournie par la RAT, qui conduit à un pilotage manuel
- Descente à une altitude de vol au FL300 en 15min environ
- Maintien de ce niveau FL300 de Kota Bharu jusqu'au sud de l'île de Penang.
- Avion dépressurisé et port du masque à oxygène (27h d'endurance oxygène pour un seul pilote dans le cockpit...)
- Possibilité de garder les packs de conditionnement d'air avec un avion dépressurisé : seulement une ouverture manuelle complète des vannes de sortie d'air de pressurisation.
- Un débit d'air de climatisation est toujours disponible dans l'avion pour maintenir une température nettement moins froide.
- Les tracés radar montrent des irrégularités latérales inhabituelles pour un avion contrôlé par le pilote automatique, et c'est donc un élément supplémentaire soutenant l'hypothèse d'un pilotage manuel.
- La navigation a été surveillée via l'écran de navigation de gauche (la place du pilote), en utilisant le seul système fonctionnant en secours à cet instant i.e. le VOR 1, situé en place gauche. Certains points de navigation ont été employés comme objectifs, en premier lieu le VOR de Penang. La personne utilisant ce système a affiché d'abord une axe radial « vers » la balise, puis après la verticale de celle-ci, un autre en « éloignement » de cette balise radio.
- Le vol est passé dans le sud de l'île de Penang à environ ~10Nm lorsque le téléphone portable du copilote s'est connecté très brièvement à 17h52:27 UTC sans passer d'appel .
- La vitesse sol moyenne entre la sortie du demi-tour et South Penang est ainsi estimée à ~506kt +/-2.5kt.

3.4.2.2 Plus d'émissions électromagnétiques

Comme expliqué ci-dessus, le demi-tour a nécessité toute l'attention et le dévouement de la personne qui pilotait cet avion. Il est donc fort probable qu'elle ait attendu que le virage serré soit terminé avant de s'assurer que l'avion cesse d'émettre tout signal détectable et reste « électromagnétiquement » silencieux. Cela englobe les télécoms (notamment l'ACARS, l'IFE, etc.), les lumières, mais aussi le DME (Distance Measuring Equipment= systèmes de navigation donnant au pilote une distance par rapport à une balise de radionavigation).

Si cela est fait par une personne expérimentée, le moyen le plus simple et le plus efficace de s'assurer d'éteindre tous les systèmes en même temps, est de déconnecter les circuits électriques des quatre générateurs (principaux et de secours). Elle a appuyé successivement sur le bouton de chaque générateur sur le panneau supérieur, et ainsi a assuré la désactivation de tous les systèmes capables de communiquer à l'extérieur sans aucune exception. Cela suppose aussi, que tout de suite après, elle ait tourné sur « ON » puis sur « OFF », le bouton rotatif de l'APU. En effet celui-ci aurait démarré automatiquement en cas de perte électrique sur les réseaux de bord et, aurait réalimenté l'avion en électricité. Cela implique également qu'elle n'a ensuite piloté l'avion qu'avec l'électricité fournie par le RAT (Ram Air Turbine) mais néanmoins, en disposant de la pleine puissance hydraulique fournie par les moteurs qui continuaient à fonctionner correctement avec une alimentation par gravité du carburant en provenance des réservoirs situés au-dessus dans les ailes.

Cela implique donc qu'un pilotage manuel s'en est suivi. La Ram Air Turbine (RAT) a pu être déployée automatiquement ou manuellement.

Régulièrement, les pilotes sont formés pour voler dans de telles conditions lors de sessions de formation sur simulateur de vol. On pense donc que la personne ayant effectuée ces actions complexes a été probablement bien formée pour cela. En outre, rappelons le vol LATAM B777 8084 en décembre 2018 de Sao Paulo à Londres qui a volé environ ~ 50 minutes sans aucun problème avec la puissance électrique provenant la RAT uniquement et avec la puissance hydraulique des moteurs.

3.4.2.3 Un Avion dépressurisé et en descente jusqu'à Kota Bharu

Le scénario incluant une descente après le demi-tour exécuté du FL350 jusqu'à un niveau inférieur à environ FL300 correspond bien à l'hypothèse de la dépressurisation. L'augmentation de la vitesse jusqu'à 17h37 UTC correspond bien à une descente avec la manette des gaz maintenue dans une position fixe en raison de la déconnexion du système automatique de commande de poussée lorsque l'alimentation électrique a été coupée. De plus, le pilote automatique n'était plus disponible.

Mais il faut noter que lors de nos simulations du demi-tour, la vitesse sol au point « Exit » était en fait d'environ ~476kt à Mach 0,787 en moyenne (cf Figure 18). Il s'agit d'une vitesse plus élevée à la sortie que la valeur calculée par le radar de ~458kt. Mais la vitesse instantanée de l'avion évoluait en permanence (fin de virage, ré-accélération, puis mise en descente...) nous pouvons la considérer comme correcte à cet instant précis sachant qu'elle pouvait être bien différente à d'autres instants.

A un tel niveau de vol, la référence de vitesse opérationnelle la plus standard (et donc plus logique) à utiliser est le nombre de Mach. Au point IGARI, le Mach était fixé à ~0,821. Notre analyse montre que pendant la descente, l'avion a accéléré avec une moyenne de Mach à 0,835 jusqu'à atteindre l'IAS 310kt comme l'illustre une capture d'écran prise lors d'une de nos simulations sur la Figure 26.



Figure 26: Paramètres de vol dans la dernière partie de la descente vers le FL300

Cela rend la vitesse sol moyenne égale à 507 kt avec un écart type $\sigma = \pm 2$ kt pour la descente. C'est bien en dessous du Mach maximum possible de 0,870. Les données météo indiquent un vent arrière évoluant de 11kt de 95° à 17kt venant du 75°. Dans l'ensemble, la TAS moyenne était d'environ ~ 495kt selon nos calculs.

Pour être au niveau FL300 à Kota Bharu, le taux de descente est estimé entre 300 et 500 pieds par minute (fpm) pendant 15 minutes environ.

Au cours de cette étape, la navigation aurait pu être un mélange d'utilisation visuelle de cette grande ville en combinaison avec les icônes des points de navigation de Kota Bharu affichées sur son écran. Se diriger de nuit vers les lumières d'une ville est extrêmement facile et de plus la personne aux commandes pouvait utiliser le VOR de Penang car l'avion était à sa portée radio.

Une question intéressante est pourquoi la personne aux commandes a-t-elle choisi de se mettre à niveau au FL300 ? Nos réponses pourraient être celles d'un joueur d'échecs préparant plusieurs coups à l'avance. Tout d'abord, comme expliqué ci-dessus, ce niveau était probablement un niveau acceptable pour maintenir une dépressurisation et une température supportables dans le cockpit. Deuxièmement, le FL300 est suffisamment élevé pour se comporter comme un trafic normal en route au-dessus des zones terminales de Kota Bharu et de Penang. Troisièmement, le FL300 est un niveau de vol assez bas pour plus tard dans la zone croisée du détroit de Malacca et de ses itinéraires, restant ainsi en sécurité en dessous du trafic des long-courriers volant généralement à des niveaux de vol supérieurs dans cette zone. Quatrièmement, le FL300 offre la vitesse sol la plus élevée pour tous les IAS ou Mach sélectionnés pour une consommation de carburant spécifique raisonnable. Et enfin, le FL300 est judicieusement choisi car aucune montée n'aura été nécessaire par la suite pour avoir une consommation /distance correcte même si pas complètement optimum. Nous le démontrerons dans le chapitre consacré à la trajectoire inconnue plus loin dans ce rapport (cf. chapitre 4).

3.4.2.4 De Kota Bharu au sud de Penang

A Kota Bharu, et au niveau FL300, la référence de vitesse opérationnelle à considérer est maintenant la vitesse indiquée (IAS). Mais ici, sans électricité la personne aux commandes a été obligée de maintenir manuellement cette vitesse IAS autour de 310kt par la suite et ce jusqu'au LSTRP. Notre

analyse montrera que dans cette étape, l'IAS moyenne était de $\sim 310 \pm 1$ kt. C'est une façon conservatoire et sûre de voler bien en dessous de la limite maximum possible de 330kt pour cet avion.

Dans l'ensemble, la vitesse sol moyenne de cette étape est égale à ~ 506 kt avec un écart-type $\sigma = \pm 2,5$ kt. Nos simulations ont confirmé qu'une IAS de 310 kt était bien la meilleure en consommation / vitesse / distance parcourue dans le temps officiellement mesuré.

Le segment entre l'« Exit point » et le sud de Penang est illustré sur la Figure 27. Quelques petits ajustements latéraux de trajectoire sont mentionnés dans le rapport malaisien [2], que nous interprétons comme le résultat d'un vol en pilotage manuel suite au suivi d'un axe radial vers le VOR de Penang (le pilote automatique n'étant pas disponible).

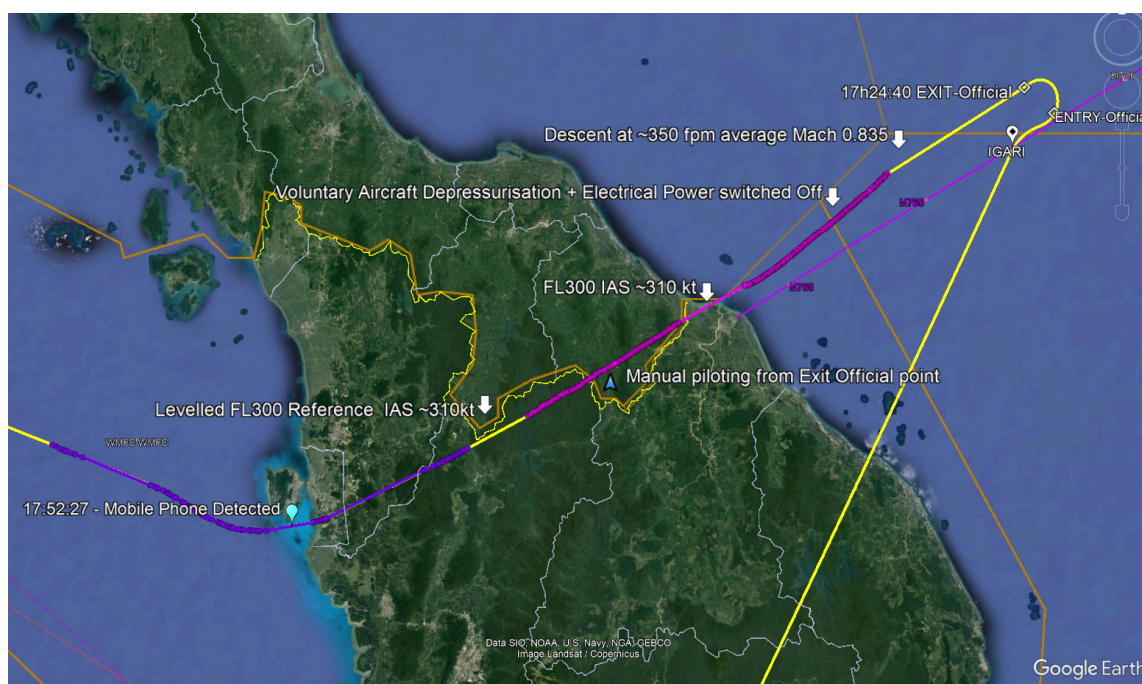


Figure 27: Trajet et scénario entre Exit Waypoint et South of Penang

3.4.2.5 Consommation de carburant

Pour évaluer la consommation de carburant, la même méthode a été utilisée que ci-dessus. Trois types de calculs ont été effectués : la méthode des pilotes, notre modèle de consommation de carburant dans l'outil CAT et la mesure du carburant indiquée par le FMC de notre simulateur. Les résultats sont présentés au Tableau 9.

Tableau 9: Carburant à bord pendant l'étape Exit Waypoint vers South Penang

Heure	Emplacement	Carburant à bord (t)		
		Pilotes	Logiciel CAT	Simulateur de vol
17h24:40	Point de navigation de sortie du demi-tour	41.8	41.8	41.8
17h37:00	Kota Bharu	-	40.5	40.4
17h52:27	South Penang (Téléphone détecté)	38.5	38.6	38.4

Les différentes méthodes sont cohérentes entre elles sur la consommation horaire de carburant qui est évaluée entre 6,9 t et 7,3 t. Ainsi, malgré la descente, l'avion a consommé au-dessus de la moyenne car il était à des niveaux inférieurs à ceux optimisés.

3.4.2.6 Simulations

Plusieurs simulations ont été effectuées selon le profil de vol et les hypothèses décrites ci-dessus. Une vidéo d'une simulation est disponible à www.mh370-caption.net (03-Exit-to-VAMPI-manual-506GS.mp4). Les leçons tirées des simulations sont que la personne aux commandes doit avoir changé le nombre de Mach le long de la descente afin de maintenir l'avion dans l'enveloppe des vitesses, sans dépasser la vitesse maximum lorsque la manette des gaz a été débrayée. Ainsi, sur cette étape, le nombre de Mach est passé de M0,835 environ initialement en descente à M 0,815 en croisière.

Mach 0,815 en bas de la descente au FL300 conduit à une IAS de 310kt qui est due aux conditions de vent moyennes utilisées pour cette étape, c'est-à-dire un vent constant de 14kt à partir de 85° sous-estimant son évolution positive. Changer les conditions météo dans le simulateur Prepar3D n'est pas simple. Néanmoins, sous pilotage manuel, notre simulateur a survolé le point de connexion du téléphone mobile seulement 5 secondes avant l'heure prévue (impossible d'entrer des variations de vent dans le simulateur) ce qui est remarquable.

3.4.3 De Penang au dernier spot radar

Dans cette section, l'analyse se concentre sur la deuxième étape commençant à l'endroit estimé où le téléphone portable du copilote a été connecté à 17h52:27 UTC au sud de Penang, jusqu'à la dernière position connue de l'avion à environ 10 Nm après le point MEKAR à 18h22:12 UTC qui est la dernière information sur la trajectoire connue du MH370.

3.4.3.1 Hypothèses

Pour cette étape, les seules données disponibles sont deux images prises de loin à grand champ de vision et un ensemble de données brutes de radar primaires civils avec des mesures temporelles de faible précision. Selon le rapport malaisien [2], l'avion a tourné vers le nord-ouest à 17h52:27 UTC. Ensuite, il a volé sur une route quasi-directe vers le point de navigation VAMPI et a disparu du radar après le point MEKAR.

Même en y réfléchissant bien, les données radar numériques fournies par l'IG [8] sont brutes avec des balises temporelles peu fiables alors que leur position géographique correspond bien à celle donnée par la piste du radar militaire. Les deux montrent des variations latérales de l'avion, qui ne peuvent pas provenir seulement de l'imprécision de la mesure de ces échos. Un aéronef contrôlé au moyen de la fonction LNAV (navigation automatique) sur une route directe vers le point VAMPI ne présenterait pas de telles déviations latérales. Nous en concluons donc que, dans la continuité de l'étape précédente, le pilote contrôlait toujours manuellement l'avion sur la route en éloignement radial du VOR de Penang.

En s'appuyant sur les conclusions ci-dessus et pour maintenir la continuité de notre raisonnement, les hypothèses suivantes constituent la base de notre analyse de cette étape :

- L'avion était toujours piloté manuellement car les tracés radar montrent des irrégularités latérales inhabituelles pour un avion contrôlé avec une navigation sous pilote automatique.
- L'avion était toujours dépressurisé et le pilote portait toujours son masque à oxygène.
- L'alimentation électrique était toujours fournie par le RAT seulement.
- Aucune émission électromagnétique n'était possible.
- Le niveau de vol a été maintenu constant au FL300 du sud de Penang jusqu'au point MEKAR
- La navigation se faisait toujours via l'écran de navigation du pilote en utilisant visuellement l'icône point VAMPI comme cible, en combinaison avec le VOR de Penang en éloignement.

- Connaissant le temps de passage des points entre le sud de Penang et le LSTRP, la vitesse sol moyenne est estimée à ~508kt (l'avion a accéléré entre VAMPI et le LSTRP).

3.4.3.2 Du sud de Penang au point VAMPI

La trajectoire empruntée par l'aéronef est clairement identifiée par les tracés radars présentés à la Figure 28. La déviation latérale juste après le virage n'est pas une trajectoire typique lorsque la fonction LNAV est activée. Ceci est également visible sur l'image à l'hôtel Lido dans la Figure 23 ci-dessus. Dans le cas où la fonction LNAV aurait été engagée, l'avion aurait emprunté une route plus directe vers le point de navigation VAMPI, comme l'illustre la ligne rouge de la Figure 28.



Figure 28: Piste radar primaire civile superposée sur la piste radar militaire du sud de Penang au point de navigation VAMPI (source ATSB [4])

Comme il n'y a toujours aucune preuve de rétablissement de l'alimentation électrique, la personne aux commandes pilotait toujours l'avion manuellement à l'aide des outils de navigation à sa disposition, c'est-à-dire les icônes de points de navigation sur son écran de navigation (ND = navigation Display= écran de contrôle de suivi de navigation) comme aide visuelle, et le suivi du radial VOR 291° de Penang. Juste après le virage de Penang, elle a très probablement utilisé la fonction « track select » pour ajuster au mieux visuellement sur son écran la route jusqu'au point VAMPI pour confirmer sa route.

Remarque : La trajectoire de l'aéronef dans la Figure 28 est illustrée par une ligne droite jaune quasi parfaite tandis que la Figure 23 montre des points irréguliers autour de la direction de la ligne vers VAMPI. Ainsi, nous pensons que l'image fournie par ASTB [4] dans la Figure 28 a été éditée et qu'une ligne brisée à VAMPI a simplement été tracée à partir du dernier spot radar avant Pulau Perak jusqu'au LSTRP via VAMPI. Cette question sera abordée plus en détail à la section 4.3.4 ci-dessous

Sur la base des informations disponibles sur l'itinéraire suivi et de l'écart de temps entre la position de l'avion au moment de la connexion du téléphone portable à Penang et la position LSTRP, la vitesse sol moyenne a été estimée à ~508kt. Cela implique que l'avion a survolé le point VAMPI à environ ~18h13:00 UTC. Compte tenu de l'accélération finale nécessaire entre le point VAMPI et le LSTRP

conduisant à une vitesse sol de 516kt (Malaysian Report [2]), les sessions de simulation ont montré que la vitesse sol moyenne entre le sud de Penang et le point VAMPI était en fait de ~506kt.

Compte tenu des caractéristiques du vent le long de la trajectoire, cela signifierait que l'avion a été piloté manuellement en utilisant encore la référence de vitesse IAS à ~310kt.

3.4.3.3 Du point VAMPI au dernier écho radar (LSTRP)

Pour plus de simplicité et parce qu'il n'impacte pas beaucoup la trajectoire - et comme beaucoup d'autres études - nous avons considéré que le point VAMPI a été survolé à sa verticale, afin de rester bien dans la FIR Kuala Lumpur. En utilisant les données disponibles mais de mauvaise qualité, le membre de l'IG le professeur B. Holland, a réussi à superposer des index temporels approximatifs sur l'image de l'hôtel Lido, comme le montre la Figure 29.

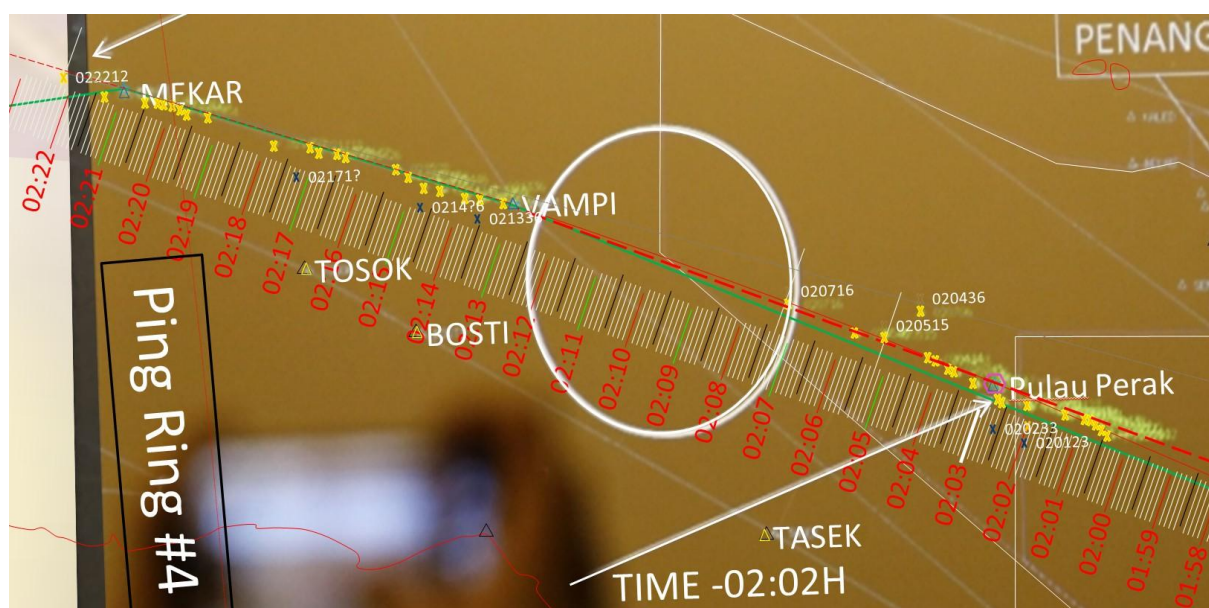


Figure 29: Image agrandie de l'hôtel Lido avec index temporels (source Bill Holland)

3.4.3.4 Considérations géométriques

Considérons en premier lieu les croix jaunes, c'est-à-dire les lieux indiqués sur la Figure 29. Ils représentent les positions successives de l'aéronef telles que rapportées par le radar militaire. Le lieu correspondant au temps 18h22:12 UTC, mentionné dans le rapport malaisien [2] a dû être graphiquement extrapolé dans le coin supérieur gauche et est censé être positionné à 10Nm du point MEKAR dans la continuation de son itinéraire actuel.

En analysant ces points plus en détail, il est possible de mélanger ces informations avec les données fournies dans le rapport malaisien [2] dans lequel, il est indiqué qu'au dernier écho radar (LSTRP) la trajectoire de l'avion était au 285°, sa vitesse sol était de 516kt et son altitude était de 29 500ft sans plus de détails. L'hypothèse la plus logique est de considérer cette dernière comme une altitude QNH (par rapport à la mer). La Figure 30 fournit une image de fusion des données sur GoogleEarth et, présente la trajectoire qui correspond le mieux aux informations disponibles. Le tracé vert est le meilleur ajustement visuel, des croix jaunes de VAMPI à MEKAR qui, après ce dernier point, suit une route en continuation au 285°. On peut voir que l'avion se trouvait initialement un peu au sud de la route N571 au ~ 286° puis ensuite encore plus au sud de celle-ci après MEKAR au cap ~285°.

Ceci est cohérent avec l'hypothèse d'un vol manuel car si la fonction navigation avait été engagée pour suivre la route N571, la trajectoire aurait été beaucoup plus proche de cette route et les points de navigation VAMPI et MEKAR auraient été survolés précisément et l'avion aurait viré légèrement sur la droite vers le point de navigation NILAM. Les données radar montrent qu'il ne l'a pas suivie.

Cette trajectoire légèrement décalée sera utilisée dans nos simulations plus loin dans la section 3.4.3.6 Simulations ».

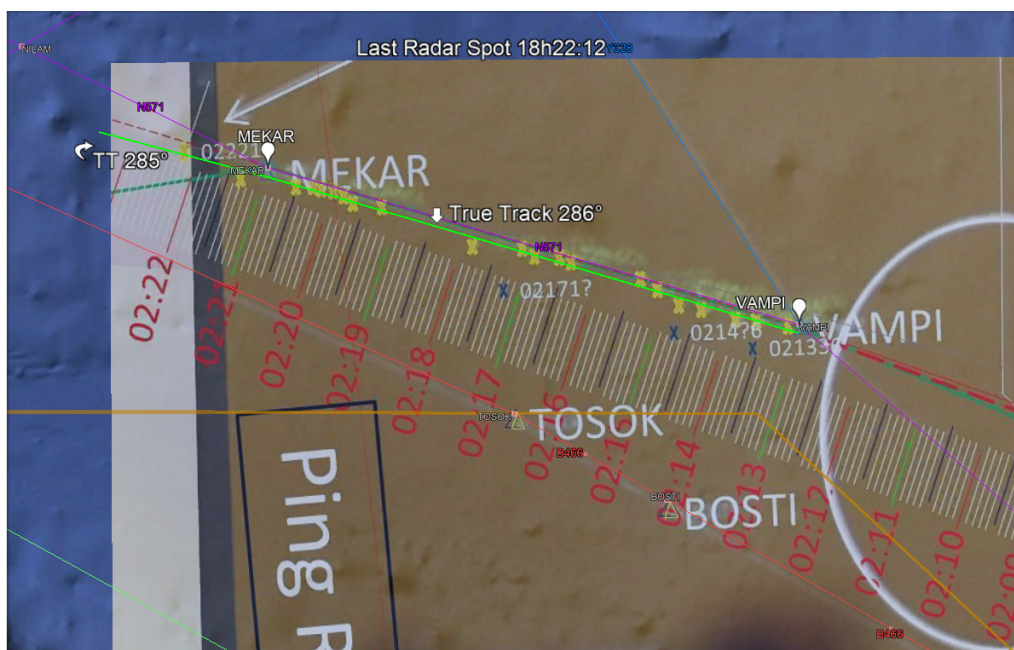


Figure 30: Trajectoire induite entre VAMPI et LSTRP (ligne verte légèrement brisée à MEKAR)

3.4.3.5 Considérations relatives au temps et à la vitesse

Compte tenu de la vitesse sol de 516kt au LSTRP (cf. Rapport malaisien [2]), nous avons émis l'hypothèse que l'IAS était maintenue quasi-constante entre le sud de Penang et le point VAMPI puis qu'une accélération avait débutée ensuite comme indiqué ci-dessus. Les calculs, comme la simulation, incluent la consommation de carburant et les changements de vent le long de la trajectoire. Le Tableau 10 présente les résultats de ces calculs.

Tableau 10 : Estimation de l'IAS, de la vitesse sol et du carburant embarqué entre 17h52:27 et 18h22:12

Heure	Emplacement	IAS (kt)	Vitesse sol (kt)	Carburant à bord (t)
17 h 52:27	Log téléphone copilote (Sud de Penang)	310	506	38.6
		310 ± 1	506 ± 1	
18h13:00 ¹¹	VAMPI	310	506	35.9
18h21.00 ⁸	Travers de MEKAR	316	509	34.8

Donc, du point de navigation VAMPI au LSTRP, l'avion a légèrement accéléré et a commencé une lente descente après le point MEKAR. Le segment du sud de Penang au point de navigation MEKAR

¹¹ Cette heure est calculée par le CAT et confirmée par nos simulations

était au FL300 et les données radar ont détecté une altitude de 29 500 pieds au LSTRP, donc une descente de 500 pieds avait dû avoir lieu.

Ce scénario et ces chiffres ont été utilisés lors de nos simulations.

3.4.3.6 Simulations

Pour vérifier ces hypothèses, plusieurs sessions de simulations ont été réalisées avec le simulateur Prepar3D et son add-on PMDG selon le profil de vol décrit ci-dessus. Une vidéo d'un vol simulé jusqu'à VAMPI est disponible à www.mh370-caption.net (03-Exit-to-VAMPI-manual-506GS.avi). Les simulations ont confirmé que le pilote a affiché une IAS de référence constante jusqu'au point VAMPI soit 310kt comme attendu. Donc, sur cette étape, le Mach était stable à $\sim 0,815$ (GS=506kt). Une capture d'écran prise au cours d'une simulation est fournie à la Figure 31 illustrant les différentes valeurs de paramètres (cercles rouges) et l'état de l'avion très certainement piloté à la main.



Figure 31: Capture d'écran du simulateur entre le sud de Penang (connexion téléphone copilote) et le point de navigation VAMPI avec la RAT déployée

Pour ce segment, le vent a été considéré comme constant, avec une valeur moyenne de 15kt venant du 76° , ce qui explique la différence entre l'IAS estimée par l'outil « CAT » et celle du simulateur. Dans ces conditions, le Commandant Blelly a pu atteindre le point MEKAR à 18h21:00 UTC comme prévu dans le cadre d'un pilotage entièrement manuel.

Du point de navigation MEKAR au LSTRP, le rapport malaisien [2] indique une distance de 10Nm et une vitesse sol finale de 516kt. La simulation d'une descente pilotée et à proximité du point MEKAR confirme les chiffres estimés ci-dessus (IAS ~ 326 kt et une vitesse sol de 517kt) comme illustré sur la Figure 31 prise à l'approche du point de navigation LSTRP.



Figure 32 : Capture d'écran d'une simulation pilotée manuellement à la fin de la descente à 29500 ft QNH au LSTRP (18h22:12 UTC)

3.4.4 Conclusions sur le segment entre la fin du demi-tour et dernier contact radar

Les résultats de l'analyse ci-dessus nous montrent que l'hypothèse d'un pilotage manuel à partir de la fin du demi-tour après avoir franchi le travers du point de navigation IGARI jusqu'au dernier contact radar est réaliste et très probable. Différentes simulations sur différents simulateurs effectuées par deux commandants de bord ont validé une telle hypothèse.

En résumé, les paramètres de vol estimés pour la trajectoire conduisant à une parfaite correspondance temporelle avec les positions clés de l'avion sont présentés dans le Tableau 11.

Tableau 11 : Estimation de l'IAS, de la vitesse sol et du carburant embarqué entre 17h52:27 et 18h22:12

Heure	Position de l'avion	Vitesse (kt)	Vitesse sol (kt)	Carburant à bord (t)	
				Estimation	Simulation
17h24:40	Point Exit du demi-tour			41.8	41.8
		M0,835	506		
17h37:00 ¹²	Kota Bharu			40.5	40.4
		IAS 310	506		
17h52:27	Sud de Penang			38.6	38.4
		IAS 310	506		
18h13:00 ¹³	VAMPI	IAS 310	508	36.0	35.8
18h21.00	Travers MEKAR	IAS 317	509	35.0	34.8

¹² Cette heure est calculée par le CAT et est confirmée par nos simulations

¹³ Idem

3.5 Conclusions sur la trajectoire connue

Il a été démontré que cette trajectoire connue a pu être pilotée manuellement, par une personne ayant d'excellentes qualifications de pilotage capable de maintenir des paramètres de vol quasi-constants sur ces deux segments (i.e. altitude, vitesse et route) dans un environnement dégradé sans puissance électrique nominale et sous dépressurisation.

4 La trajectoire inconnue et recalculée

4.1 Introduction

Ce chapitre traite de la partie suivante de la trajectoire recalculée grâce aux données publiées par Inmarsat mesurées via leur satellite de communication et grâce à nos calculs opérationnels aéronautiques.

L'objectif principal de ce chapitre est de reconstituer une trajectoire pilotée réaliste sur le plan opérationnel, en utilisant les quelques données disponibles provenant de sources officielles ou d'autres sources publiques et notamment le rapport d'Inmarsat [3]. La validation d'une telle trajectoire recalculée est également abordée grâce aux nombreuses sessions de simulation basées sur le modèle Prepar3D avec l'add-on PMDG.¹⁴

Notre étude se concentre maintenant sur la partie de la trajectoire commençant un peu avant 18h22:12 UTC, heure à laquelle l'avion a quitté la couverture radar malaisienne. L'écho radar de l'avion a été perdu un peu plus d'une minute après être passé par le travers du point MEKAR.

Mais pour faciliter la compréhension, et faire la jonction avec la portion précédente de la trajectoire, le point de départ de ce chapitre a été choisi au point par le travers de MEKAR estimé vers 18h21:00 UTC le 7 mars 2014. L'étude est organisée comme suit :

1. La section 4.2 passe en revue l'ensemble – réduit – des données disponibles et rappelle le contexte du passage aux alentours du point MEKAR.
2. La section 4.3 couvre le segment depuis le dernier point radar (point LSTRP) jusqu'à l'appel téléphonique du sol vers 18h40 UTC (Call 1). Il comprend une série de trois manœuvres de virage menant vers la route finale au sud communément appelé « dernier virage majeur » ou FMT (Final Major Turn) en anglais.
3. La section 4.4 détaille la trajectoire reconstruite après le FMT, qui est une trajectoire quasi rectiligne vers le sud de l'Océan Indien.
4. La section 4.5 présente les différentes possibilités de descente finale et les actions connexes effectuées par la personne aux commandes conduisant probablement à un amerrissage en douceur et créant peu de débris.

Il faut garder à l'esprit que ce chapitre présente une trajectoire déduite « très probable » et reconstruite. Mais jusqu'au moment où l'on retrouvera l'épave, cela ne reste encore qu'une hypothèse.

4.2 Données disponibles

Après la perte de l'écho radar de l'avion par le système de surveillance militaire malaisien, les seules données incontestables disponibles proviennent de deux séries de mesures effectuées par Inmarsat : les BTO (Burst Time Offset) et les BFO (Burst Frequency Offset).

Outre ces données, d'autres sources d'information ont été jugées utiles pour l'analyse, en particulier la structure de l'espace aérien contrôlé.

¹⁴ B777-200ER Simulateur de Lockheed Martin avec moteurs Rolls-Royce

4.2.1 Les Données Inmarsat

Cette étude fera souvent référence à la seule source publique d'information fournie par Inmarsat dans un document fondamental [3] dans lequel les valeurs numériques des mesures des BTO et BFO sont fournies parmi d'autres informations importantes.

En bref, le décalage temporel des paquets de données de télécommunication (BTO) par rapport à créneau temporel alloué a priori fournit une estimation de la distance entre l'avion et le satellite. Le décalage de fréquence de ces paquets (BFO) fournit une estimation du décalage de fréquence du signal que l'on peut relier à l'effet Doppler dû à la vitesse relative entre l'avion et le satellite.

A chaque étape de cette analyse, des sessions de validation ont été réalisées pour consolider notre trajectoire recalculée. La méthode consiste à comparer les mesures Inmarsat avec une estimation des valeurs des BTO et BFO à des moments clés de la trajectoire bien définis par Inmarsat lui-même en [3] et appelés croisements des Arcs.

Pour estimer les valeurs numériques, nous avons développé des outils spécifiques comme expliqué à la section 4.4.3 ci-dessous.

Au cours de la reconstruction du FMT, les données Inmarsat suivantes ont été utilisées avec une nomenclature spécifique présentée dans le Tableau 12.

Tableau 12: BTO/BFO d'Inmarsat pris en compte pour la reconstruction du FMT

Heure (UTC)	Nom	BTO (μ s)	BFO (Hz)	CBFO [9]
18:25:27	Arc1*	12520	142	Non calibré
18:27:04	Arc1.1	12520	175	156
18:28:06	Arc1-Boeing	12500	144	144
18:28:15	Arc1.2	12480	143	143

** Malgré quelques discussions des spécialistes sur le BFO de l'Arc1 possiblement impacté par une potentielle « collision de paquets » ainsi que par quelques ajustements dus au comportement de l'OCXO (Oscillator Cristal Oven = le four qui maintient la bonne température de l'oscillateur) du système de communication par satellite de l'avion comme discuté par Bobby Ulich dans [9], ces données ont bien été prises en compte pour façonner le virage.*

4.2.2 Les FIR ou régions d'information de vol

D'autres données importantes proviennent de la structure de l'espace aérien le long de la trajectoire reconstruite. En particulier, les FIR que l'avion a traversées ou évitées méritent d'être prises en considération. Comme expliqué dans le rapport [2], à l'exception d'une courte excursion de 5 minutes dans la région d'information de vol de Ho Chi Minh, la personne aux commandes s'est assurée de rester dans la région d'information de vol de Kuala Lumpur jusqu'au MEKAR et même plus loin encore vers l'ouest.

Ce faisant, elle espérait éviter d'attirer l'attention des contrôleurs des autres FIR. Mais à MEKAR, l'avion approchait des limites de la région d'information de vol de Chennai en Inde et, de la région d'information de vol de Jakarta en Indonésie. La Figure 33 présente les principaux éléments de la structure de l'espace aérien à proximité du dernier écho radar LSTRP à 18h22:12 UTC.

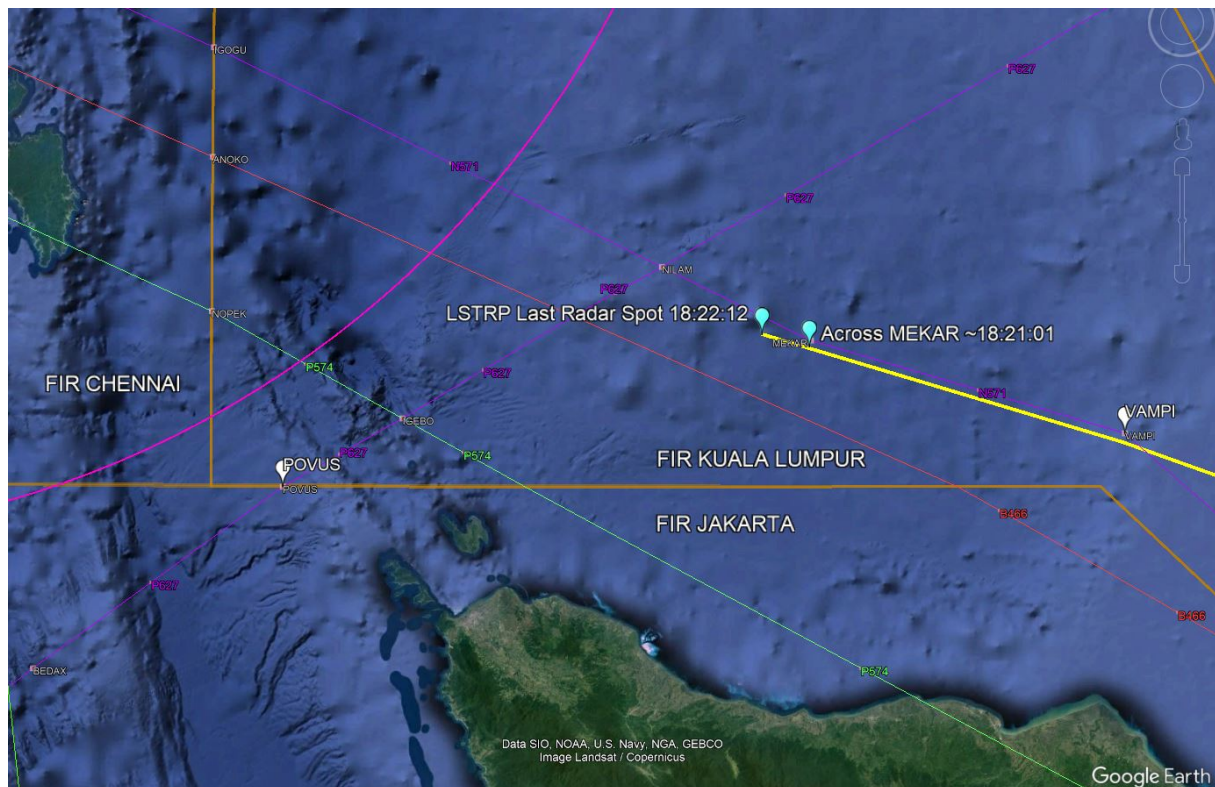


Figure 33 : Structure de l'espace aérien à proximité du dernier écho radar LSTRP à 18h22:12 UTC

Pour quelqu'un qui voulait rester le moins visible possible et, attirer le moins d'attention possible, franchir le nombre minimum de limites de la FIR est probablement le meilleur choix.

Un autre élément notable à éviter est le radar militaire indien basé à Car-Nicobar dont la portée maximale au FL300 est représentée en violet sur la Figure 33.

4.2.3 L'ADIZ du sud-est de l'Inde¹⁵

En outre, à proximité du FMT, une contrainte supplémentaire provient de la limite souveraine imposée par les autorités militaires indiennes. En particulier, l'Inde a défini la limite de son ADIZ du sud-est exactement sur la frontière de la FIR de Chennai. Comme le transpondeur (l'émetteur de signalement de l'avion au contrôle aérien et du système anticollision) du MH370 était en veille et qu'aucun plan de vol ATC n'avait été déposé, l'avion devait absolument éviter d'entrer dans la région d'information de vol de Chennai pour éviter d'attirer l'attention des contrôleurs militaires indiens. La Figure 34 met en évidence l'emplacement de l'ADIZ illustrée par la double ligne pointillée violette.

Par la suite, on peut appliquer cette contrainte à tous les points de passage situés sur la limite de la région d'information de vol de Chennai et conclure qu'ils n'auraient pas pu être survolés sans attirer l'attention des contrôleurs indiens. En particulier, cela englobe les points de navigation suivants : IGOGU, ANOKO et NOPEK comme le montre la Figure 34.

¹⁵ Air Défense Zone d'identification cf [16] pour la définition et plus de détails

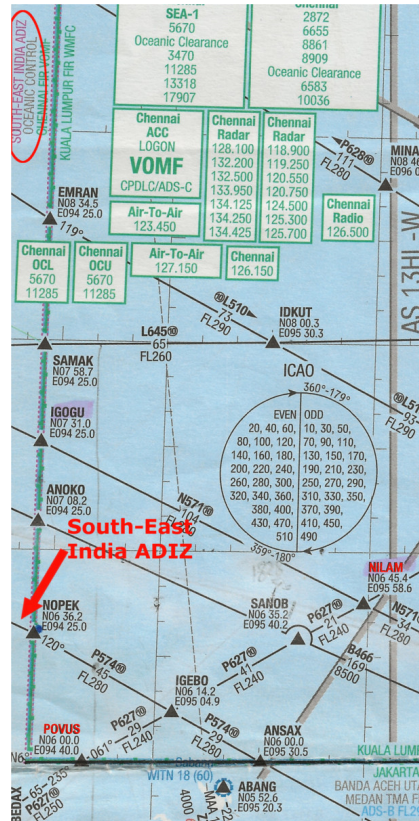


Figure 34: Frontière de la ADIZ du sud-est de l'Inde (Source Lido/Route Manual AS 14HL Apr. 2017)

4.2.4 Itinéraires et points de navigation

Étant donné qu'au point LSTRP, l'aéronef était sur le point d'entrer dans une nouvelle région d'information de vol et que l'avion devait être considéré comme le moins menaçant possible, la meilleure façon de franchir une limite de la région d'information de vol était de suivre une voie aérienne normale. Deux itinéraires sont possibles : continuer sur la route appelée N571, ou tourner vers le sud-ouest sur la route P627 en violet clair à la Figure 33 et également sur les Figure 34 et Figure 35 (en noir).

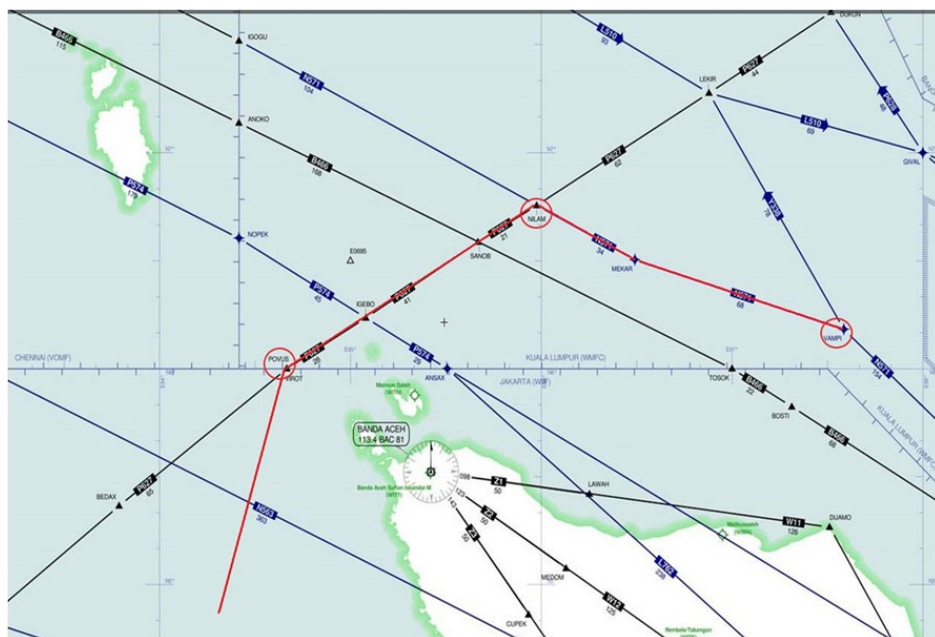


Figure 35: Espace aérien malaisien comprenant les routes N571 et P627 avec l'itinéraire prévu (Skyvector)

4.3 Le « Final Major Turn » (FMT)¹⁶

Basé sur les BTO et les BFO d'Inmarsat, le FMT comprend deux parties et présente un tracé comprenant des virages a priori non prévus initialement qui n'ont pu être effectués qu'en présence d'une personne aux commandes. Ceci est visible en particulier par le changement de la route N571 vers la route P627 effectué en retard. L'avion a tout d'abord tourné à droite en direction du nord vers NILAM avant de tourner rapidement à gauche pour récupérer une route directe vers le point POVUS. Cette manœuvre - correspondant aux données d'Inmarsat - semble avoir été un virage par surprise au départ, et nécessite une description claire de ce qui aurait pu se passer dans le cockpit. Nous avons essayé d'analyser les aspects bizarres de ce détour de la trajectoire.

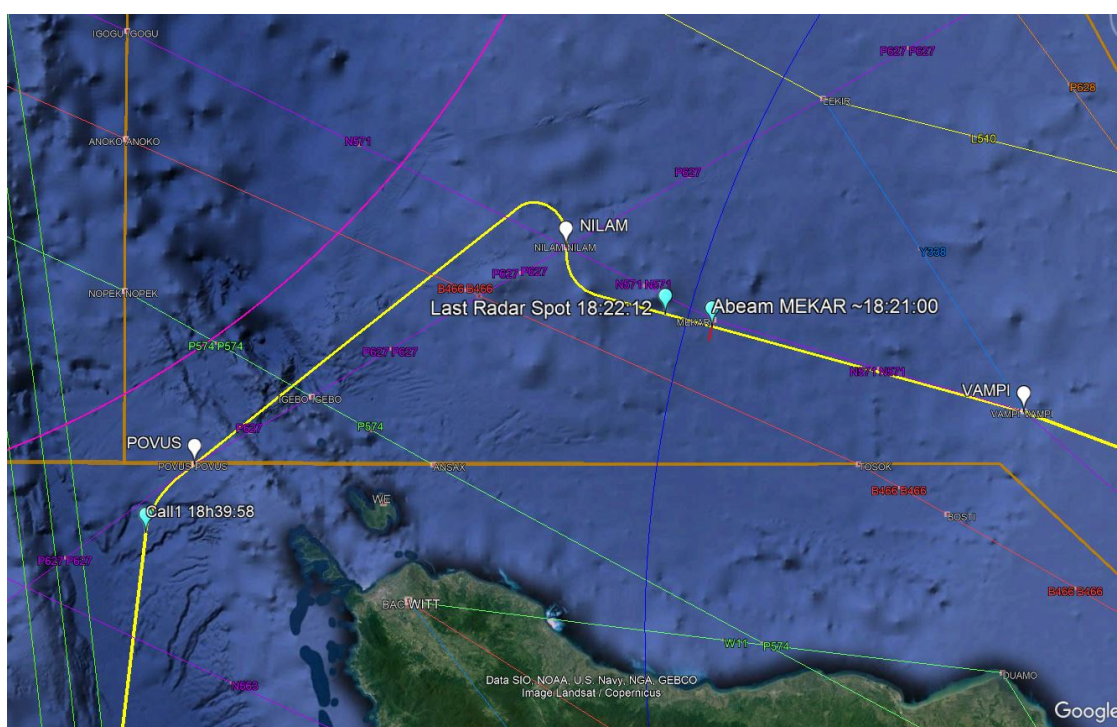


Figure 36: Virage FMT recalculé (Partie 1 autour de NILAM & Partie 2 à POVUS)

Dans cette section, l'analyse se concentre particulièrement sur l'ensemble de la manœuvre du FMT en partant de la dernière position connue de l'avion LSTRP à 18h22:12 UTC (cf. rapport malaisien [2]) jusqu'au début d'une route sud établie après le premier appel téléphonique sans réponse du bureau des opérations aériennes MAS à 18:h39:58 UTC habituellement appelé « Call-1 à 18h40 UTC ».

Le FMT est la première partie de ce que nous appelons la trajectoire inconnue recalculée du MH370. En raison de la nature des données Inmarsat, la façon de procéder est de faire des hypothèses, de

¹⁶ FMT : terminologie couramment utilisée pour désigner la manœuvre globalement vers le sud et considérée comme le dernier virage majeur

déduire une trajectoire et de comparer les BTO et BFO calculés correspondant aux temps de référence avec les valeurs mesurées d'Inmarsat.

Grâce à l'analyse d'Inmarsat en [3], il est établi que l'avion a pris une route finale vers le sud à la suite des routes N571 puis P627. Pour nous, l'avion a volé entre les îles Andaman et l'île de Sumatra en évitant l'ADIZ du sud-est de l'Inde. Puis il a franchi la frontière entre la région d'information de vol de Kuala Lumpur et la région d'information de vol de Jakarta au point POVUS uniquement.

4.3.1 Hypothèses au dernier écho radar

Au point de navigation LSTRP, la situation de l'aéronef était la suivante :

- L'avion était à 10 Nm du point MEKAR sur la route 285°.
- Comme le segment allant du sud de Penang à MEKAR était stable au FL300 et que les dernières données radar indiquent une altitude de 29 500 pieds au LSTRP. Cela indique que l'avion a dû descendre à un moment donné.
- Du point MEKAR au LSTRP, l'avion aurait accéléré à cause de cette descente, et avait atteint une IAS de 325kt soit une vitesse sol de ~516 kt.
- En ce qui concerne l'alimentation électrique, tous les faits au cours de l'étape commençant au point de navigation IGARI s'accordent à conclure qu'elle a été coupée volontairement mais de manière réversible. Cela aurait déclenché le déploiement de la turbine à air RAM (RAT), qui fournit les besoins essentiels minimaux en énergie électrique. Ainsi, l'avion aurait pu être piloté avec les systèmes électriques de base uniquement en parallèle avec les systèmes hydrauliques complets alimentés par les moteurs en marche.
- Le pilote aurait probablement repéré les feux de navigation de l'Indigo 6E53 qui arrivait face à lui sur la route N571.
- Le cockpit étant « peut-être encore dépressurisé », la personne aux commandes devait encore porter son masque à oxygène facial. Mais elle aurait pu aussi avoir déjà re-pressurisé l'avion et donc aurait déjà pu avoir enlevé son masque. Difficile de conclure.

4.3.2 Du dernier écho radar, à l'endroit où l'alimentation électrique a été rétablie

Le point de navigation fictif « LSTRP » n'est pas un endroit particulier ou un point dans le temps pour la personne qui est aux commandes à cet instant. Mais, c'est le point de départ que nous avons utilisé pour le calcul de la trajectoire du MH 370 par la suite. Néanmoins, il correspond à la fois à la limite de portée radar de Butterworth et à la limite de portée du VOR de Penang.

Dans la section 4.3.1 ci-dessus, la situation de l'avion est détaillée à ce moment-là, ainsi que les hypothèses de travail. Le prochain point de navigation connu à considérer, est la traversée de l'Arc1 citée par Inmarsat, et que nous appellerons « Arc1-Crossing ». Son existence résulte d'actions antérieures volontaires effectuées par celui (celle) qui pilotait.

L'action principale a été le rétablissement de la pleine puissance électrique sur le réseau de l'avion et en particulier sur sa partie gauche, qui alimente le SATCOM. Cela a provoqué une demande de connexion de ce dernier au réseau satellite Inmarsat à 18h25:27 UTC (Arc1) après son autotest de mise sous tension. Compte tenu de nos hypothèses, on pense que cela a été fait en appuyant sur les quatre boutons-poussoirs contrôlant les générateurs situés sur le panneau supérieur dans le cockpit.

Après cela, et si l'avion était probablement encore dépressurisé (comme nous le pensons), nous estimons que c'était le bon moment pour appuyer sur les interrupteurs de pressurisation sur la position

« auto » (même s'il est possible de le faire manuellement de manière plus douce). Il faut garder à l'esprit qu'il faut au moins 20 minutes pour rétablir et stabiliser la pressurisation intérieure de l'avion. Ainsi, peut être que la personne aux commandes portait probablement encore son masque à oxygène au début du FMT.

Jusqu'à présent, elle a pris soin de garder l'avion « électromagnétiquement silencieux » notamment les télécoms (ACARS, IFE, etc.) et les lumières extérieures. Ainsi, elle se préparait à gérer le redémarrage exigeant de nombreux systèmes normalement disponibles en croisière ainsi qu'à garder l'avion « en route » vers la route P627.

4.3.2.1 La trajectoire effectuée

La trajectoire effectivement empruntée par l'avion est une route provenant de MEKAR au cap à $\sim 285/286^\circ$. Nous avons mesuré une légère augmentation de la vitesse sol vers $\sim 522\text{kt}$ probablement en raison de la lente descente qui a commencé quelques instants plus tôt.

Compte tenu des nécessaires opérations d'autotest après la mise sous tension du SATCOM suite à une aussi longue interruption de courant (démarrage à froid), il faut compter environ 2 minutes pour être opérationnel. Le SATCOM s'étant retrouvé opérationnel à 18h25:27 UTC, le rétablissement de l'alimentation électrique est estimé à environ $\sim 18\text{h}23:30$ UTC ou un peu plus tôt. De plus, nous pensons que le cap est probablement resté constant au $\sim 285^\circ$ quelques instants après la remise du courant.

Par conséquent, le rétablissement de l'électricité est estimé à un endroit proche de $[6,575^\circ\text{N}; 96,133^\circ\text{E}]$ qui est situé au sud-est du point de navigation NILAM (ici la position de l'avion est très importante pour ce qui va se passer par la suite).

4.3.3 De la restauration de l'alimentation électrique au croisement de l'Arc1

Le rétablissement de l'alimentation a déclenché une sorte de compte à rebours pour la personne dans le cockpit, qui doit effectuer rapidement plusieurs actions nécessaires.

Les hypothèses suivantes sont formulées :

- La priorité absolue était d'engager le pilote automatique, soit avec la fonction de navigation soit avec la sélection d'un cap ou d'une route pour se libérer du pilotage. Elle avait besoin de temps pour d'autres tâches importantes, comme l'arrêt dès que possible de toute liaison des télécommunications descendante vers le sol.
- Pour ce faire, elle doit s'assurer que l'aéronef suit l'itinéraire prévu i.e. de MEKAR à NILAM. Mais comme le redémarrage des systèmes a pris un certain temps, l'avion, qui était en fonction « cap » avant la remise du courant, a poursuivi sa route au sud de la N571. Il était donc théoriquement toujours sur une route à 286° et s'est retrouvé quelque part au sud-est de NILAM. De plus, le relevé radar indique qu'en fait il avait un cap au 285° , il se trouvait donc encore plus au sud de la route N571.
- Il est important de noter qu'au point MEKAR, la route N571 comprend un changement de direction de 287° à 297° expliquant cet écart (en mode navigation automatique l'avion aurait dû virer tout seul, légèrement vers la droite). C'est un élément supplémentaire qui confirme que l'avion n'était pas en navigation automatique.
- De plus, lors de la remise du courant à bord, la vitesse « demandée et affichée » dans la fenêtre de commande est réinitialisée automatiquement à 200 kts (alors que la vitesse réelle de l'avion était proche de 325kts). Il a donc fallu immédiatement que la personne aux commandes règle la consigne à une valeur beaucoup plus élevée et au moins, égale à la vitesse actuelle de

l'avion ou plus lorsqu'elle a remis la poussée automatique en marche (ATHR ON). Nous estimons que l'avion a ré-accélééré jusqu'à atteindre les 325 kt IAS sélectionnés environ, c'est-à-dire 5 kt en dessous de la vitesse maximale autorisée de l'avion à ce niveau de vol.

- Simultanément, lors du rétablissement de la puissance, le pilote automatique a maintenu figé le taux de montée/descente à sa valeur actuelle. Selon le BFO de l'Arc1, l'avion est descendu à environ -1000 fpm. Donc, comme nous le pensons, l'avion descendait déjà lors de la remise du courant et a atteint le niveau $\approx$ FL270 près de NILAM.
- Cette descente pourrait provenir de la précipitation, ou de l'inattention de la personne occupée par les actions suivantes, et sans la corriger dans l'immédiat. Il est également possible qu'à ce stade, cette personne savait que l'avion INDIGO se dirigeait face à elle (il était au niveau FL330), avec le risque d'une collision potentielle dans les minutes à venir. Ce n'est pas impossible que ce soit la raison d'une descente « volontaire » sous le niveau minimal de la route N571 (qui est au FL280), pour croiser ce trafic venant de face.
- Ensuite, elle a activé la fonction LNAV de l'A/P en écrivant le point de navigation NILAM dans le FMC (l'ordinateur de bord), suivi de « Exécuter » puis a appuyé sur le bouton LNAV du tableau de bord du MCP. L'avion s'est mis ainsi en navigation automatique vers le point NILAM.
- Comme l'avion se trouvait au sud-est de NILAM, il a automatiquement viré à droite vers ce point. Nous considérons que ce virage n'est pas accidentel, et qu'il s'agit bien d'une mise en « navigation automatique ». Il n'y avait aucune raison pour que l'avion aille précisément vers ce point particulier au milieu du détroit de Malacca sans raison valable.
- Compte tenu de la trajectoire suivie et du minutage, NILAM semble avoir été survolé au moment de la traversée de l'Arc-1 par coïncidence. Ainsi, le croisement de l'Arc-1 est considéré comme se situant au point NILAM comme illustré à la Figure 37.

4.3.3.1 La trajectoire réalisée

Sur la base de ces hypothèses, une trajectoire correspondante a été recalculée et est présentée en jaune sur la Figure 37 avec le moment approximatif et l'emplacement des événements clés.

Il est à noter que ces trajectoires et leur chronométrage ont été validés avec notre simulateur en utilisant les paramètres de vol identifiés. Une vidéo de ce segment est disponible à www.mh370-caption.net (04-FMT-Final-Major-Turn.mp4).



Comme le montre la Figure 39, une « réinitialisation automatique » de la liaison de données se produit après chaque vol entre neuf et dix minutes après l'arrêt du dernier moteur en concomitance avec l'ouverture d'au moins une porte d'entrée des passagers. Aucune réinitialisation ne se produit à la mise sous tension. C'est pourquoi la réinitialisation de la liaison de données effectuée après le rétablissement de l'alimentation électrique « en vol » était le résultat d'une action volontaire et manuelle de quelqu'un qui connaît très bien l'avion.

De plus, les informations d'identification de vol sont conservées dans le FMS aussi longtemps que l'alimentation électrique est disponible, c'est-à-dire jusqu'à ce que la batterie principale soit déchargée. Cela signifie que l'identification et le numéro de vol sont stockés de manière permanente pendant tout le trajet depuis le départ. Il ne reste donc plus qu'une seule option pour effacer l'ID de vol : effectuer une réinitialisation manuelle de cette liaison de données.

The master manager page provides the capability to reset the data communication system. Manager messages related to the master features are also presented on this page.

Data Link System Reset

If the DATA LINK SYSTEM RESET key is selected, the CONFIRM RESET key is displayed. If the CONFIRM RESET key is selected, the following occurs.

On the ground:

- all new messages are deleted
- all messages queued for downlink are deleted
- all review messages are deleted
- ATC reports are deleted

In flight:

- flight information and company new messages are deleted
- flight information and company messages queued for downlink are deleted
- flight information and company review messages are deleted
- ATC displays reset to default values

On the ground or in flight:

- flight information and company displays reset to default values
- center VHF radio is selected as the default and set to data mode on the ground or voice mode in flight
- AUTO MESSAGES OFF is deselected
- COMPANY MESSAGES FUTURE is deselected
- ADS OFF is selected
- ADS EMERGENCY OFF is selected

Figure 38: Description de la réinitialisation du système de liaison de données
(Copie d'un FCOM d'une compagnie aérienne)

Flight Manual

Master Manager

ATC	FLIGHT INFORMATION	COMPANY
REVIEW	MANAGER	NEW MESSAGES
1234Z	MASTER	
☒ DATA LINK SYSTEM RESET	☐ CONFIRM RESET	
(Master Manager Messages)		

77710042

The master manager page provides the capability to reset the data communication system. Manager messages related to the master features are also presented on this page.

If the DATA LINK SYSTEM RESET key is selected, the CONFIRM RESET key is displayed. If the CONFIRM RESET key is selected, the following occurs:

- ATC connection is reset to **NOT ESTABLISHED**,
- Review messages are deleted,
- The center VHF radio is selected as the default,
- The VHF default radio set to the DATA mode on the ground; **in the air, the default radio is set to VOICE.**
- ACARS is set to the AUTO mode,
- Automatic messages are set to ON,
- The future company messages to printer feature is deselected,
- **Downlink message parameters are initialized.**
- Two seconds after selection, the CONFIRM RESET key is removed from the display and the ~~DATA LINK SYSTEM RESET~~ key is displayed as not selected.

This reset does not occur at power-up.

The data communication system is automatically reset after each flight. Reset occurs approximately 9 minutes after the last engine is shut down, and with any passenger entry door open.

Data link capability for the flight management system, FMS, and EICAS related maintenance functions, and cabin functions are not reset with this feature.

Figure 39 : Extrait d'un FCOM d'une compagnie aérienne sur le Data Link Reset

Cela explique pourquoi la demande de connexion à 18h25:27 UTC ne comprend qu'un seul « paquet de données » (ISU en anglais) alors qu'elle aurait dû en inclure deux, comme indiqué dans le Tableau 13 qui comprend la toute première demande de connexion au sol avant le départ sans l'ID de vol, la dernière demande de connexion au sol avec l'ID de vol, le dernier rapport ACARS avec l'ID de vol et la première demande de connexion aéroportée sans l'ID de vol.

Tableau 13: Demandes de connexion avec et sans l'ID de vol

Heure	Canal	Type de « paquet de données »	Contenu hexadécimal	Demander	Signification
12h50:19	POR-R600-0-36D6	0x10 - Demande de connexion (ISU)/Informations de vol de connexion (SSU)	1F D0 10 75 00 8F 85 D0 FC 05 02 01 00 00 00 00 00 F4 6C	Première connexion au sol	1F : première connexion : Aucun identifiant de vol reçu par le SDU car il avait été effacé à la fin du vol MH371 précédent
15h59:55	IOR-R600-0-36F8	0x10 - Demande de connexion (ISU) / Informations de vol de connexion (SSU)	2F D0 10 75 00 8F C5 D0 FC 05 82 09 00 00 00 00 00 97 1F	Dernière connexion au sol - Partie 1	Séquence 2F+3F = Identifiant de vol (MH370) reçu par le SDU via le bus ARINC 429
15h59:56	IOR-R600-0-36F8	0x10 - Demande de connexion (ISU) / Informations de vol de connexion (SSU)	3F D0 10 75 00 8F C5 9A 82 A6 66 6E 60 40 41 00 00 93 88	Dernière connexion au sol - Partie 2	Suite normale après 2F
...					
17h07:39	IOR-T1200-0-3718	0x71 - Données utilisateur (ISU) - RLS	... DB 73 B3 C4 CD C8 B0 B3 37 B0 99 8C ...	Dernier rapport ACARS	... 3D MH0370 ... Donc, l'ID de vol était présent dans la mémoire du système à ce moment-là
18h25:27	IOR-R600-0-36E1	0x10 - Demande de connexion (ISU) / Informations de vol de connexion (SSU)	1F D0 10 75 00 8F C5 D0 FC 05 82 09 00 00 00 00 00 B4 06	Première connexion en vol - Arc1	1F : similaire à la connexion de 12h50: pas d'identifiant de vol reçu par le SDU (cf ci-dessus)

A partir de ce moment-là, aucune identification du vol, ni aucun échange d'informations n'étaient plus possibles. Néanmoins, le SATCOM était toujours alimenté et continuait de répondre avec son numéro d'identification de terminal uniquement aux « handshakes » (ping de connexion satellitaire) presque toutes les heures et initiés par le segment terrestre d'Inmarsat.

4.3.4 Du croisement de l'Arc1 au croisement de l'Arc1.2... Un virage manuel

Une fois que la personne aux commandes eut terminé son travail « tête baissée » vers ses claviers, elle s'est rendue compte que l'avion avait dépassé NILAM en direction du nord et a compris son erreur. Immédiatement, elle a désengagé le pilote automatique, a stoppé sa descente et a viré à gauche manuellement. Le virage a été « serré » avec une inclinaison élevée pour récupérer une route directe vers le point de navigation POVUS le plus rapidement possible au plus près de la route P627 prévue à l'origine. De plus, étant au niveau ~FL270 (~27000ft), il fallait remonter pour récupérer son altitude de croisière, c'est-à-dire le niveau FL300.

Compte tenu des points clés de la partie 1 du FMT, les conclusions suivantes sont tirées d'après les informations fournies par les BTO et BFO d'Inmarsat dans le Tableau 12 :

- Aux alentours de NILAM, l'avion se dirigeait vers le nord et continuait à descendre. A 18h25:27 UTC, l'occurrence de l'Arc1 a eu lieu à proximité de ce point. La personne était affairée à couper le plus rapidement possible toutes les fonctions de communication.
- Comprenant la mauvaise trajectoire de l'avion commandée par la fonction LNAV, elle a désengagé le pilote automatique et a repris le pilotage en manuel.
- Tout d'abord, elle a tourné à gauche puis est montée avant de traverser l'Arc1.1 à 18h27:05 UTC avec un taux de montée compris entre ~1500-2200fpm (pieds par minute) selon le BFO d'Inmarsat ou le BFO calibré.
- Le virage s'est terminé au cap ~233°/234° en exécutant une route directe vers POVUS tout en poursuivant sa montée.
- A 18h28:06 UTC (Arc1-Boeing) et à 18h28:15 UTC (Arc1.2), l'avion montait toujours à ~2000fpm sur la même route.

- La montée s'est achevée quelques instants plus tard après avoir atteint le niveau ciblé FL300. Puis une route directe vers POVUS a été maintenue avec une vitesse élevée pour « s'éloigner » le plus rapidement possible de cette zone où s'est déroulée cette malencontreuse échappée de trajectoire.

Les données détaillées de la partie 1 du FMT sont récapitulées dans le Tableau 14 (ci-dessous) où les coordonnées géodésiques des emplacements clés ont été déterminées et / ou vérifiées par nos simulations.

La Figure 40 illustre la partie 1 du FMT à partir du rétablissement de l'alimentation jusqu'à l'Arc1.2 à 18h28:15 UTC. Elle montre que les points calculés de croisement des arcs, chacun avec sa couleur propre, sont dans les limites de leur arc respectif illustrées avec les couleurs correspondantes.

Note : Le virage vers le nord est « inévitable » selon les données Inmarsat, car en ligne droite, la trop faible vitesse de l'avion ne peut pas produire les BFO mesurés.

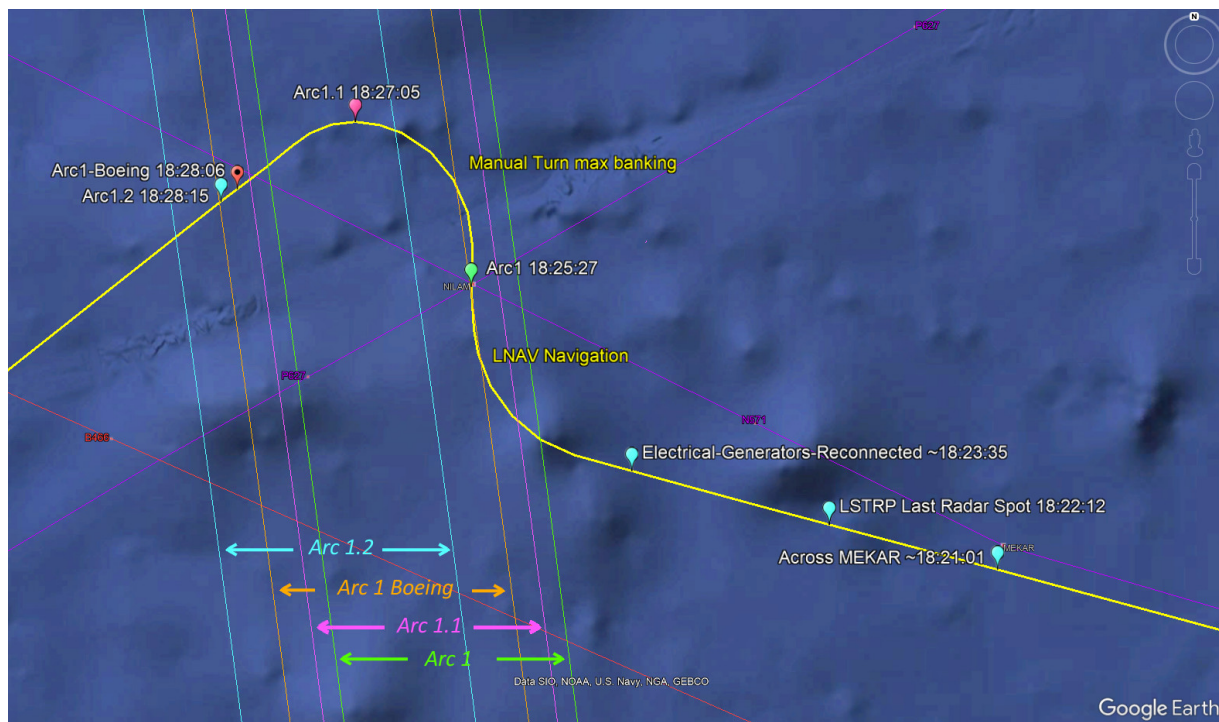


Figure 40 : Partie 1 du FMT à partir de la restauration de l'alimentation à l'Arc1.2 à 18h28:15 UTC

4.3.5 Du croisement de l'Arc1.2 au point POVUS

La partie 1 du virage FMT aurait pu être repérée comme une navigation erratique par n'importe quel contrôleur ATC potentiel en faction à la fois du côté indien, ou bien indonésien. Ainsi, pour éviter d'attirer leur attention, la personne aux commandes a dû quitter au plus vite cette zone. Par conséquent, nous avons déterminé qu'elle a augmenté la vitesse jusqu'à Mach 0,850 / IAS 325kt pour rejoindre POVUS mais en restant juste en dessous de la vitesse opérationnelle maximale de l'avion.

A ce stade, lorsque le vol s'est stabilisé au niveau choisi, elle a engagé le pilote automatique et sa fonction LNAV, puis a exécuté une route directe vers le point POVUS.

Pourquoi cibler le point POVUS ? Parce qu'à notre avis c'est un bon moyen d'éviter d'entrer dans l'ADIZ du sud de l'Inde et dans la couverture radar Indien de l'île de Car-Nicobar. De plus, rester près de la route P627 était le meilleur moyen de ne pas attirer l'attention du contrôleur indonésien.

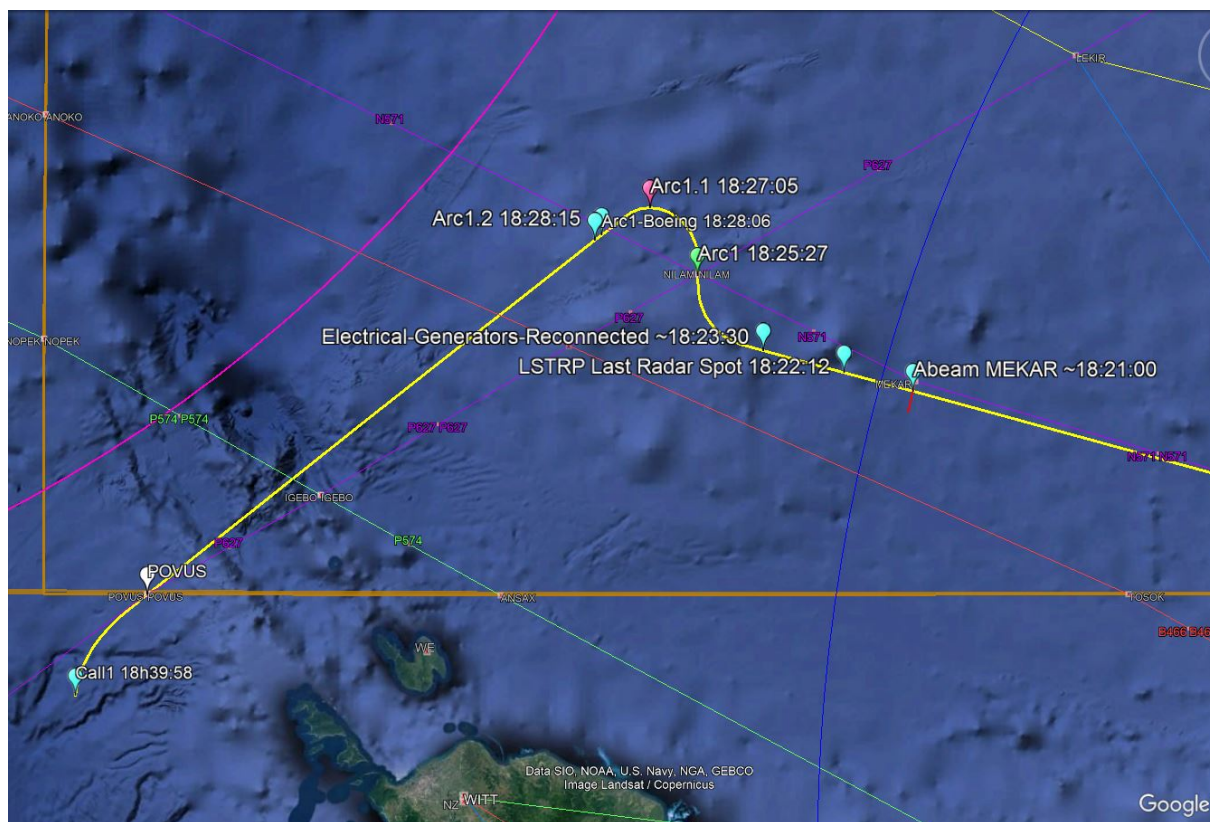


Figure 41: Dernier virage majeur (FMT) : Partie 1 (LSTRP-Arc1.2) et Partie 2 (POVUS-Appel téléphonique1)

4.3.6 Du point POVUS à l'emplacement de l'appel téléphonique-1

Après le point de navigation POVUS, la personne aux commandes a choisi une trajectoire sud comme calculée par Inmarsat dans [3]. Le choix initial d'une route magnétique à 188° est justifié par la présence d'un cumulonimbus (nuage massif d'orage en formation) défavorable dans le sud-ouest de Banda Aceh, comme le montre la Figure 42 et souligné par un cercle rouge. De plus, cette route permet de s'éloigner de la couverture radar militaire de Sibolga en s'écartant de la côte ouest de Sumatra. Choisir une autre direction plus vers l'Est aurait probablement été trop risqué : traverser le mauvais temps et possiblement se faire repérer.

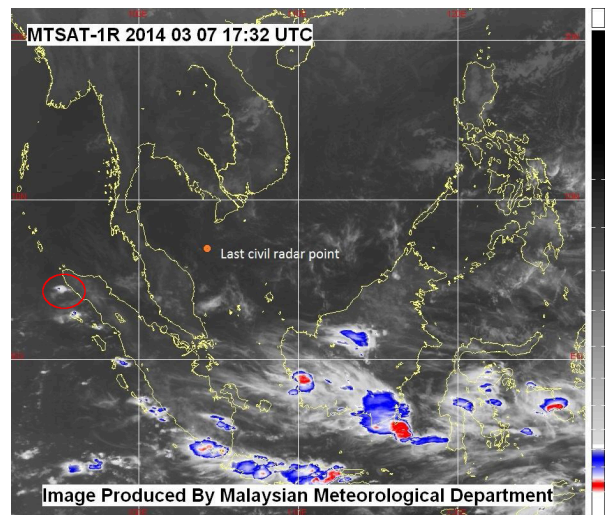


Fig. 42a : Développement du cumulonimbus à 17h32 UTC le 7 mars

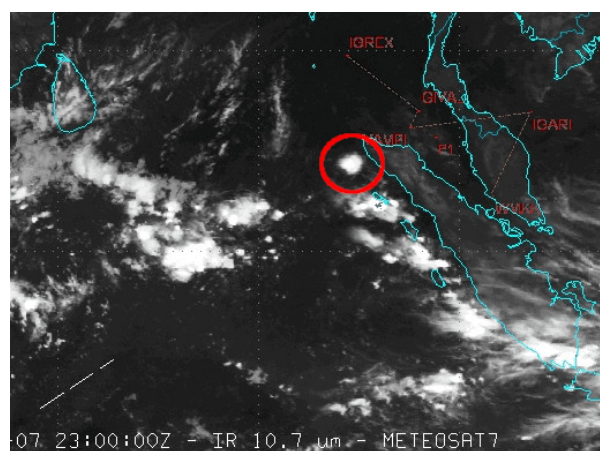


Fig. 42b : Évolution du cumulonimbus à 23h00 UTC le 7 mars

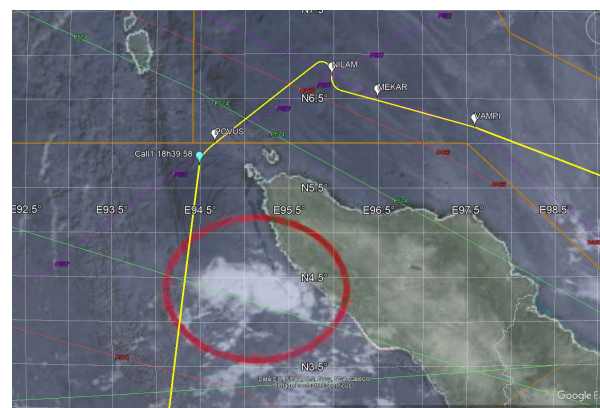


Fig. 42c : Chemin choisi pour éviter le cumulonimbus vers 18h40 UTC

Figure 42: Sélection de la route à 188° pour éviter les conditions météorologiques défavorables à la sortie du FMT

À ce moment-là, la personne aux commandes a choisi la vitesse « d'attente linéaire maximale » recommandée par les procédures de la FAA et de l'OACI à 30000 pieds, soit une IAS à 265 kt, comme indiqué à la Figure 43.

ICAO Holding Airspeeds (Maximum)	
FAA Holding Airspeeds (Maximum)	
Altitude	Speed
Through 6,000 feet MSL	200 knots
6,001 feet MSL through 14,000 feet MSL	230 knots (210 knots Washington D. C. & New York FIRs)
14,001 feet MSL and above	265 knots

Figure 43 : Vitesses maximales d'attente recommandées par l'OACI et la FAA (Source Compagnie)

Ainsi, dans les conditions météorologiques du moment et donc de la température au FL 300, cette vitesse correspondait à Mach 0,706. De ce fait, compte tenu du vent, la vitesse sol résultante était approximativement de ~ 432kt. La façon habituelle des pilotes de maintenir une vitesse est d'ajuster l'indicateur magenta « IAS » sur l'échelle du PFD (Primary Flight Display = écran principal de pilotage) à l'aide du bouton rotatif Mach/vitesse.

L'hypothèse est faite qu'à partir de ce moment la personne aux commandes a maintenu la vitesse M0.706/IAS 265 kt pour le reste du vol au niveau constant FL300 jusqu'au croisement de l'Arc-6.

Pourquoi a-t-elle décidé de voler au FL300 avec la vitesse d'attente linéaire recommandée ? Elle a dû faire un compromis entre la consommation de carburant, le temps de vol (l'autonomie) et la distance parcourue. Monter et/ou choisir une autre vitesse aurait consommé plus ou moins de carburant selon ce qui est effectué, modifiant ainsi sa vitesse, son temps de vol et/ou la distance parcourue. Nous pensons également qu'à ce moment précis du vol, son but n'était pas de faire économiser du carburant à la compagnie, ni de viser une distance à parcourir maximale, mais de rester le plus « longtemps » en l'air (la vitesse d'attente permet de rester longtemps en l'air avec une distance parcourue acceptable).

La justification du Mach et du niveau de vol sélectionnés est fournie plus loin dans la section 4.4.1 ci-dessous.

4.3.7 En conformité avec les données Inmarsat

La trajectoire décrite ci-dessus a été reconstruite grâce aux données Inmarsat et validée par des simulations. A tous les points clés et croisements d'arc, les BTO estimés – lorsqu'Inmarsat a pu les mesurer – et les BFO se situent dans les intervalles de confiance définis par Inmarsat en [3], c'est-à-dire $\pm 50\mu s$ et $\pm 7Hz$ respectivement. Le Tableau 14 résume les BTO et BFO calculés en ces points avec la comparaison avec les valeurs respectives mesurées par Inmarsat.

Tableau 14: Valeurs calculées des BTO et BFO aux points clés pendant le FMT

BLELLY-MARCHAND Résultats de la trajectoire de vol reconstruite avec GDAS													
	Heure UTC	Lat °N	Lon°E	Altitude (100ft)	Route vraie (°ETN)	Vitesse (kt)	Vitesse verticale (fpm)	Décalage de Fréquence des paquets Hz			Décalage temporel en rafale (µs)		
								Prédit	Mesuré	Delta	Prédit	Mesuré	Delta
Arc1	18h25:27	6.75	95.97	273	0	492	-1000	143	142	-1	12554	12520	-34
Arc1.1	18h27:04	6.91	95.86	273	269	488	2200	172	175	3	12516	12520	4
Arc1-Boeing	18h28:06	6.85	95.75	294	234	466	2000	144	144	0	12460	12500	40
Arc1.2	18h28:15	6.84	95.73	295	233	481	2000	143	143	0	12452	12480	28
Appel téléphonique 1	18h39:58	5.76	94.49	300	188	432	0	88	88	0	11870	n/a	n/a

Remarque : Au croisement de l’Arc1.1, le CBFO calibré est de 156 Hz. Cette valeur correspond à un taux de montée de 1500fpm. À ce point de transition entre la descente et la montée à venir, le taux de montée instantané à ce stade de ce virage manuel exigeant aurait pu prendre n’importe quelle valeur entre 0 et 3000 fpm. Ainsi, 1500 ou 2200fpm sont tous deux admissibles, car le taux de montée de l’avion est très variable dans de telles conditions.

4.3.8 Simulations

Toutes les caractéristiques déterminées ci-dessus ont été utilisées pour nos sessions de simulation.

Celles-ci ont été réalisées avec le simulateur Prepar3D et son add-on PMDG selon le profil de vol décrit ci-dessus.

Une vidéo est disponible pour cette partie particulière de la trajectoire FMT recalculée (MEKAR à Call1) sur le site www.mh370-caption.net (04-FMT-Final-Major-Turn.mp4).

La leçon tirée des simulations, est que le pilotage manuel de cette trajectoire et la désactivation des communications dans le cockpit n’ont pu être effectués que par une personne très qualifiée, en raison de leur complexité, de leurs aspects techniques et du court laps de temps disponible.

4.3.9 Conclusions

Les résultats de l’analyse ci-dessus montrent que considérer un pilotage complexe depuis le dernier contact radar jusqu’à l’emplacement estimé où a eu lieu l’appel téléphonique 1 venant du sol est une hypothèse solide. Différentes simulations ont été réalisées par un pilote de ligne commandant de bord et ont validé cette hypothèse.

Concernant la consommation de carburant, les seules données publiées proviennent de l’Appendix 1.6E de Boeing [5] dont les hypothèses sont basées sur les valeurs ISA (International Standard Atmosphere = point de référence pour tout calcul d’atmosphère) et pour une trajectoire linéaire à un niveau de vol constant avec la vitesse théorique correspondante. Dans notre étude, nous avons calculé

la vitesse réelle de l'avion en fonction des données GDAS du jour. Ceci est présenté dans le Tableau 15.

Tableau 15: Estimation du carburant à bord pendant le FMT

	<i>Emplacement</i>	<i>IAS (kt)</i>	<i>Vitesse sol (kt)</i>	<i>Carburant à bord (t)</i>	
				Calculé avec la météo GDAS	Calcul de Boeing en ISA
18h22:12	Dernier écho radar	IAS 325	517	34.7	34.2
18h28:06	Arc1-Boeing	IAS 290	466	34.1	33.5
18h34:00	En route vers POVUS	M0.850/IAS 325	522	33.2	n/a
18 h39:58	Call-1	M0.706/IAS265	432	32.4	n/a

4.4 En route au 188° : depuis l'appel téléphonique « Call 1 » jusqu'à l'Arc6

Ce chapitre traite du segment depuis l'emplacement du Call1 jusqu'au croisement du 6^{ème} arc comme illustré sur la Figure 44.

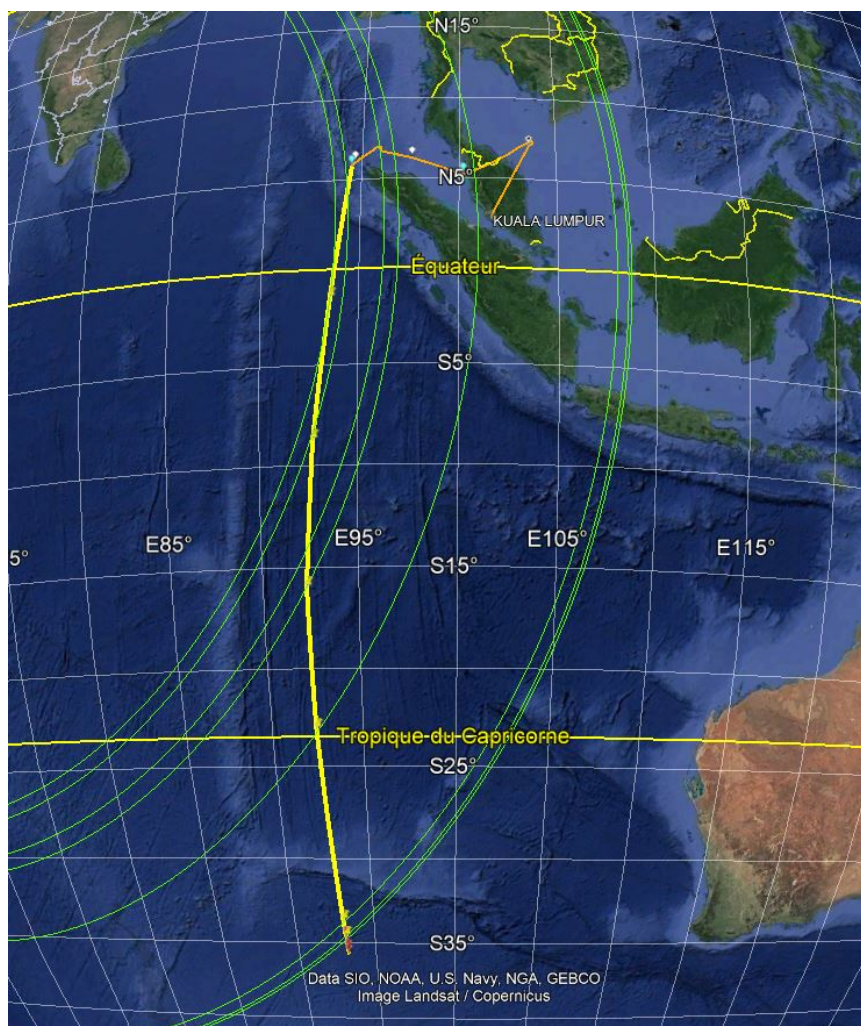


Figure 44: Partie sud de la trajectoire inconnue reconstruite (jaune)

4.4.1 Calcul de vitesse et d'altitude

Le premier point de la partie sud de la trajectoire (nous l'appellerons aussi « segment sud ») est la position de l'avion à 18h40' UTC lorsque le 1^{er} appel téléphonique a eu lieu. Le dernier point choisi de ce segment sud est le point de passage à l'arc 6. Ce point est aussi le point de départ du dernier segment qui sera plus spécifiquement analysé en détail dans la section 4.5 traitant de la fin du vol.

Afin de reconstruire la partie sud de la trajectoire illustrée en jaune sur la Figure 44, les hypothèses suivantes ont été faites et les données suivantes ont été utilisées :

1. A 18h40 UTC, la quantité de carburant restant à bord est estimée à ~32,4 tonnes comme présenté dans le Tableau 15.
2. Le niveau de vol a été maintenu constant au FL300.
3. La position des arcs a été calculée avec précision à ce niveau de vol en utilisant les données officielles d'Inmarsat.
4. Les données GDAS mesurées ce jour-là ont été utilisées pour le FL300 avec une correction de l'ISA grâce à la température mesurée en altitude.
5. Les données de « performance en vol » du B777-200ER propulsé par des moteurs R&R Trent-892 ont été utilisées.
6. Les corrections de la surconsommation globale de carburant ont été appliquées comme suit : +1,5 % du facteur de performance (vieillesse des moteurs) et +1,2 % en raison d'une température élevée ce jour-là sur la base d'une estimation d'un ISA moyen pondéré de +12° et suivant la recommandation de Boeing d'ajouter +1% par 10° d'ISA supplémentaire.
7. Le temps de vol estimé par l'ATSB entre 18 h40' UTC et l'extinction supposée du deuxième moteur – deux minutes avant la dernière demande de connexion reçue à 00h19'39 UTC – est de 5h37'30 soit 5,625 heures décimales. *Remarque : Il s'agit d'une hypothèse de travail de départ puisque dans notre hypothèse de fin de vol, la demande de connexion est environ ~ 30 secondes après l'arrêt manuel du moteur gauche avec l'APU en fonctionnement.*

A partir de ces hypothèses et données, des calculs simples et cohérents peuvent être effectués :

1. La consommation horaire est égale à la moyenne $32.4t / 5.625h = 5760kg/h$. Cela représente la consommation horaire réelle de carburant ce jour-là, y compris les +2,7% de surconsommation provenant des deux facteurs identifiés ci-dessus.
2. A mi-parcours du segment sud, c'est-à-dire vers ~21 h28' UTC, la masse **moyenne** de l'avion est estimée à environ ~190 tonnes.
3. Dans le tableau de correspondance de Boeing « Performance Inflight Long Range Cruise » LRC (Long Range Cruise = mode d'utilisation normale économique d'un avion de ligne) pour le B777-200 ER, il faut rechercher la valeur 5760 kg/h pour un poids de référence de 190t. Malheureusement, cette entrée n'existe pas directement au FL300. Ainsi, une double interpolation croisée est nécessaire. Un extrait pertinent de la table de correspondance est fourni à la Figure 45 avec les détails correspondants du calcul.
4. La double interpolation donne 5904kg/h pour Mach 0,743 en mode LRC au FL300. Afin de déterminer le Mach et le niveau de vol correspondant à la valeur de 5760 kg/h pour 190t, il faut en déduire 5% puis ajouter +2,7% à cause de la surconsommation (cf ci-dessus) puisque le tableau de correspondance est fourni pour des moteurs flambant neufs à l'ISA.
5. La Figure 46 présente la courbe « B777-200ER Cruise Mach, Fuel Flow, and Ratio of Specific Air Range to LRC Specific Mach » fournie par l'IG dans leur rapport [10]. En considérant la réduction de 5% de carburant, calculée ci-dessus et en lisant le point « -5% » du débit de carburant à partir du point nominal LRC de coordonnées (1 ;1) sur cette courbe, on peut voir que la réduction de Mach correspondante est également de « -5% ».

¹⁷ LRC Mach est donné comme 0,743 après interpolation à partir de la table de consultation et 0,742 dans le graphique. L'impact de cette différence est négligeable.

-5% proportion to achieve 5760kg/h
2,70% Overconsumption (ISA+Aging)

- 72 -

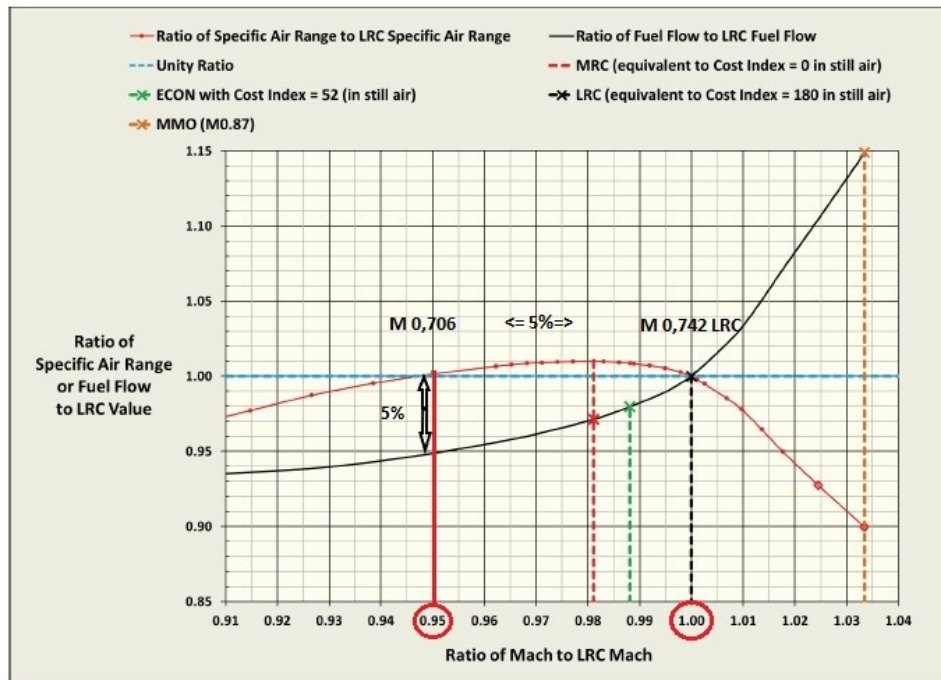


Figure A-1. B777-200ER Cruise Mach, Fuel Flow, and Specific Air Range

Figure 46 : Consommation-Distance spécifique pour le B777-200ER (Source: Groupe indépendant [10] p73)

Dans ces conditions, on peut en conclure que le niveau de vol était bien FL300 avec une vitesse d'attente linéaire à un Mach égal à 0,706 (soit une IAS de 265kt) comme déduit dans la section 4.3.6 et sa Figure 43. Au cours du segment sud, la consommation moyenne de carburant était en effet de 5760kg/h ce qui est confirmé par notre simulateur par la Figure 47 en tenant compte de la masse moyenne de l'avion.

Ainsi, en s'appuyant sur l'expérience du Commandant Blelly, nous pensons que le mode de vitesse choisi était « Mach Sélectionné » qui est adapté à un voyage sans aucune route dans le FMC, ni point final spécifique en point de mire pour la fin de vol.

Dans nos calculs de consommation de carburant après le rétablissement de l'alimentation électrique, l'hypothèse est faite que les packs de conditionnement d'air fonctionnaient. L'un ou l'autre aurait pu être coupé pour réduire la consommation de fuel, mais nous ne pouvons pas en avoir la certitude.



Figure 47: Consommation de carburant modélisée par notre simulateur au FL300 et à Mach 0,706 pour une masse de 190t

4.4.2 Reconstruction du « segment sud »

En gardant l'hypothèse d'un vol stable à un Mach constant, le segment sud peut être reconstruit en utilisant des segments en ligne droite entre les arcs, et en tenant compte des conditions météorologiques locales. En temps UTC, cela conduit à :

1. De 18h40 à 19h41 (arc 2) = 61' $\Rightarrow$ TAS = 431 kt, GS = 434 kt¹⁸ et Distance = 442 Nm¹⁹. La distance du grand cercle de 442Nm est « tracée » à partir de l'emplacement du 1er appel téléphonique à 18h40' pour intercepter l'arc 2.
2. De 19h41 à 20h41 (arc 3) = 60' $\Rightarrow$ TAS = 430 kt, GS = 434kt distance = ~435 Nm¹⁹
3. De 20h41 à 21h41 (arc 4) = 60,3' $\Rightarrow$ TAS = 430 kt, GS = 431 kt distance = ~434Nm¹⁹
4. De 21h41 à 22h41 (arc 5) = 60' $\Rightarrow$ TAS = 427 kt, GS = 426 kt distance = ~425 Nm¹⁹
5. De 06h41 à 08h11 (arc 6) = 90' $\Rightarrow$ TAS = 425 kt, GS = 425 kt distance = ~635 Nm¹⁹

Les caractéristiques détaillées du segment sud de la trajectoire reconstruite sont présentées au Tableau 16. La Figure 4 et la Figure 44 l'illustrent aussi graphiquement.

Une « lecture aéronautique » des données montre que, probablement, en premier lieu la personne aux commandes a introduit une référence de route magnétique à 188° sur le MCP²⁰. Puis, dès que la déclinaison est devenue trop importante, elle est passée en route « vraie » au 178° faisant du segment sud une ligne quasi-droite comme illustré sur la Figure 44.

Le choix initial d'un cap magnétique à 188° a été expliqué au point 4.3.6 ci-dessus.

¹⁸ TAS: True Air Speed : Vitesse réelle par rapport à l'air

¹⁹ Distance : Calculée sur l'intervalle réel et pas arrondi, d'où une légère différence vis-à-vis de la Vitesse sol

²⁰ MCP : Panneau de contrôle du mode de vol

Tableau 16: Caractéristiques détaillées du « segment sud » de Blelly-Marchand

Arc UTC	Longitude °	Latitude °	Longitude °décimal	Latitude °décimal	Vraie Route °	Distance Sol Nm	Vent °/kt	Tempéra- ture °C	ISA °C	Distance Air Nm	Delta Temps h min s	Durée Total h min s	Mach	Vitesse Propre kt	Vitesse Sol kt
18h40'	94°29'00.34"E	5°45'00.21"N	94.493	5.756									0.706		
					187	442	(086/17)	-30	15	437	1h01'05"	1h01"		431	434
19h41' arc2	93°31'00.45"E	1°34'00.37"S	93.529	-1.577									0.706		
					186	435	(073/11)	-30	14	429	1h00'02"	2h01'		430	435
20h41' arc3	92°42'00.10"E	8°48'00.36"S	92.703	-8.810									0.706		
					184	434	(088/11)	-30	14	428	1h00'22"	3h01'		430	431
21h41' arc4	92°13'00.44"E	16°03'00.24"S	92.229	-16.057									0.706		
					179	425	(250/5)	-33	12	426	0h59'55"	4h01'		427	426
22h41' arc5	92°24'00.49"E	23°09'00.50"S	92.414	-23.164									0.706		
					178	635	(268/38)	-36	9	641	1h29'38"	5h31'		425	425
00h11' arc6	92°57'00.05"E	33°45'00.53"S	92.952	-33.765			252/34	-39	5				0.706		
FL195					178	59	248/25	-40	5	61	8'29"		0.700	421	412
00h19'29" arc7	92°59'00.34"E	34°45'00.24"S	92.993	-34.757				-41	4			5h39'36"	0.702	420	401
					178		245/34							411	396
00h19'38"	92°59'00.39"E	34°46'00.24"S	92.994	-34.773								5h39'45"	0.742	404	390

4.4.3 Validation du « segment sud » avec les données Inmarsat

L'étape suivante consiste à répondre à la question suivante : comment la trajectoire reconstruite se compare-t-elle aux données Inmarsat ? Le Tableau 17 présente les caractéristiques détaillées de la trajectoire entièrement reconstruite. Pour faciliter la comparaison, nous avons utilisé le même format que celui du tableau 9 du rapport d'Inmarsat [3] dans lequel un exemple de trajectoire possible est présenté (cf la trajectoire rouge de la Figure 49). Ce niveau de détail offre la possibilité de mieux comprendre les différentes composantes des décalages (les BFO²¹ notamment). Des éléments supplémentaires ont été inclus dans notre tableau comme les BTO²² ainsi que des points de navigation supplémentaires permettant une comparaison plus précise.

Nous avons utilisé le biais de fréquence $\delta f = 150$ Hz identique à celui utilisé dans le rapport Inmarsat. Dans le même esprit, les quatre premiers points sont affichés pour démontrer la précision de nos outils de calcul. Le premier outil est un classeur Excel initialement créé par Yap F. Fah, NTU de Singapour que nous avons amélioré progressivement au fur et à mesure de nos connaissances plus approfondies jusqu'à la version 7 actuelle. En particulier, nous avons implémenté une version améliorée du modèle SK999-Satellite qui correspond précisément aux éphémérides Inmarsat. Le deuxième outil, le Constraint Assessment Tool (CAT Version 3), est un logiciel maison spécifique développé dans le cadre de l'initiative CAPTIO et amélioré par la suite. Il comprend des fonctions similaires au classeur Excel ci-dessus mais augmentées par des fonctions opérationnelles supplémentaires telles que l'estimation de la consommation de carburant, l'interpolation 4D des données météorologiques réelle locales, la génération d'arcs à toutes les altitudes, le calcul de route par la méthode du grand cercle, la simulation de la dérive des débris, etc.

Dans le Tableau 17, on peut voir que la trajectoire reconstruite respecte les deux contraintes définies par Inmarsat : les BTO sont dans la marge d'erreur de $\pm 50\mu s$ et les BFO sont dans la marge d'erreur de ± 7 Hz. On voit ainsi que notre proposition de trajectoire pilotée est acceptable et plausible.

Il faut mentionner que le Tableau 17 n'inclut pas le BFO (-2Hz) du dernier « paquet de données » émis par le SATCOM à 00h19:38 UTC. En effet, ce cas particulier est abordé comme une variante de la descente finale présentée dans la section suivante. Les détails de cette descente sont présentés dans l'« Annexe 1 : Variante 2 de la fin du vol » à la fin du présent rapport.

²¹ BFO : Burst Frequency Offset est un décalage de fréquence dû à une correction imparfaite du Doppler par le SATCOM fournissant ainsi une information instantanée sur la vitesse et / ou la trajectoire de l'aéronef à un instant donné

²² BTO : Burst Time Offset fournit une information sur la distance instantanée entre l'avion et le satellite à un instant donné

Tableau 17: Résultats de la trajectoire de vol reconstruite de Blelly/Marchand (même format que le tableau 9 du rapport Inmarsat [3])

Reconstructed Flight Path Results (ref. Inmarsat paper Table 9)																				
	Time UTC	Lat°N	Lon°E	Altitude (100ft)	True Track (°ETN)	Speed (kt)	Mach	Vertical Speed (fpm)	Δ Fup		Δ F down (Hz)	δ f comp (Hz)	δ Fsat + δ AFC (Hz)	δ f bias (Hz)	Total Burst Freq. Offset BFO (Hz)			Burst Time Offset BTO (μs)		
									Aircraft (Hz)	Satellite (Hz)					Pred.	Meas.	Error	Pred.	Meas.	Error
Nominal-1-Inmarsat	16:30:00	2.75	101.72	0	0	0	-	0	0	-6	-84	0	29	150	89	88	-1	14910	14920	10
Nominal-2-Inmarsat	16:42:31	2.80	101.70	20	333	235	-	1200	218	-6	-80	-180	28	150	130	125	-5	14930	14900	-30
Nominal-3-Inmarsat	16:55:53	4.00	102.20	280	25	461	-	1500	-394	-4	-75	453	26	150	155	159	4	15210	15240	30
Nominal-4-Inmarsat	17:07:19	5.37	102.85	350	25	468	-	0	-459	-3	-71	490	24	150	131	132	1	15610	15660	50
Arc1	18:25:27	6.75	95.97	273	0	492	0.811	-1000	-138	-1	-37	159	10	150	143	142	-1	12554	12520	-34
Arc1.1	18:27:04	6.91	95.86	273	269	488	0.797	2200	870	-1	-36	-821	10	150	172	175	3	12516	12520	4
Arc1-Boeing	18:28:06	6.85	95.75	294	234	466	0.757	2000	742	-1	-36	-720	10	150	144	144	0	12460	12500	40
Arc1.2	18:28:15	6.84	95.73	295	233	463	0.754	2000	731	-1	-36	-709	10	150	144	143	-1	12452	12480	28
Phone Call 18h40	18:39:58	5.76	94.49	300	187	432	0.706	0	167	-2	-30	-205	8	150	88	88	0	11870	N/A	N/A
A2	19:41:03	-1.58	93.53	300	187	434	0.706	0	10	-1	0	-50	-2	150	108	111	3	11485	11500	15
A3	20:41:05	-8.81	92.70	300	184	433	0.706	0	-180	6	29	142	-2	150	145	141	-4	11769	11740	-29
A4	21:41:27	-16.06	92.23	300	182	429	0.706	0	-348	17	56	315	-18	150	172	168	-4	12770	12780	10
A5	22:41:22	-23.16	92.41	300	178	425	0.706	0	-519	30	78	494	-29	150	205	204	-1	14499	14540	41
Phone Call 23h14	23:14:30	-27.02	92.69	300	178	425	0.706	0	-586	38	88	566	-33	150	224	217	-7*	15682	N/A	N/A
A6	00:11:00	-33.76	92.95	300	178	423	0.706	0	-683	50	100	671	-37	150	252	252	0	17994	18040	46
A7	00:19:29	-34.76	92.99	195	178	420	0.670	-4000	-759	52	102	678	-38	150	186	182	-4	18373	18400	27

*la donnée BFO à 23h14 est généralement ignorée et considérée comme statiquement dépendante car elle intervient dans le calcul du biais

La Figure 48 reproduit notre trajectoire et ses données dans le même format que la Figure 14 d'Inmarsat [3] pour faciliter la comparaison. La courbe rouge représente les données Inmarsat. La courbe bleue représente notre estimation calculée des BFO le long de la trajectoire reconstruite. La correspondance est très bonne car l'erreur BFO moyenne est de -1Hz et l'écart-type des BFORs est de $\sigma \sim 2.5\text{Hz}$. De plus, si on considère les BFO supplémentaires disponibles (comme celui que nous nommons Arc-1.2 par exemple) et qui ne sont généralement pas pris en compte par les autres études, le BFOR σ devient $\sim 3.0\text{Hz}$ avec la même erreur moyenne BFO de -1Hz.

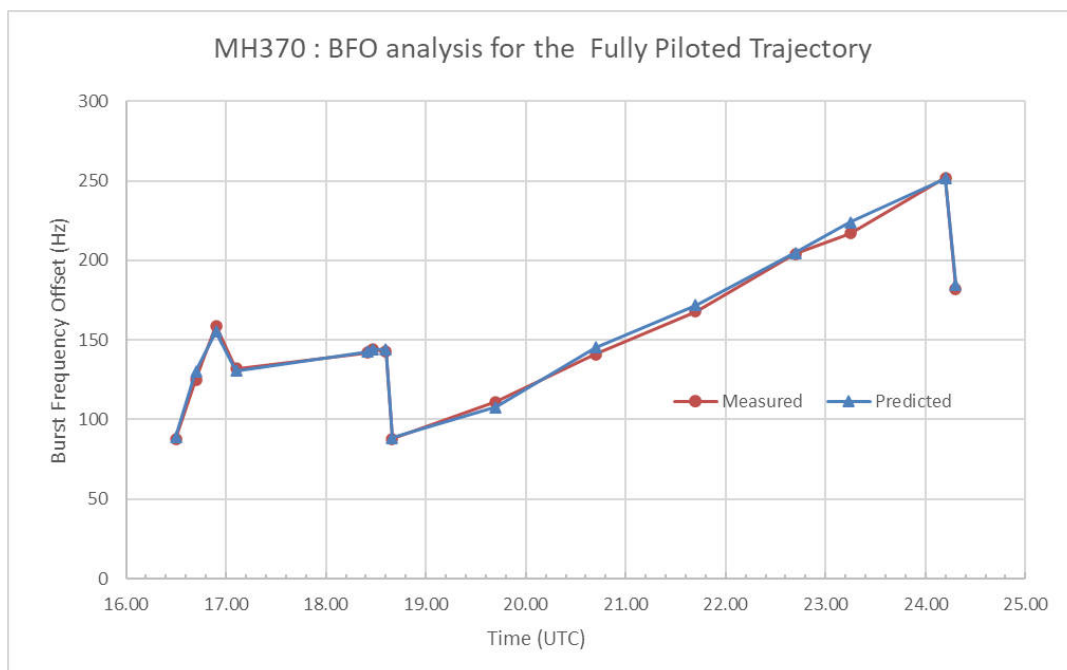


Figure 48 : Comparaison des BFO d'Inmarsat avec ceux de la trajectoire du Commandant Blelly (BFOR $\sigma \sim 2.5\text{ Hz}$)

La comparaison de la trajectoire reconstruite avec l'exemple d'Inmarsat est présentée sur la Figure 49. La similitude des deux routes entre l'arc 2 et l'arc 6 est frappante. Néanmoins, les lieux des points de croisement des arcs sont différents sauf ceux de l'arc 7 qui sont très proches, c'est-à-dire à moins d'un nautique.

Cependant, le dernier virage majeur d'Inmarsat (FMT) est plus large et est situé quelques ~ 75 nautiques plus au nord-ouest par rapport au virage FMT que nous avons développé ici. La différence s'explique par une vitesse moyenne plus élevée ainsi que par une altitude plus élevée dans l'exemple Inmarsat parce qu'ils ont considéré des valeurs opérationnelles « standard » d'un avion de ligne et non pas celle réelle du MH370.

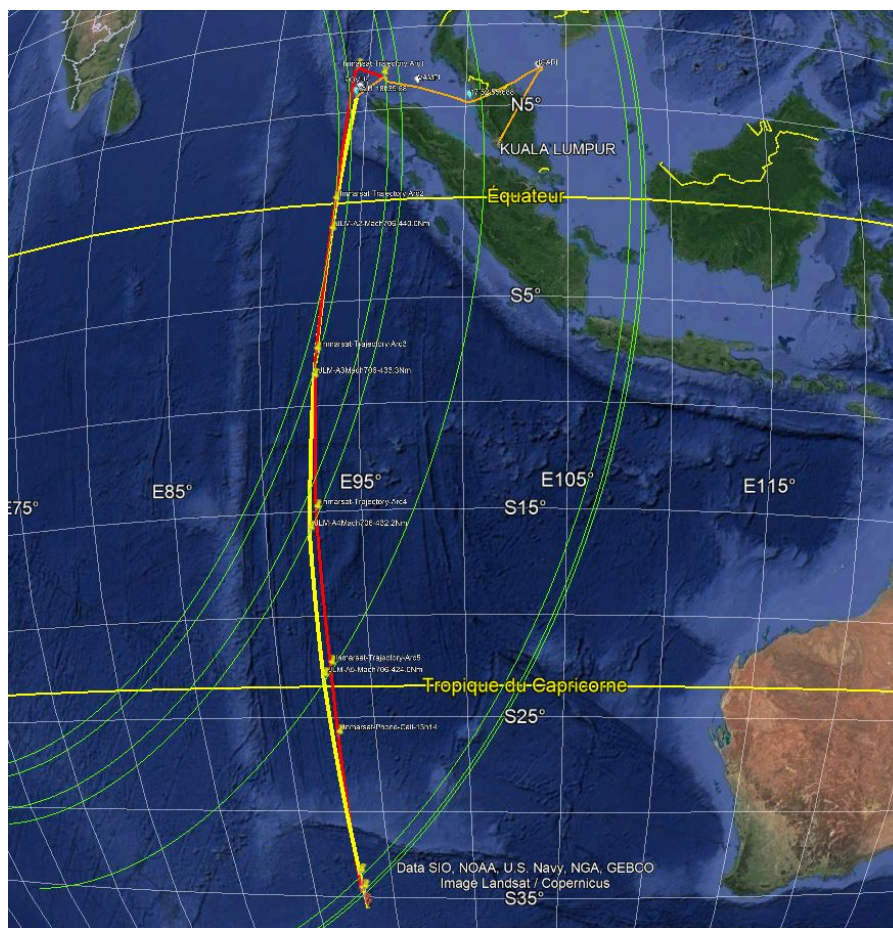


Figure 49: Comparaison des trajectoires - la trajectoire reconstruite (jaune) et l'exemple d'Inmarsat (rouge)

4.5 La descente finale jusqu'à la fin du vol

La descente finale est une phase qui a fait – et fait toujours – l'objet de nombreuses études. Beaucoup, comme dans le rapport officiel par exemple, ont supposé que l'avion n'était plus piloté lorsque la descente finale a commencé. Peu d'entre elles ont émis l'hypothèse que la fin du vol était bel et bien contrôlée par une personne préparant soigneusement un amerrissage.

C'est cette hypothèse d'une descente pilotée bien maîtrisée depuis le FL300 jusqu'au niveau de la mer et se terminant par un amerrissage contrôlé qui est à la base des travaux présentés ci-dessous.

L'analyse a été complexe car de nombreux paramètres ont dû être pris en compte tels que les différentes vitesses horizontales, les différents taux moyens de descente, le carburant restant aux points clés ainsi que la validation de cette étape avec les BFO et BTO mesurés pertinents. Une tentative d'explication simple de la méthode suivie est fournie ci-dessous.

4.5.1 Hypothèses et paramètres de base :

- 1.1. A l'arc 6, le vol était au niveau FL300 et le Ping (handshake) du SATCOM Inmarsat a été complet et normal.
- 1.2. La vitesse sol était GS=413 kt à ISA +4° (qui a augmenté à ISA +8° au FL230 pour ensuite diminuer à ISA+5° au niveau de la mer)
- 1.3. La quantité de carburant est estimée à environ ~800 kg.
- 1.4. La distance sol en ligne droite la plus courte parcourue par l'avion en 8'30" entre l'arc6 et l'arc7 est de 59 Nm.

- 1.5. Le vent est passé de 251°/33kt en baissant à 220°/20kt au niveau de la mer
- 1.6. L'avion se trouvait toujours au FL300 à Mach M0.706 lorsque le moteur droit s'est éteint faute de carburant (surconsommation connue du moteur droit et donc, assèchement du réservoir droit).
- 1.7. La route vraie au 178° a été maintenue depuis le début de la descente jusqu'au niveau de la mer (nous n'avons pas envisagé de variation de cap pour le calcul du point d'Impact)
- 1.8. Dans cette méthode, les calculs considèrent le point de croisement de l'arc 6 comme lieu de référence de départ pour mesurer le temps et les distances jusqu'à l'amerrissage.
- 1.9. L'Arc7 est l'endroit où la demande de connexion au réseau Inmarsat a eu lieu soit à peu près ~30 secondes après la coupure volontaire manuelle du moteur gauche. Celui-ci en s'arrêtant, a entraîné une coupure d'alimentation temporaire du réseau électrique gauche, ce qui a provoqué un transfert automatique vers l'APU qui avait été démarré auparavant de manière anticipée. Ceci a donc déclenché un redémarrage automatique du SATCOM suivi d'une demande de connexion comme décrit dans le manuel de maintenance Boeing. Dans cette documentation, il est précisé que « lorsque le système AC (le courant alternatif électrique) passe d'une source d'alimentation à une autre en vol, il y a une **« rupture d'alimentation électrique »** (Break Power Transfer en anglais) et une connexion automatique (SATCOM) se produit lorsque le système se remet sous tension juste après la rupture d'alimentation. On suppose que le four de l'oscillateur (OCXO)²³ du SATCOM n'a pas eu le temps de refroidir pendant une rupture d'alimentation aussi courte (quelques secondes). Ceci a permis un redémarrage rapide du SATCOM.
- 1.10. L'hypothèse est faite que la personne aux commandes a réussi à conserver une quantité nécessaire de carburant pour l'APU, jusqu'à ce qu'elle puisse faire amerrir l'avion. Cela lui a permis de garder toutes les surfaces de commande de vol opérationnelles pendant la descente. Celle-ci s'est déroulée en un vol plané bien contrôlé, et l'APU lui a garanti la possibilité de sortir les volets entièrement et un fonctionnement normal de tous les systèmes nécessaires à l'avion pour un amerrissage bien maîtrisé. Il est important de préciser ici, que si les deux moteurs étaient éteints, et sans l'APU mais avec seulement la RAT en fonctionnement il est impossible de sortir les volets et donc d'amerrir avec une vitesse raisonnable. Cela aurait conduit à un impact dans l'eau à haute vitesse produisant de très nombreux débris. Le crash du MH370 n'a pas produit beaucoup de débris sous-tendant un amerrissage à vitesse raisonnable.

4.5.2 Profil de la descente

2. Les différentes parties de la descente sont représentées sur la Figure 50. En définissant une heure initiale de référence à l'Arc-6 soit $T_0=00h11'$ UTC, les portions de trajectoire peuvent être détaillées comme suit :
 - 2.1. $T_0=00h11'$: à l'Arc 6, les deux moteurs fonctionnaient et le SATCOM a répondu à l'interrogation du satellite (ping). Le carburant restant est estimé à ~800kg. Il n'était pas réparti uniformément entre les réservoirs parce que le moteur droit consommait plus que le moteur gauche. À ce moment-là, la consommation totale de carburant des deux moteurs était d'environ 88 kg / min, soit 5280 kg / h selon le tableau de performance du carburant de Boeing pour le B777-200ER pour une masse de 175t.

²³ OCXO : Four assurant une température stable pour le bon fonctionnement de l'oscillateur à quartz du SATCOM

- 2.2. $T_1 = T_0 + 1'$: à environ +1 min, le moteur droit s'est éteint à cause du manque de carburant dans son réservoir. Ceci est illustré par la mention « N-1 » à la Figure 50. Ainsi, à partir de cet instant, tous les systèmes électriques de l'avion ne sont plus alimentés que par le moteur gauche. Le pilote automatique et le directeur de vol fonctionnaient toujours et étaient à la disposition la personne aux commandes qui maintenait probablement un mode de « Mach sélectionné » actif (il avait été utilisé en croisière jusqu'à présent). Ainsi, lors de la descente à venir, l'IAS a progressivement augmenté jusqu'à IAS ~310kt. La commande effectuée manuellement sur le MCP pour le pilote automatique est une valeur de référence constante pour une vitesse verticale d'environ $V / S \sim -1000 \text{ fpm}$. C'est la seule situation où un avion avec un moteur coupé peu accélérer lors d'une descente dans le mode « Mach sélectionné » (ici le Mach indiqué sur le MCP était toujours sur M0.706). En conséquence, la TAS est estimée à environ ~434kt lorsque l'avion a traversé le FL230. Cela confirme essentiellement que l'avion a volé 59Nm en 8'30" avec une vitesse sol moyenne de ~416kt en tenant compte du vent (ce qui est une vitesse supérieure à celle de croisière à l'Arc6). A un taux de descente de ~1000fpm, la consommation du moteur unique en marche est estimée à ~71kg/min, soit ~4300kg/h.
- 2.3. Au début de la descente, après l'extinction du moteur droit, la personne aux commandes **a démarré l'APU et ouvert les vannes de transfert carburant** pour pouvoir utiliser le peu qui lui restait, et assécher les réservoirs (l'avion descendait avec une assiette négative et une petite quantité de carburant). Après avoir été mis en marche, l'APU prend environ une minute pour fournir de l'énergie électrique.
- 2.4. $T_2 = T_0 + 8'00''$: à peu près au niveau ~FL230 **le moteur gauche a volontairement été arrêté manuellement** comme le montre la mention « N-2 » sur la Figure 50. Ainsi, l'avion a commencé à planer avec une légère diminution d'assiette vers le bas (l'avion pique du nez). A ce stade, soit par surprise, soit dans une courte période d'inattention, un court manque de contrôle a provoqué une augmentation de la vitesse verticale de descente pendant quelques secondes jusqu'à atteindre -4000fpm environ comme indiqué par les données satellite.
- 2.5. $T_3 = T_0 + 8'29''$: L'avion a franchi le niveau de vol ~FL195. La demande de connexion du SATCOM produisant un BFO estimé à 185Hz à comparer avec celui mesuré à 182 Hz par Inmarsat. Comme décrit plus haut, suite à la coupure du moteur gauche quelques secondes auparavant, plus aucune alimentation n'était disponible sur le réseau AC gauche qui alimente le SATCOM. Ainsi, l'APU – la seule source d'énergie électrique restante – a pris le relais du moteur gauche et a alimenté le réseau AC gauche en plus du réseau AC droit qu'il alimentait déjà. Cette séquence de mise hors tension du réseau AC gauche suivie d'une remise sous tension a induit une courte rupture d'alimentation électrique. Cette séquence de mise hors tension suivie d'une remise sous tension du SATCOM, génère par la suite, une demande automatique de connexion au satellite initiée à T_3 . (Documentation de maintenance Boeing).
- 2.6. $T_4 = T_0 + 8'38''$: dans les 9 secondes suivant T_3 , la connexion SATCOM au réseau a été correctement réalisée en respectant le protocole Inmarsat. Mais, contrairement aux connexions précédentes, aucun autre système embarqué n'a pu se connecter par la suite, et en particulier l'IFE²⁴ (le système multimédia pour les passagers). Cela nous permet de conclure que l'ELMS (Electrical Load Management System) a délesté les réseaux électriques utilitaires de faible priorité pour consacrer la puissance électrique restante aux systèmes hautement prioritaires comme les pompes électriques pour les circuits hydrauliques. Sur le B777, les pompes hydrauliques fonctionnent à l'électricité et doivent fournir la puissance hydraulique aux commandes de vol. Elles sont donc prioritaires puisque les moteurs étaient

²⁴ IFE: In Flight Entertainment - un système qui gère les télécommunications des passagers (téléphone, SMS) et divertissement en cabine

déjà arrêtés à ce moment-là ne fournissant donc plus aucune puissance hydraulique. Il s'agit ici d'une configuration d'urgence pour le seul générateur électrique restant i.e. celui de l'APU qui alimentait alors l'ensemble de l'avion. A ce stade, un BFO mesuré par Inmarsat à -2Hz soulève une question.

Si cette valeur est correcte, elle implique un taux de descente instantané d'au moins -14500fpm, signifiant que l'avion a plongé juste après le passage à l'arc 7. Aucune explication technique convaincante n'a été trouvée pour ce BFO « extraordinaire ». Néanmoins, nous l'analysons dans l'annexe 1 du présent rapport en présentant un autre type de descente permettant une explication pour ce BFO. Etant donné que toutes les recherches de l'épave dans la zone de l'Arc7 ont été infructueuses, et que très peu de débris ont finalement été retrouvés, la meilleure interprétation est opérationnelle : le pilote a « récupéré » cette plongée inexpliquée, et l'avion a poursuivi sa descente en vol plané contrôlé, avec une pente de descente moins forte, avant de tenter un amerrissage.

- 2.7. $T_5 = T_0 + 8'40''$ et après : Pour la descente en vol plané, la personne aux commandes a pu utiliser l'une des deux procédures possibles qu'elle connaissait très probablement, et peut-être même les avait-elle anticipées :

2.7.1. Soit : Elle a adopté une vitesse de descente avec les deux moteurs inopérants telle que Boeing le recommande. C'est une IAS de 270kt appelée « drift down two engines inoperative » (plan de descente avec les deux moteurs arrêtés). La vitesse sol moyenne estimée aurait été d'environ 306kts avec un taux de descente d'environ ~ 2200 fpm correspondant à une descente du FL195 en moins de ~ 9 minutes. Ainsi, la distance maximale estimée parcourue à partir de l'Arc 7 serait de ~ 45 Nm (sans tenir compte de la réduction de vitesse induite par les volets sortis complètement à 30° à la toute fin du vol) se terminant par un amerrissage à $T_6 = \sim T_0 + 17'20''$.

2.7.2. Soit : une descente avec les deux moteurs inopérants à la vitesse de vol minimum avec les volets rentrés. Par conséquent, son IAS serait la V_{ref} (vitesse de référence fonction de la masse de l'aéronef c'est-à-dire 175t ici) augmentée de 80 kt, ce qui signifierait une IAS = ~ 210 kt dans ce cas. Cela aurait permis de voler en descente sans risque de décrochage pendant environ ~ 17 minutes. Le vol plané de l'avion aurait conduit à un taux de descente autour de ~ -1150 fpm et à une vitesse sol moyenne de ~ 236 kt. La distance maximale estimée à partir de l'Arc 7 serait alors d'environ ~ 67 Nm (sans tenir compte de la réduction de vitesse induite par l'extension complète des volets à 30° tout à la fin). Ainsi, l'amerrissage aurait eu lieu à $T_6 = \sim T_0 + 25'30''$.

4.5.3 Point d'amerrissage estimé

Ainsi, sur la base de l'hypothèse d'une trajectoire vraie constante, les distances de vol minimales et maximales estimées conduisent aux points suivants :

- Les coordonnées minimales de la zone de crash sont : **-35,518° S and 93,025° E**
- Les coordonnées maximales de la zone de crash sont : **-35,875° S and 93,039° E**

Ils sont illustrés sur la Figure 51. Mais bien sûr, d'autres pistes et taux de descente variables pourraient être envisagés pour estimer l'emplacement de l'amerrissage. Ceci est pris en compte dans la section 5 ci-dessous qui formule une proposition de zone de recherche.

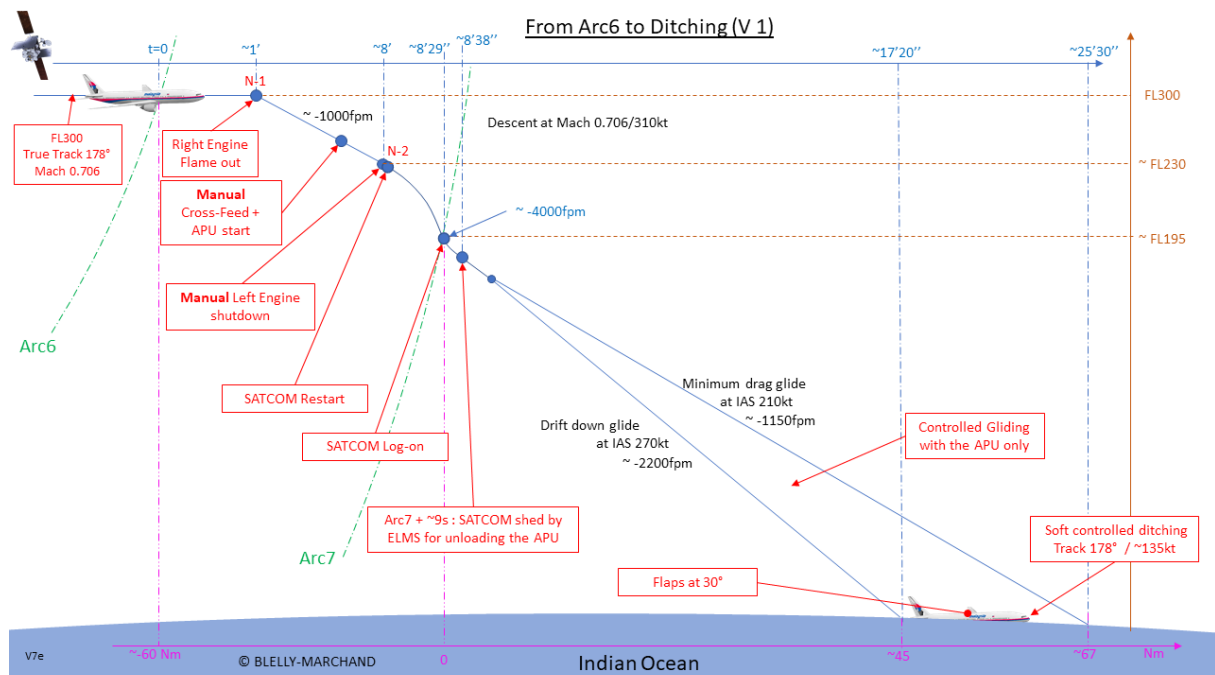


Figure 50: Fin de vol considérée pour la trajectoire pilotée (Blelly-Marchand) – Variante 1

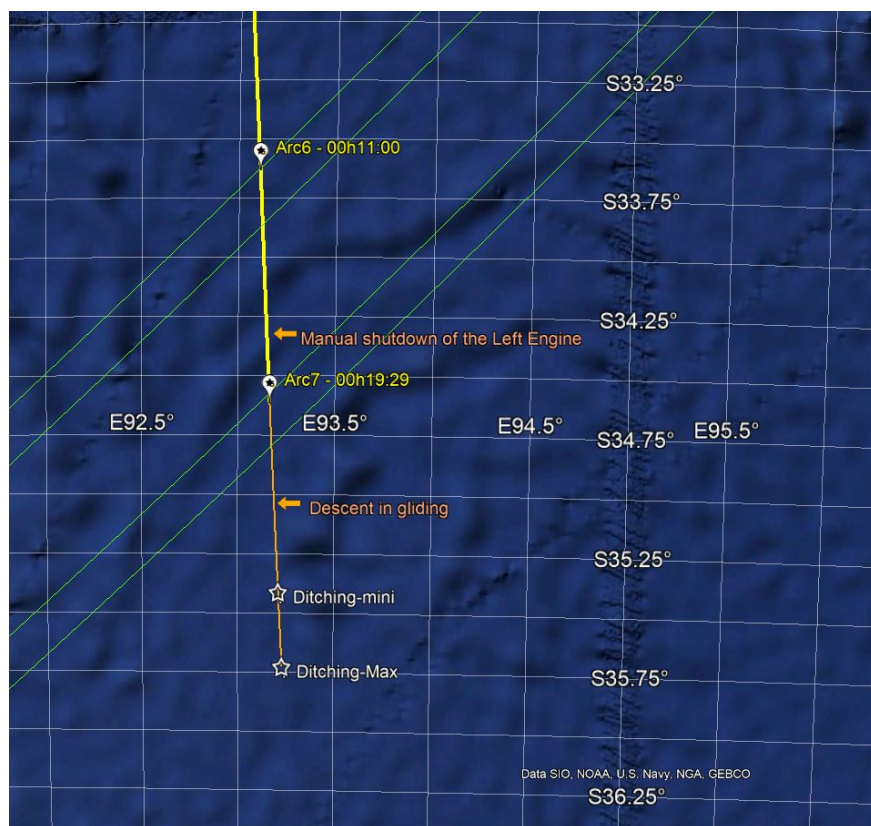


Figure 51: Estimation des lieux possibles d'amerrissage contrôlé - Nord et Sud (étoiles blanches)

4.5.4 Simulations

Deux séries de simulations ont été effectuées pour les deux variantes (V1 et V2) de la descente finale avec les paramètres de vitesse à 270 kt « drift down two engines inoperative », et également de vitesse minimale à 210 kt dite de « Minimum drag glide ».

Elles ont confirmé nos résultats à la fois pour le temps, la distance et le carburant.

Deux vidéos, un échantillon vidéo par variante, sont disponibles à l'adresse www.mh370-caption.net :

- Variant 1 avec descente à -4000fpm et vitesse minimum
(06-last-descent-V1-210kt-MinDrag.mp4)
- Variant 2 avec descente à -4000fpm / -14500fpm puis une vitesse « drift down » à IAS 270kt
(07-last-descent-V2-270kt-DriftDown.mp4)

5 Proposition d'une nouvelle zone de recherche

Ce chapitre conclut l'étude en définissant les caractéristiques de la zone identifiée où il faudrait rechercher l'épave, et qui est proposée comme candidate possible pour les futures campagnes de recherche sous-marine.

Dans cette région, deux campagnes de recherche sous-marines ont déjà été menées jusqu'en 2018. Elles ont couvert de larges zones des deux côtés de l'Arc 7 comme illustré sur la Figure 52 en brun pour Fugro et en bleu pour Ocean Infinity. Elles se sont basées sur l'hypothèse que l'avion s'était écrasé très près de l'Arc7, après une plongée quasi-verticale suite à l'extinction involontaire des moteurs. Elles n'ont pas permis de retrouver l'épave, parce qu'il n'avait pas été envisagé de vol plané de l'avion, pas plus que la possibilité qu'une personne soit encore aux commandes. Nous pensons que si la première partie du vol, qui est complexe, était piloté par quelqu'un, il n'y a pas, ou peu de raisons, que cette personne ne soit pas toujours aux commandes à la fin du vol.

La nouvelle zone de recherche proposée est représentée en vert sur la Figure 52. Elle a une forme d'un trapèze de ~15 Nm de large prolongeant la zone déjà balayée vers le sud de ~25 Nm environ. La zone comprend une marge de contingence de ~7,5 Nm de chaque côté de la route vraie au 178° dans le cas où l'avion aurait dévié légèrement de son cap. Cette zone de recherche est valable pour les deux variantes de fin de vol présentées dans ce rapport.

La nouvelle surface de la zone de recherche proposée est estimée à ~350 Nm² environ. Elle est petite comparée à la zone de recherche potentielle de 10 000 Nm² envisagée par la société « Ocean Infinity » lors d'une éventuelle future campagne de 100 jours en 2023 ou 2024. Selon ce taux journalier, la nouvelle zone de recherche proposée serait scannée en moins de 5 jours.

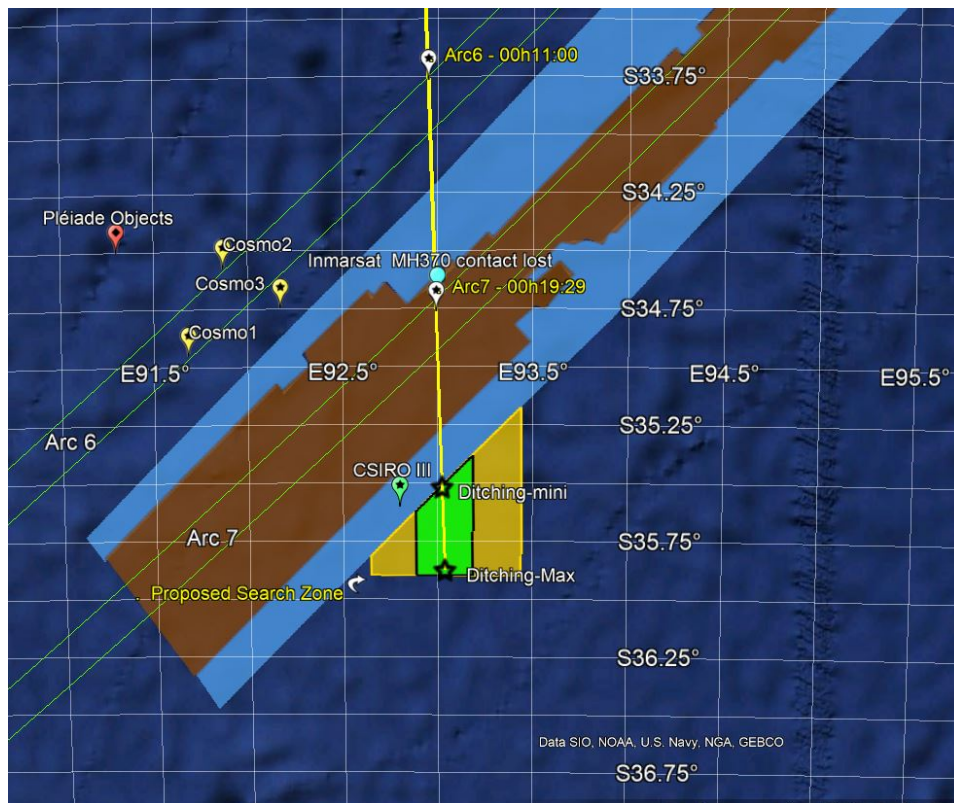


Figure 52: Nouvelle zone de recherche proposée (zone verte) potentiellement couverte en moins de 5 jours

Afin de tenir compte de la possibilité que l'avion ait dérivé à gauche ou à droite de la trajectoire initiale à 178° pour différentes raisons, une nouvelle zone de recherche élargie est proposée comme illustrée par la zone orange de la Figure 53. Elle couvre environ 1200Nm².

La Figure 53 montre également le suivi AIS du navire Ocean Infinity « Seabed Constructor » lors de sa campagne 2018 par les points bruns.

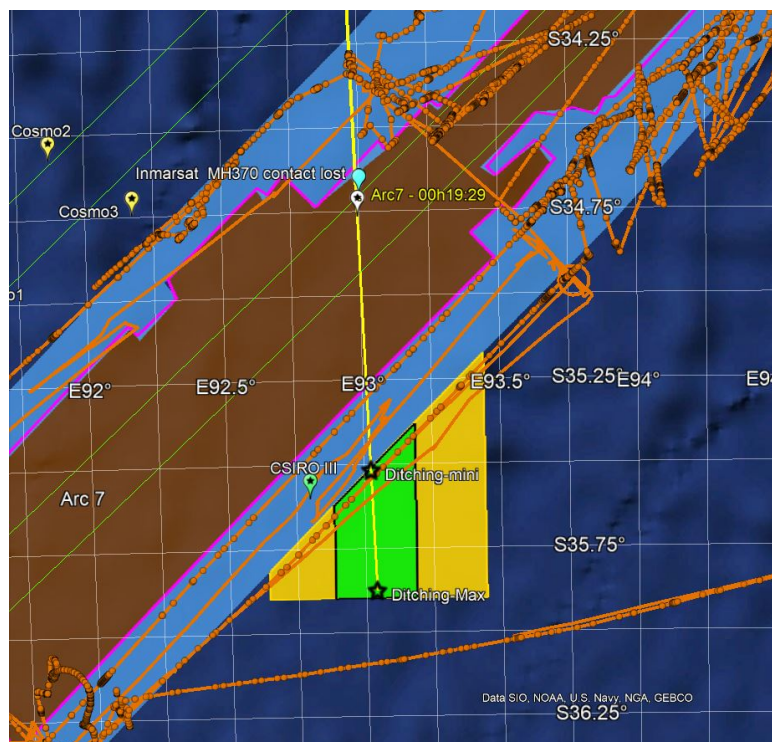


Figure 53: Nouvelle zone de recherche élargie proposée complétant les zones précédemment scannées

6 Conclusions

Une trajectoire pilotée complète, reconstruite et validée par des simulations a été présentée en détail dans cette étude. Elle est basée sur l'hypothèse que l'avion a été piloté par « quelqu'un » jusqu'à un amerrissage contrôlé ne produisant que peu de débris. En raison de la descente finale en vol plané, le point d'impact identifié se trouve dans une petite zone juste à l'extérieur de celle déjà examinée, en 2018, autour des coordonnées moyennes suivantes [-35,70°S; 93,03°E].

Tous les éléments présentés ci-dessus se sont avérés de façon aéronautique et sont techniquement possibles. Nous pensons qu'ils ont été réalisés par une personne capable de piloter ce type d'appareil.

En réponse à la question : toutes les actions décrites ci-dessus sont-elles « réalistes, justifiées et validées par des simulations ? », la réponse est « oui ». Aucun des éléments présentés ne peut être rejeté. A ce jour nous n'avons pas eu connaissance de trajectoire aussi bien démontrée, expliquée sur sa totalité sans omission. Nous pensons que cette trajectoire forme un vol complet et indissociable. Elle est réaliste et en totale cohérence avec les données Inmarsat.

Mais jusqu'à ce que l'épave soit retrouvée, cette trajectoire ne reste qu'une hypothèse.

Tout contact éventuel pour une discussion technique ou aéronautique est possible au travers de nos adresses mail mentionnées au début de document.

7 Éléments d'intérêt supplémentaires ...

7.1 Détection d'objets sur les images satellite

Plusieurs éléments pertinents doivent être mentionnés en relation avec la situation géographique de la zone d'amerrissage et de la zone de recherche proposée.

Le premier élément provient du rapport sur l'analyse des images « optiques » captées par le satellite français PLÉIADES 1A le 23 mars 2014 [11]. A partir de ces images, un ensemble d'environ 12 objets ont été identifiés, comme « peut-être fabriqués par l'homme ». Tous ces objets comprennent une surface du dessus de 20 m² ou plus. Leur situation géographique est identifiée par l'étiquette «Pléiades objects» sur la Figure 52. Leur localisation est cohérente avec les résultats d'une des études de dérive de l'organisation australienne CSIRO (rapport CSIRO III) [13] indiqués sur la même figure.

Ensuite, le satellite italien « COSMO-Skymed » a fourni des données radar à synthèse d'ouverture (SAR) acquises le 21^{mars} 2014. L'emplacement géographique des objets identifiés comme « peut-être artificiels » est illustré par les étiquettes jaunes Cosmo sur la même figure.

Enfin, Inmarsat a reconstruit de façon géométrique et temporelle un exemple de trajectoire dont le point d'aboutissement (Arc-7) se situe aux coordonnées [34.7°S ; 93.0°E] comme rapporté dans le document [3]. Il est notable que notre trajectoire recalculée inclut un croisement de l'Arc7 situé à moins d'un nautique de là comme illustrée dans la Figure 52 (ainsi que dans la Figure 53).

7.2 Comment la trajectoire se compare-t-elle avec les Analyses de performance de Boeing?

Dans l'Appendix-1.6E-Aircraft-Performance-Analysis-MH370-(9M-MRO) [25] du rapport malaisien [2], Boeing présente les résultats de leurs analyses de performance grâce auxquelles un ensemble de trajectoires est défini en faisant varier la vitesse propre (TAS) potentielle de l'avion.

La Figure 54 présente le calcul de la distance franchissable de l'avion par Boeing en considérant le niveau de vol en premier lieu puis la vitesse propre à ISA standard comme deuxième paramètre.



VMO-MMO
LRC
MRC
V Stall

Table 4: Range Capability for Altitude/Speed Combinations (from Arc 1)

Flight Level	True Airspeed (knots)	Mach (*=MRC)	Time (hours)	Range (nm)
FL400	494	0.861	5.0	2491
FL400	475	0.828	5.9	2803
FL400	469	0.818*	6.0	2806
FL400	417	0.727	6.1	2538
FL350	500	0.867	4.7	2356
FL350	475	0.824	5.6	2657
FL350	466	0.824	5.9	2747
FL350	443	0.769*	6.2	2711
FL350	400	0.694	6.6	2624
FL300	500	0.848	4.5	2270
FL300	437	0.742	5.7	2523
FL300	416	0.706*	6.1	2552
FL300	323	0.548	6.8	2181
FL250	471	0.782	4.6	2151
FL250	383	0.642*	6.1	2363
FL250	291	0.483	6.8	1970
FL150	407	0.65	4.5	1835
FL150	333	0.532*	5.8	1923
FL150	250	0.399	6.75	1662
FL030	345	0.535	4.2	1446
FL030	284	0.437*	5.7	1534
FL030	235	0.359	6.2	1464

Figure 54: Calcul de la distance franchissable par Boeing – le FL300 en particulier – Arc1-Boeing est à 18h28:06 UTC (Source [25])

A partir de ces résultats, ils ont reconstruit des tracés possibles comme illustré sur la Figure 55. Les cas qui nous intéressent particulièrement sont les tracés en bleu au niveau FL300.

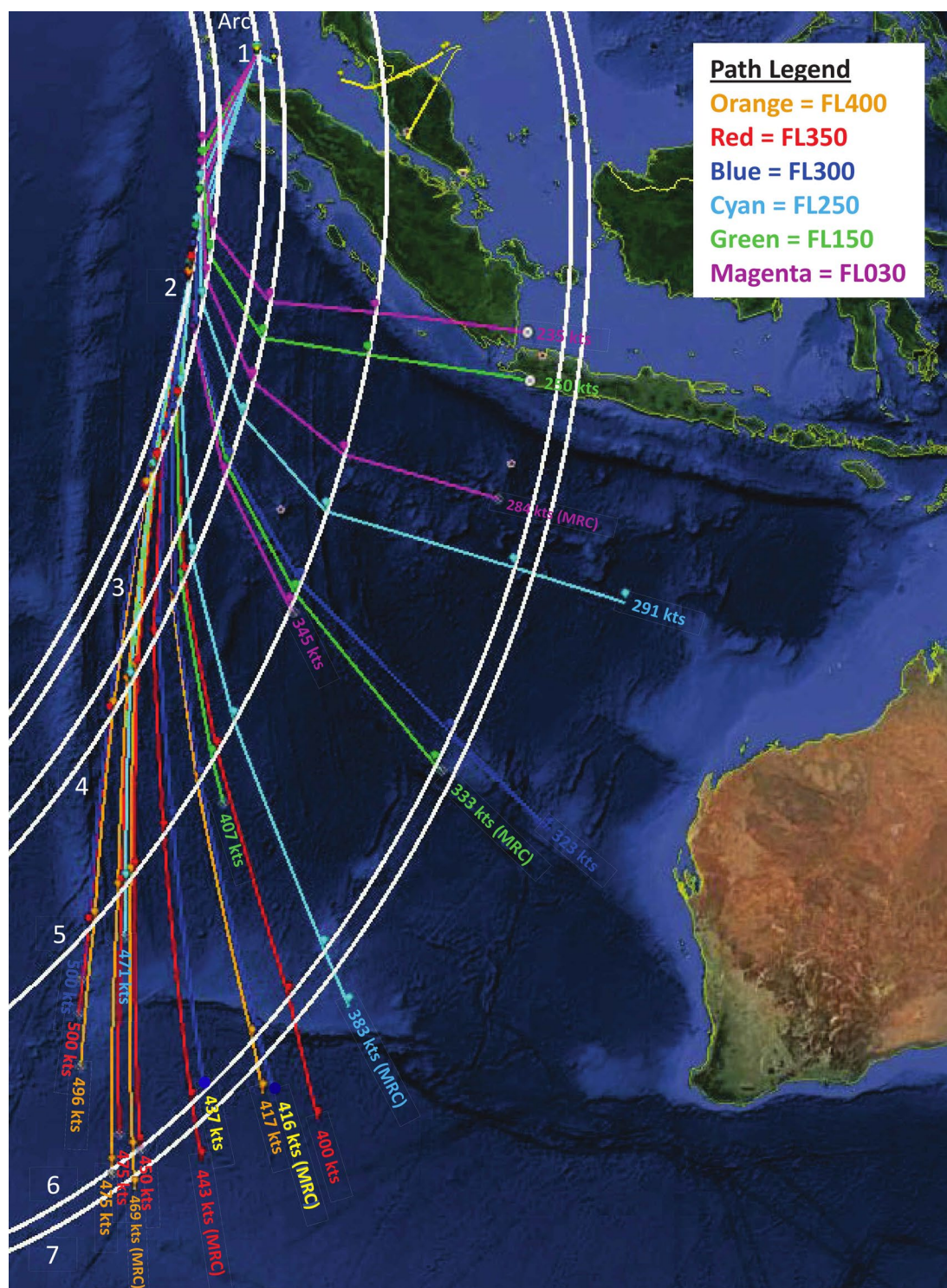


Figure 55 : Possibles tracés calculés par Boeing (Fig. 3 de [25])

Note: Les valeurs TAS des tracés en bleu ont été coloriées en jaune pour une meilleure lisibilité

La question est donc « comment notre trajectoire se compare-t-elle aux tracés bleus de la Figure 55 ? »

Notre trajectoire est au niveau constant FL300, sa vitesse propre moyenne est TAS=431 kt pour une température ISA du jour (ISA+12) et la distance parcourue depuis 18h28:06 (Arc1-Boeing) est de 2522 nautiques. Nous nous intéresserons donc uniquement aux données de Boeing pour ce niveau de vol-ci.

Dans la Table 18 une ligne a été insérée pour une vitesse propre TAS=431kt en complétant les cases du temps et de la distance franchissable au moyen de calculs identiques à ceux de Boeing (en rouge dans la table).

Table 18: Distances franchissables pour les tracés à FL300 incluant notre trajectoire

Niveau de vol	Vitesse air (kt)	Mach (ISA standard) (*=MRC)	Temps (heures)	Distance Franchissable (Nm)
FL300	500	0.848	4.5	2270
FL300	437	0.742	5.7	2523
FL300	431	0.706 (ISA + 12)	5.9	2544
FL300	416	0.706*	6.1	2552
FL300	323	0.548	6.8	2181

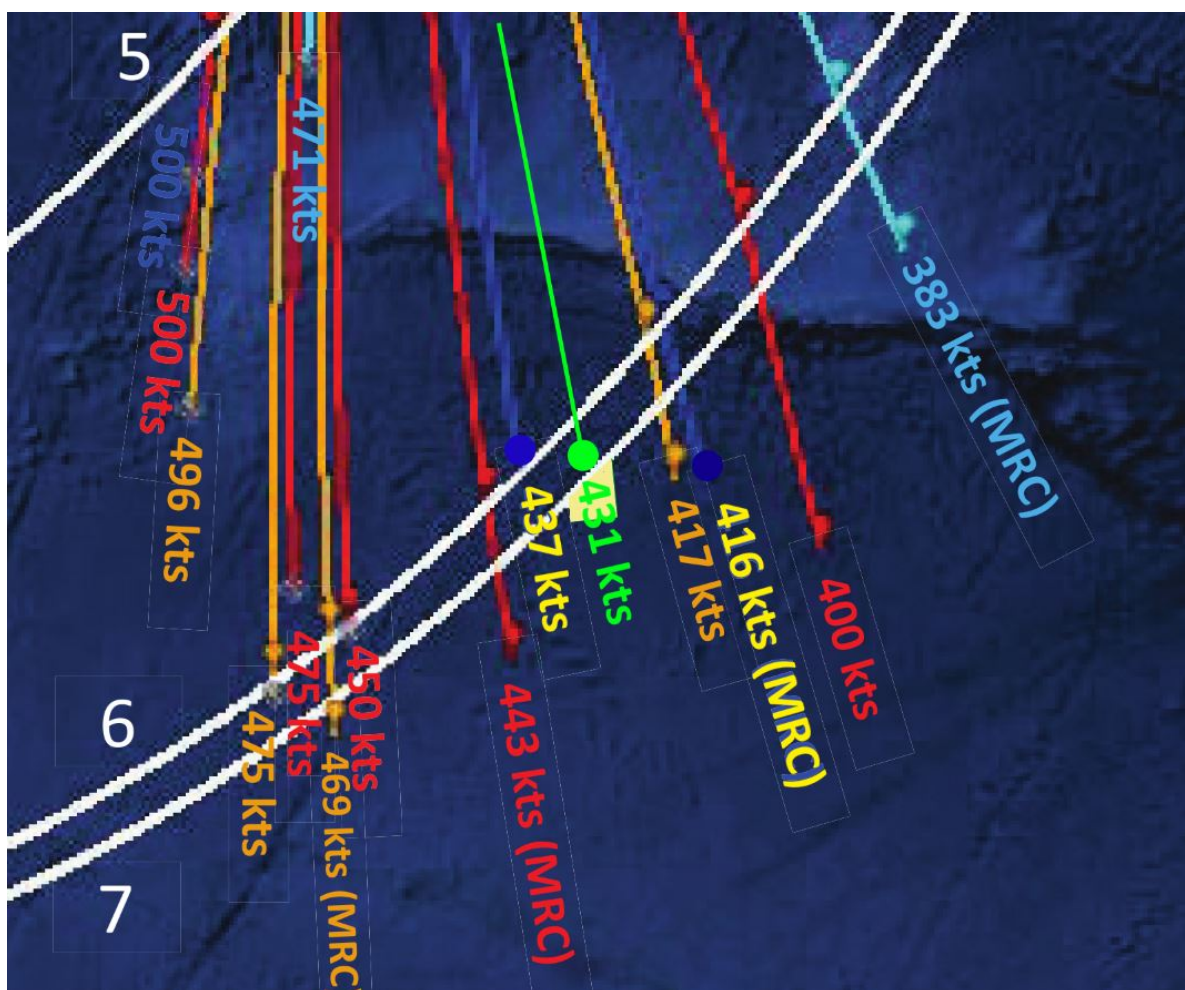


Figure 56: Distance franchissable de notre trajectoire (en vert) comparée aux tracés possibles de Boeing au FL300 (bleus)

Par interpolation de la distance et du temps dans la Table 18 et en utilisant la température ISA du jour, (en moyenne ISA+12°), notre trajectoire devrait couvrir la valeur interpolée de 2544 Nm pour une durée de 5.825 heure à partir de 18h28:06 UTC.

Mais, notre trajectoire affiche une différence de distance franchissable de 22 nautiques en moins. Cette réduction est très probablement due à la trainée provoquée par la RAT qui était déployée conduisant aussi à une surconsommation de kérosène. A partir de l'ARC1-Boeing à 18h28:06 UTC, nous avons estimé qu'environ ~300kg de fuel ont été consommés en plus représentant ~ 0.9% du fuel total utilisé pour ce leg vers le sud.

La Figure 57 montre une configuration où la RAT est déployée et où l'on comprend clairement pourquoi la turbine et sa trappe produisent une surconsommation de fuel.



Figure 57: La Ram Air Turbine (RAT) et sa trappe ont été déployées

8 Annexe 1 : Variante 2 de la fin du vol

A 00h19:29 UTC le 8 mars 2014, l’Arc 7 existe parce que le SATCOM de l’avion a envoyé un paquet de données demandant une connexion au réseau satellite Inmarsat. Ceci a produit les données BTO/BFO de l’Arc7. Dans les quelques secondes qui ont suivi, la procédure de connexion s’est déroulée normalement avec l’envoi de données attendu en réponse venant du SATCOM à 00h19:38 UTC, mais produisant un BFO mesuré surprenant de -2Hz.

Cette valeur de BFO est à comparer avec la précédente égale à 182Hz. Le professeur Holland [12] l’a analysée et a considéré qu’en 9 secondes, l’avion aurait pu accélérer à cause d’un piqué qui aurait augmenté sa vitesse verticale de -4000fpm à -14500fpm. Par la suite, de nombreuses études ont conclu que l’avion était soit en chute libre, soit en piqué vertical à grande vitesse et s’est écrasé dans l’eau... à l’Arc 7 ou à proximité.

Si l’on considère une présence humaine dans le cockpit, il y a une autre possibilité qui est envisagée ici et esquissée à la Figure 58. Le petit nombre de débris retrouvés et leur type ont permis de conclure que l’avion ne s’est pas écrasé violemment dans l’eau à grande vitesse. Sinon, ce serait comme s’écraser contre un mur de béton en répandant des milliers de morceaux aux alentours. A notre avis, il est parfaitement possible qu’après le début de la plongée – volontaire ou involontaire – le pilote ait rétabli très rapidement la situation de l’avion. La coupure volontaire du dernier moteur en marche (celui de gauche) et la gestion des événements ultérieurs dans le cockpit auraient pu déclencher cette plongée temporaire. Par exemple, les calculs montrent que si l’avion avait plongé pendant 10 secondes peu avant l’Arc 7, la manœuvre de récupération esquissée à la Figure 58 aurait duré ~50 secondes environ pour une distance de vol de 6 nautiques. Il s’en serait suivi une descente similaire aux options décrites dans la variante 1 et rappelées sur la Figure 59.

La différence notable entre la fin du vol des variantes 1 et 2 est l’estimation des distances minimales et maximales parcourues par l’avion. La distance minimale dans la variante 1 serait de ~45Nm tandis que la distance maximale serait de ~67 Nm. Elles deviendraient ~42 Nm et ~59 Nm respectivement dans la variante 2, comme indiqué à la Figure 59.

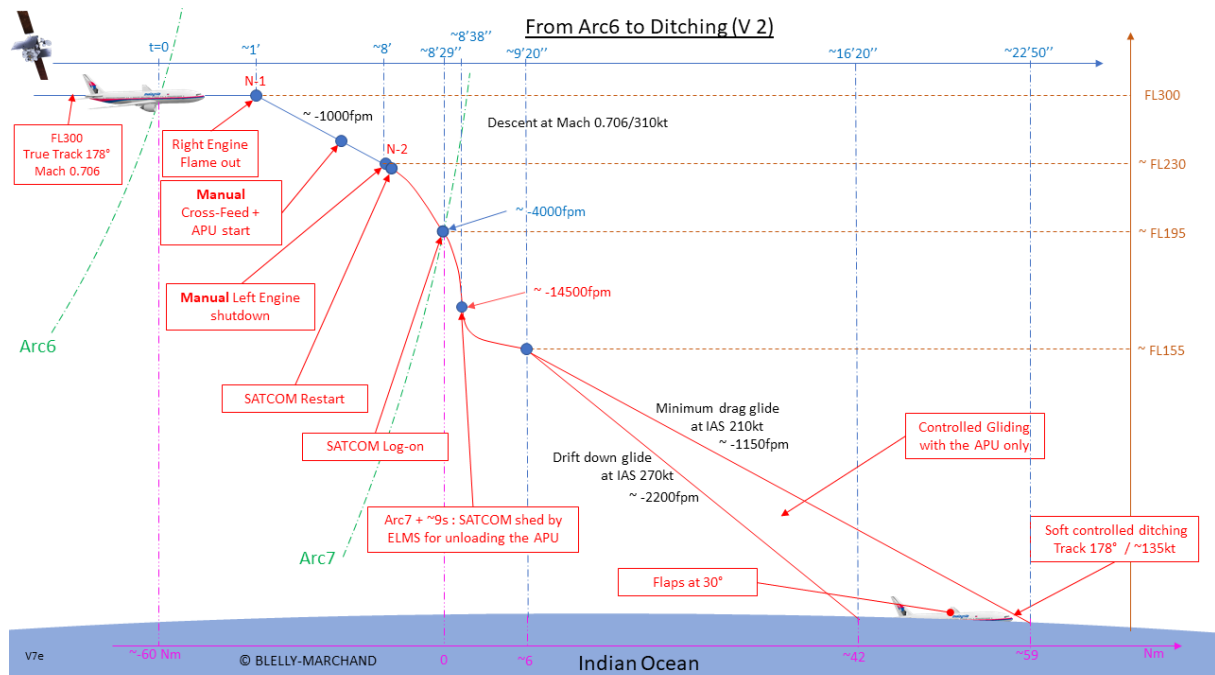


Figure 58: Variante 2 de la fin de vol incluant une plongée suivie d'une récupération rapide (Blelly/Marchand)

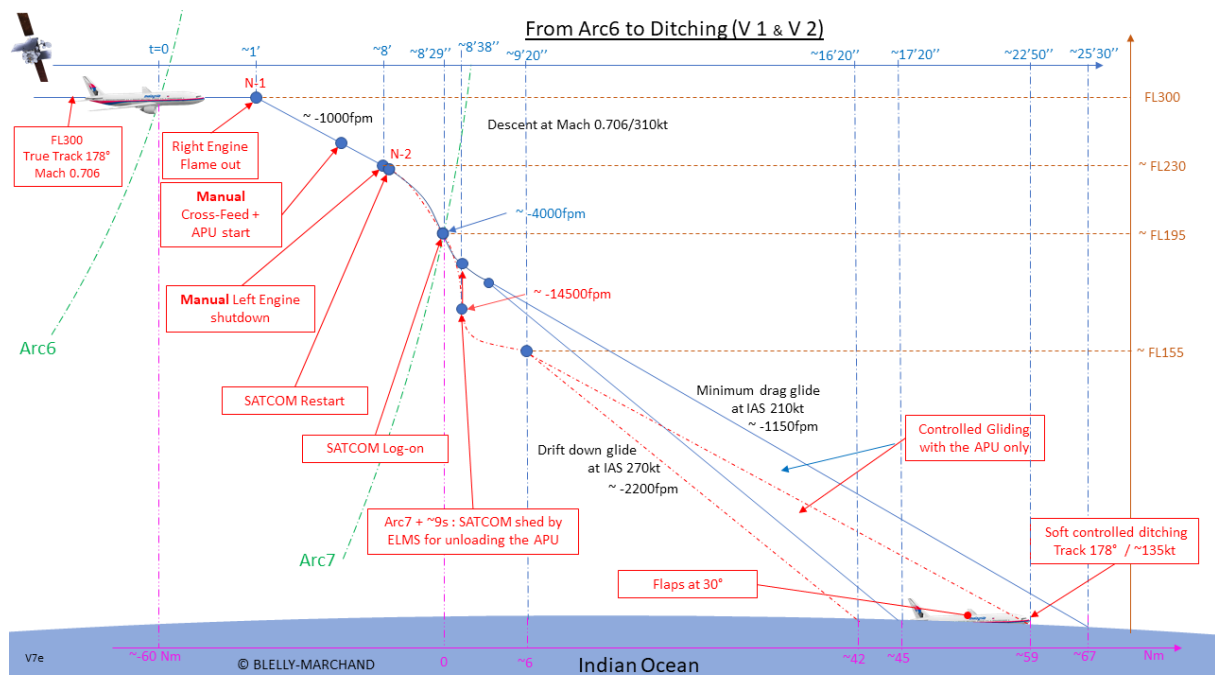


Figure 59: Résumé du scénario de fin de vol (variantes 1 et 2)

9 Références

- [1] "MH370 La contre-enquête d'un pilote » par le capitaine P. Blelly – Ed. J-P. Otelli – 23^{février} 2022
- [2] Safety Investigation Report, The Malaysian ICAO Annex 13 Safety Investigation Team for MH370, 02 July 2018
- [3] The Search for MH370, Inmarsat, C. Ashton, A. Shuster Bruce, G. Colledge & M. Dickinson, Journal of Navigation, (2015) 68 1-22
- [4] MH370 - Definition of Underwater Search Areas, ATSB Transport Safety Report, 26 juin 2014, mis à jour le 18 août 2014
- [5] Malaysian Safety Investigation Report MH370 (9M-MRO) 2018, Appendix-1.6E-Boeing Performance-Analysis- Malaysian Airlines 777(9M-MRO) Missing Occurrence – 08 March 2014
- [6] <https://mh370.radiantphysics.com/2019/04/03/insights-from-new-mh370-tracking-data/> IG-D. Thompson-V. Iannello
- [7] Données météorologiques disponibles à l'adresse <https://earth.nullschool.net/#2014/03/07/1800Z/wind/isobaric/250hPa/equirectangular=-258.68,5.62,3000/loc=95.965,6.770>
- [8] Données radar d'approche civile à Khota Bau et Penang, V. Iannello <https://mh370.radiantphysics.com/2018/04/11/the-civilian-radar-data-for-mh370/>
- [9] MH370 SDU OCXO Transient analysis, B. Ulich, 07 janv. 2018
- [10] The final resting place of MH 370, Bobby Ulich, Richard Godfrey, Victor Iannello & Andrew Banks, 7th Mar 2020
- [11] 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
- [12] 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 janv. 2018
- [13] The search for MH370 and Ocean surface drift – Part III, D. Griffin, P. Oke, Rep EP174155, 26 June 2017
- [14] MH370 – L'impossible disparition, documentaire vidéo, RMCStory TV Channel, Simon Viguié, nov. 2022
- [15] Malaysian Safety Investigation Report MH370 (9M-MRO) 2018, Appendix 1.9A ACARS Traffic log – 08 March 2014
- [16] ICAO International Standards and recommended Practices Annex 15 to the Convention of international Civil Aviation : Aeronautical Information Services

- [17] MH370 – IGARI-MEKAR: the leg flown with the sole power of the RAT - Jean-Luc Marchand, CAPTION, in cooperation with Captain Blelly , Version 1.3 - updated 2nd March 2022
- [18] Carte ENROUTE – Espace aérien malaisien, 2017
- [19] Factual information – MH370 Safety Investigation, The Malaysian ICAO Annex 13 Safety Investigation Team for MH370, 08 March 2015
- [20] Manuel d’exploitation de l’équipage de conduite FCOM 1 et 2. Tableau des « performances en vol » du Boeing 777-200 ER avec moteurs Trent 892, PMDG et compagnies aériennes
- [21] Comparison of Civil and Military Radar Tracks for MH370 (and its update with ADS-B), Steve Kent, sk999, 22nd Apr. 2018
- [22] Some observations on the Radar data for MH370, V. Iannello, 18th, Aug. 2015
- [23] Deriving MH370 Altitude and Speed Profiles from the January 2019 KB Civil PSR Data, Michael L. Exner, 13th March 2019
- [24] skybrary.aero (for general aeronautics definitions)
- [25] Boeing Performance Analysis, Appendix-1.6E-Aircraft-Performance-Analysis-MH370-(9M-MRO)
- [26] Analysis of the geometry of the radar data at Kota Bharu and at Penang Island, Jean-Luc Marchand, Patrick Blelly, March 2023

10 Abréviations et index

A/P	Pilote automatique Aircraft Communication,	
ACARS	Addressing and Reporting System Air Défense Identification	Système de communication par lien digital entre le sol et le bord pour la transmission de messages m for the transmission of messages digitaux. Zone d'identification de défense nationale où les autorités militaires demandent que des règles spécifiques soient respectées avant l'entrée.
ADIZ	Zone	Système de surveillance-diffusion de dépendance Automatique dans lequel les aéronefs diffusent leur situation de navigation actuelle, ce qui permet à l'ATC et aux autres usagers de l'espace aérien d'être au courant de la situation actuelle de leur environnement.
ADS-B	Automatic Dependent Surveillance – Broadcast Automatic Identification System	Système automatique VHF de surveillance des navires (principe similaire à l'ADS-B de l'aéronautique)
AIS		Groupe auxiliaire de puissance. Turbine située dans la queue de l'appareil pouvant fournir de l'énergie électrique et pneumatique
APU	Auxiliary Power Unit	Autorité en charge du contrôle du trafic aérien dans un volume d'espace aérien désigné.
ATC	Air traffic control	
ATHR	autothrottle	Système automatique de maintien de vitesse
ATSB	Air Transport Safety Board	Département australien chargé de l'enquête sur les questions de sécurité dans le transport aérien australien.
BFO	Burst Frequency Offset	Le BFO est une mesure de la différence de fréquence entre le signal reçu à terre et une fréquence nominale. Elle est influencée par l'effet Doppler venant de la vitesse relative entre l'avion et le satellite.
BTO	Burst Time Offset	Le BTO est une mesure du temps d'attente d'une transmission par rapport au début du créneau horaire qui lui est alloué. Cela représente principalement le délai entre le temps où elle est attendue et quand elle arrive, donc c'est une mesure double de la distance de l'avion au satellite.
Data link reset		Reset du system de données d'identification du vol
DME	Distance Measuring Equipment	Systèmes de radionavigation donnant au pilote une distance par rapport a une balise de radionavigation).
ELMS	Electrical Load Management System	Système de gestion et de protection de la charge électrique s'assurant que la puissance électrique est disponible pour les systèmes critiques et les équipements essentiels.
FCOM	Flight Crew Operating Manual	Document fournissant le guide du fabricant de l'avion pour utiliser les systèmes embarqués
FIR	Flight Information Region	Le monde a été découpé en un ensemble de zones géographiques appelées Région d'information de vol. Chaque zone est appelée FIR dans laquelle le contrôle de la circulation aérienne est sous la responsabilité d'une seule autorité.
FL	Flight Level	Définition standard de l'altitude lorsqu'un avion est au-dessus du niveau de transition avec l'altimètre réglé sur 1013hp.

FMC	Flight Management Computer	Sorte d'ordinateur de bord
FMT	Final Major Turn	Dernier virage Majeur. Nom donné au virage de contournement de Sumatra),
FsX	MS Flight Simulator X	Logiciel de simulation PC de Microsoft Corp. Version 10.
GDAS	Global Data Assimilation System	Données météorologiques combinées et fournies par les institutions météorologiques officielles américaines. Dans cette étude, des données de mesure a posteriori sont utilisées et sont appelées données météorologiques « réelles ».
IAS	Indicated Air Speed	Vitesse indiquée
IFE	In Flight Entertainment Instrument	System embarqué offrant aux passagers l'environnement de divertissement multimédia avec télécommunications ainsi que le confort dans la cabine
IFR	Flight Rules	Règles de vol aux instruments
IG	Independent Group	Groupe indépendant d'experts qui s'est séparé de l'ATSB en raison d'opinions divergentes sur l'endroit où chercher l'épave et qui sont très actifs dans l'étude de ce cas.
ISA	International Standard Atmosphere	Cette norme est la base de la construction des cartes atmosphériques de référence utilisées en aéronautique. Elle considère toujours que la température du niveau de la mer est de 15°C.
kt	noeud	La vitesse est égale à 1 nautique par heure
LNAV	Lateral Navigation	Fonction de navigation sous pilote automatique avec une précision donnée
LRC	Long Range Cruise	Vitesse d'utilisation normale économique d'un avion de ligne. C'est le mode du FMS qui permet à l'avion de voler une portée légèrement plus courte que le MRC maximum de manière plus économique.
LSTPR	LaST Report Point	Point de navigation virtuel défini à l'endroit où le dernier écho a été reçu par le radar de Butterworth
Mach		Vitesse d'un avion par rapport à la célérité du son utilisée essentiellement au-dessus du niveau de vol 300)
MCDU	Multi-function Control Display Unit	Sorte de terminal permettant d'entrer et consulter les informations du FMC
MCP	Mode Control Panel	Tableau de commande du pilote automatique. Panneau de configuration du mode pour ajuster les paramètres de: vitesse, altitude, taux de montée / descente, A / P, etc.
MFD	Multi fonction Display	Écran multifonction de commande de certains systèmes.
MRC	Maximum Range Cruise.	Mode du FMS qui fait voler l'avion avec le plus long rayon d'action (autonomie maximale de l'avion). Parfois, il est appelé aussi le mode avec l'indice de coût = 0
ND	Navigation Display	Écran de contrôle de suivi de navigation
Nm	Nautique	Distance d'un mille marin de 1852m
OCXO	Oscillator Cristal Oven	Four maintenant stable la température du cristal utilisé pour générer des fréquences stables pour le SATCOM
PFD	Primary Flight Display	Écran principal de pilotage

PIC	Personne aux Commandes	Terme usuel désignant la personne qui pilote actuellement l'aéronef et qui en a le plein contrôle. Habituellement le Commandant de bord)
Prepar3D		Logiciel PC de simulation de Lockheed-Martin.
PSR	Primary Surveillance Radar	Radar qui envoie des pings et écoute les échos en retour provenant des avions. Cela se traduit par un spot sur l'écran radar du contrôleur (pas
PSR	Primary Surveillance Radar	Radar qui envoie des pings et écoute les échos. Cela se traduit par un spot sur l'écran radar du contrôleur (pas d'échange d'information avec les avions)
QNH	Geographic Altitude Indication	Pression barométrique corrigée des erreurs instrumentales, de température et de gravité et ramenée au niveau moyen de la mer
R&R	Rolls-Royce	Fabricant de moteurs MH370
RAT	Ram Air Turbine	Petite hélice rétractable située sous le fuselage de l'avion
SDU	Satellite Data Unit	Systèmes de communication satellite à bord
SSR	Secondary Surveillance Radar	Radar secondaire de surveillance. Système qui interroge l'avion pour recueillir ses paramètres de navigation actuels. L'avion répond grâce à son transpondeur Mode-S.
TAS	True Air Speed	Vitesse réelle de l'avion par rapport à l'air ambiant
true route	/cap vrai	Fonction faisant abstraction de la déclinaison magnétique.
UTC	Temps universel coordonné	Heure de Greenwich (Royaume Uni) prise comme référence universelle.
VOR	VHF Omni Range	Système ancien de navigation radio électrique