

### 1.12.2. Pilote

- Dernier examen médical :
  - type : visite révisionnelle au CPEMPN du 11 septembre 2018
  - résultat : apte pilote de chasse jusqu'au 30 septembre 2019
- Examens biologiques : effectués
- Blessures : mortelles

### 1.13. Incendie

Sur le lieu du point d'impact, certains arbres sont brûlés du côté de l'axe d'arrivée du Mirage 2000D. De plus, des témoins ont vu une boule de feu s'élever dans le ciel. Néanmoins, la majeure partie des débris est retrouvée non brûlée.

### 1.14. Questions relatives aux opérations de secours

#### 1.14.1. Déclenchement de l'alerte

L'alerte est déclenchée à 10h59 par le chef contrôleur du centre de détection et de contrôle (CDC) 05.942 de Lyon-Mont Verdun. Il contacte pour cela le centre de coordination de sauvetage (CCS)<sup>16</sup> de Lyon afin de lui notifier la perte de contact avec Coca 27.

La phase d'urgence INCERFA<sup>17</sup> est déclenchée à 11h07.

Après confirmation par l'approche d'Avord que Coca 27 n'a pas fait l'objet d'une prise en compte radar pour un retour vers Luxeuil, l'ARCC déclenche une opération de *search and rescue* (SAR) à 11h26, en accord avec la haute autorité de défense aérienne (HADA). La phase d'urgence DETRESFA<sup>18</sup> est déclenchée à 11h50.

En parallèle et suite à l'exploitation des restitutions radar, le CCS contacte les préfectures du Jura et du Doubs à 12h39 pour demander une opération de sauvetage aéroterrestre (SATER) dans les deux départements.

#### 1.14.2. Organisation des secours

L'opération SAR dure 48 heures, jusqu'au 11 janvier au matin. Les recherches aériennes et terrestres sont toutefois suspendues le soir du 1<sup>er</sup> jour en raison de la tombée de la nuit et des mauvaises conditions météorologiques.

Le CCS mobilise 7 hélicoptères qui se relaient sur site. Le premier aéronef arrive le 1<sup>er</sup> jour à 12h20.

---

<sup>16</sup> Le CCS (en anglais ARCC pour *aeronautical rescue coordination center*) est basé à Lyon-Mont Verdun et est chargé d'assurer la coordination des moyens aériens de recherche et de sauvetage.

<sup>17</sup> La phase d'urgence INCERFA correspond à une situation où il y a lieu de douter de la sécurité d'un aéronef et des personnes à bord.

<sup>18</sup> La phase d'urgence DETRESFA correspond à une situation où il y a tout lieu de penser qu'un aéronef est menacé d'un danger grave et imminent et a besoin d'un secours immédiat.

Les préfetures du Jura et du Doubs mobilisent de nombreux services de l'État, dont la gendarmerie départementale, des unités de gendarmerie mobiles ainsi que les deux services départementaux d'incendie et de secours (SDIS). Des associations sont également mobilisées. Un poste de commandement opérationnel (PCO), en charge de conduire les recherches terrestres dans le cadre du plan SATER, est installé dans la salle du conseil de la mairie de Mignovillard. La zone de crash étant confirmée dans le Jura, la préfecture du Doubs est désengagée le soir du 1<sup>er</sup> jour.

Les recherches prennent fin le deuxième jour à 17h45 pour la partie aérienne et à 22h48 pour la partie terrestre.

Le deuxième jour, un manque de coordination a affaibli les remontées d'informations quant à l'avancée de l'opération SATER vers le CCS, rendant difficile la conduite de l'opération par ce dernier.

L'opération SAR est clôturée le 11 janvier 2019 à 11h49 après que tous les moyens aériens déployés se sont posés sur leur base mère.

Les éléments retrouvés sur le site confirment qu'il n'y a pas eu d'éjection de l'équipage.

La présence d'un parachute dans l'arbre est due à la dislocation de l'appareil à l'impact et non à une éjection effective.

### **1.15. Essais et recherches**

Les éléments ci-dessous ont été expertisés :

- des instruments de bord et le carburant par DGA EP ;
- des éléments du moteur par l'AIA de Bordeaux ;
- des éléments de la cellule par DGA TA ;
- des éléments des sièges éjectables par DGA EV ;
- les données météorologiques par Météo-France ;
- les données radar par l'EIUOT 67.430.

### **1.16. Renseignements sur les organismes**

L'équipage et l'avion appartiennent à la troisième escadre de chasse (3<sup>e</sup> EC), implantée sur la base aérienne 133 de Nancy-Ochey. Cette escadre comprend trois escadrons de chasse, un escadron de transformation des équipages Mirage 2000D (ETD) et un ESTA. Cette escadre est la seule à être équipée de Mirage 2000D. Ses missions principales sont le bombardement, l'appui des troupes au sol et l'assaut tout temps en SDT. Le Mirage 2000D peut tirer de nombreuses bombes conventionnelles ou guidées ainsi que le missile de croisière SCALP.

Dans le cadre de l'opération Barkhane, la troisième escadre déploie des Mirage 2000D et du personnel à N'Djamena au Tchad, et à Niamey au Niger. Le personnel participe ainsi régulièrement à ces OPEX.

## 1.17. Renseignements supplémentaires

### 1.17.1. Suivi de terrain

Afin de réaliser des missions de pénétration très basse altitude, les équipages de Mirage 2000D utilisent le SDT. Pour cela, le radar Antilope de l'avion scanne le terrain situé devant lui et présente les informations d'échos de sol aux équipages sur une coupe verticale au travers de la VTB.

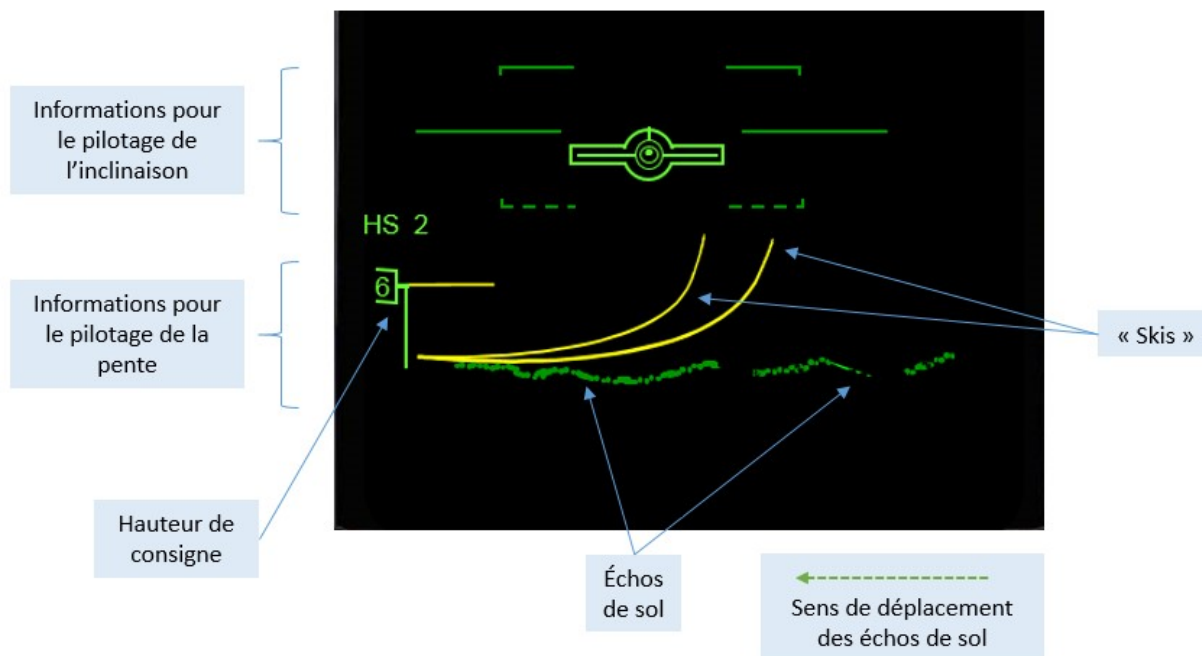


Figure 13 : schématisation de la VTB en SDT auto radar

Le pilote sélectionne une hauteur de consigne en centaine de pieds qui correspond à celle à laquelle il veut évoluer au-dessus du sol. Selon le mode de pilotage choisi, le pilote surveille ou gère sa hauteur en faisant en sorte que les échos de sol glissent en-dessous des courbes jaunes, appelées communément les « skis ». Cela garantit de maintenir la hauteur de consigne. Le pilote peut également rajouter aux informations du radar des données issues d'un fichier contenant une numérisation du sol. Ces données ne prenant pas en compte les obstacles, le pilote doit alors rajouter une hauteur de structure à sa hauteur de consigne.

D'autre part, le pilotage de l'avion peut être réalisé en automatique, à l'aide du pilote automatique (PA) ou en manuel mais de façon temporaire. En pilotage manuel, le PA est désactivé par pression sur une gâchette située sur le manche du pilote. Ce dernier doit alors interpréter les informations présentées en VTB et définir lui-même la trajectoire de l'avion. Le pilotage de la pente se fait grâce aux « skis », celui de l'inclinaison au moyen des consignes présentées en milieu de VTB.

Ainsi, en SDT, les équipages disposent de plusieurs modes, dont :

- **auto radar** : pilotage automatique en prenant pour référence les informations du radar ;
- **auto fichier** : pilotage automatique en prenant pour référence les informations du fichier ; Le pilote rajoute alors une hauteur de structure définie à partir de la hauteur des obstacles présents autour de la trajectoire. Ce mode inhibe le dégagement automatique de l'avion (cf. § 1.17.2) ;
- **TBA** : pilotage manuel en prenant pour référence les informations du radar.

Le répertoire d'emploi de l'aviation de chasse (REAC) précise que le SDT auto radar est le mode préférentiel quand il est possible en espace aérien réservé. Le mode TBA ne peut être que temporaire car il requiert d'importantes ressources cognitives. Dans ce mode, le navigateur doit se trouver dans la même visualisation en VTB que le pilote et doit surveiller le pilotage.

#### 1.17.2. Procédure de « dégagement » en SDT

Afin d'éviter une collision imminente avec le sol en SDT, une procédure d'urgence appelée « dégagement » existe. Elle est réalisée automatiquement en cas de vol en mode automatique ou manuellement en se rapprochant autant que possible du mode automatique en cas de vol en mode TBA.

La procédure de « dégagement » d'urgence en automatique comprend les phases suivantes :

- remise à plat des ailes puis un cabrer à quelques g pendant plusieurs secondes par le PA ;
- annonce « plein gaz sec (PGS) » suivie de la valeur de l'altitude de sécurité<sup>19</sup> par le NOSA ;
- annonce « je passe à la boule » et affichage PGS par le pilote ;
- à l'issue et au retentissement d'une alarme sonore appelée « dong », reprise des commandes par le pilote ;
- passant l'altitude de sécurité, passage trois quart dos pour interrompre la montée et redescendre vers l'altitude de sécurité avec une pente maximale de -10° ;
- annonce « on prend le cap xxx° » par le NOSA ;
- stabilisation à l'altitude de sécurité, prise de cap et traitement de l'incident ;
- en cas de bon fonctionnement du système, reprise du SDT.

La procédure de « dégagement » en manuel est identique mais elle est initiée et pilotée par le pilote.

---

<sup>19</sup> Altitude de sécurité : altitude calculée permettant de s'affranchir des obstacles sur la trajectoire prévue.

## 2. ANALYSE

L'analyse qui suit est structurée en quatre parties. La première partie présente les résultats des différentes expertises, la deuxième analyse la trajectoire, la troisième synthétise la séquence de l'évènement et la quatrième identifie les causes de l'accident.

### 2.1. Expertises techniques

#### 2.1.1. ESPAR

L'ESPAR a été fortement endommagé pendant l'évènement. Seulement deux modules de mémoire sur les 16 que contenait l'ESPAR ont été retrouvés (cf. § 1.10.1. page 15). Ils sont inexploitable.

Les actions de l'équipage et le comportement de l'avion ont dû être déduits par d'autres voies et ne sont pas connus avec précision.

#### 2.1.2. Enregistrements des radars au sol

Les données issues des différents radars au sol civils et militaires ayant détecté Coca 27 ont été expertisées par l'EIUOT 67.430 de Mont-de-Marsan. La trajectoire de Coca 27 a ainsi pu être reconstituée intégralement, ainsi que celle de Coca 26.

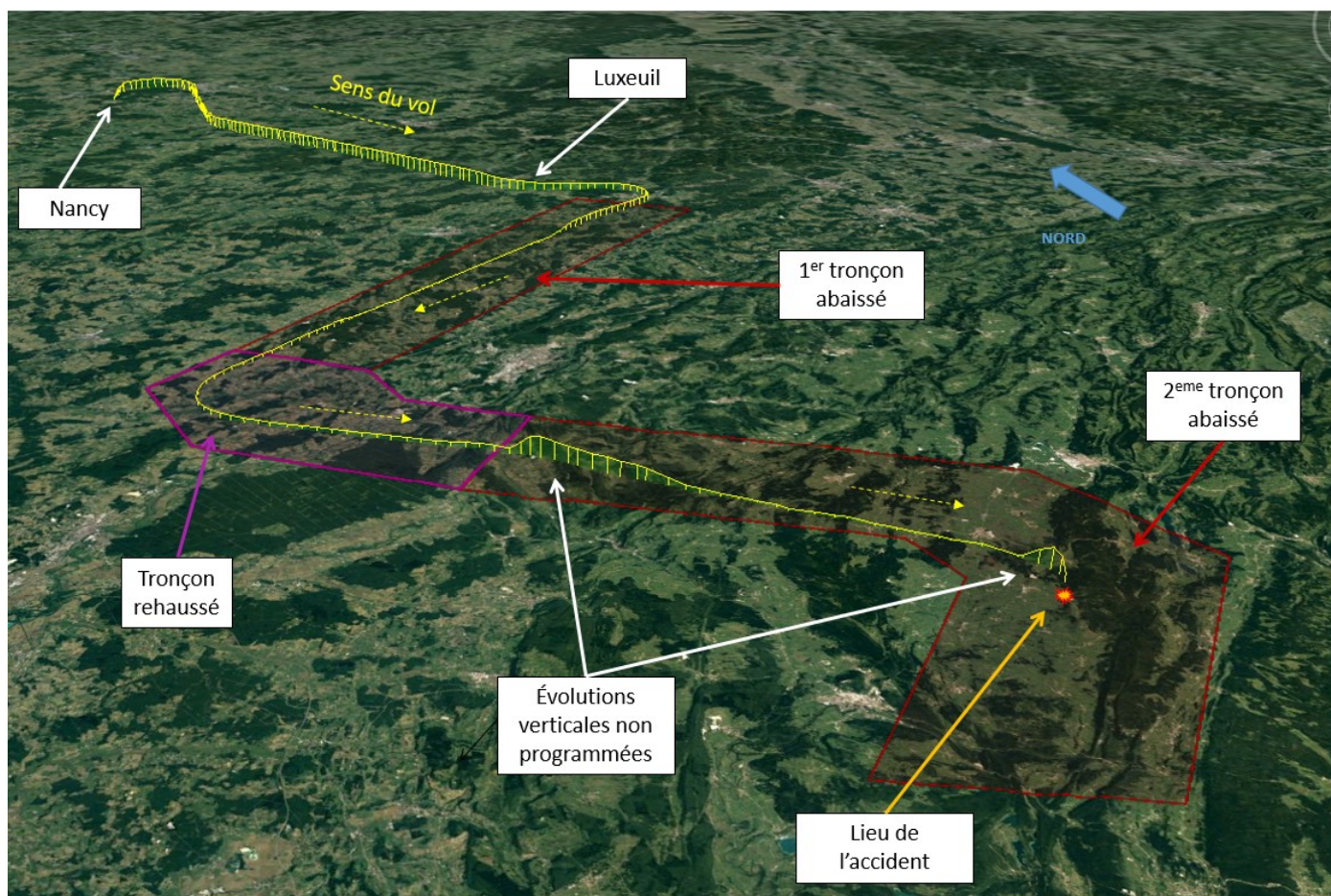


Figure 14 : trajectoire totale de Coca 27

Cette trajectoire est conforme à la préparation de mission jusqu'à la fin du tronçon rehaussé. Ensuite, deux évolutions verticales non programmées sont visibles. La seconde se termine par la collision avec le sol.

### 2.1.3. Sièges éjectables

Des éléments des sièges éjectables du pilote et du navigateur ont été retrouvés et expertisés par DGA EV. Cette expertise indique qu'il y a eu tentative d'éjection par le pilote sans que les sièges avant et arrière n'aient eu le temps d'être éjectés.

**Il y a eu tentative d'éjection par le pilote mais la séquence d'éjection a été interrompue par la collision avec le sol.**

### 2.1.4. Moteur et carburant

Le moteur a été expertisé par l'AIA de Bordeaux.

Les différents débris ont été initialement triés par module puis analysés. Aucun élément ne permet de remettre en cause le bon fonctionnement du moteur.

Aucune trace de feu ou de collision volatile n'a été identifiée. Le moteur délivrait une forte puissance, PGS ou proche, comme le suggèrent la position de la manette des gaz (repérée sur le régulateur principal) ainsi que la position fermée des volets de tuyères. Cette position des volets étant obtenue par la pression carburant, le système d'alimentation en carburant était donc en fonctionnement. Les éléments du palier 2 montrent qu'il n'y a pas eu de défaut de lubrification. De plus, il n'y a pas de trace de manque de lubrification sur les organes examinés. L'expertise montre que le moteur a heurté le sol sur son flanc droit (entre 4 et 6 heures vu de l'arrière), avec probablement un léger piquer.



Figure 15 : une partie des débris triés par module

D'autre part, le carburant prélevé dans la citerne ayant servi à faire le plein de l'avion a été analysé par DGA EP. Il correspond à un carburéacteur de type F-34/F-35. Aucune pollution organique n'a été mise en évidence. De même, l'expertise des filtres à carburant de l'avion retrouvés sur le site de l'accident n'a révélé aucune trace de pollution solide du carburant.

**L'hypothèse d'une panne du moteur n'est pas retenue. À l'impact, le moteur était en PGS. Le moteur a heurté le sol sur son flanc droit, en léger piquer.**

#### 2.1.5. Cellule

Certains débris de la cellule de l'avion ont été expertisés par DGA TA. Les résultats indiquent que :

- les becs de bord d'attaque étaient rentrés ;
- les trains d'atterrissage étaient rentrés ;
- les aérofreins étaient rentrés ;
- la gouverne de direction était légèrement orientée à droite ;
- les quatre élevons étaient quasiment en butée à piquer.

Concernant les élevons, le constructeur indique que dans le domaine de vol considéré cette position ne peut pas être due à un mouvement du manche. En revanche, l'impact final de l'avion avec les arbres ou le sol a pu engendrer un comportement inhabituel de la boucle de pilotage du système des commandes de vol, pouvant conduire à une mise en butée des élevons dans un temps très bref.

**Les positions des différents éléments mobiles de l'avion (autres que les élevons) étaient dans une position conforme à l'attendu.  
Les élevons étaient en position quasiment à piquer, probablement à cause de l'impact.**

#### 2.1.6. Instruments de vol et voyants

Plusieurs instruments de vol et voyants ont été retrouvés sur le site et expertisés par DGA EP.

##### 2.1.6.1. Instruments de vol

Seule l'expertise de l'horizon de secours a pu donner des informations. Ce dernier est figé dans une position indiquant une inclinaison vers la droite d'environ 30° et une assiette<sup>20</sup> à piquer de près de 10°. Néanmoins, DGA EP n'a pas pu confirmer ces valeurs par d'autres éléments.

---

<sup>20</sup> L'assiette est l'angle entre l'horizontale et l'axe longitudinal de l'avion.

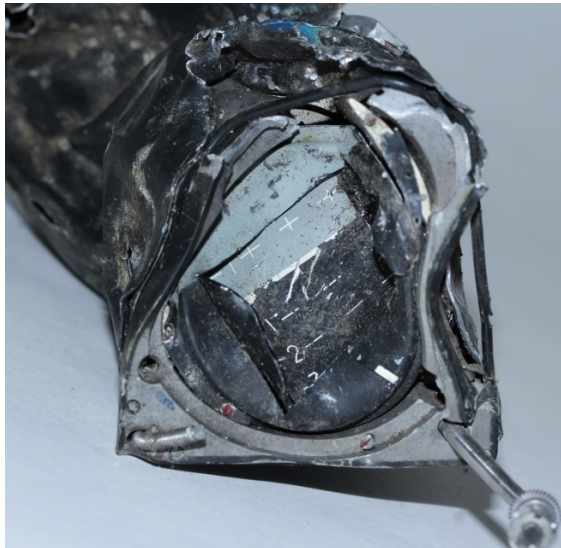


Figure 16 : détail de l'horizon artificiel de secours

La montre de bord de la place arrière a été retrouvée figée à 10h30.



Figure 17 : montre place arrière figée à 10h30

#### 2.1.6.2. Voyants

Les résultats de l'analyse des voyants sont incohérents avec leur logique d'allumage. Les conditions de l'accident ne permettent pas une analyse fiable de ceux-ci.

**Il est probable que l'avion ait heurté le sol avec une inclinaison vers la droite d'environ 30° et une assiette à piquer de près de 10°.  
L'expertise des voyants n'a pas été conclusive.**



### 2.1.7. Étude du site de l'accident

Le Mirage 2000D a coupé net des arbres juste avant l'impact au sol. L'angle entre, d'une part, la trajectoire passant par l'arbre coupé le plus haut et le point d'impact et, d'autre part, l'horizontale est de l'ordre de 30°.

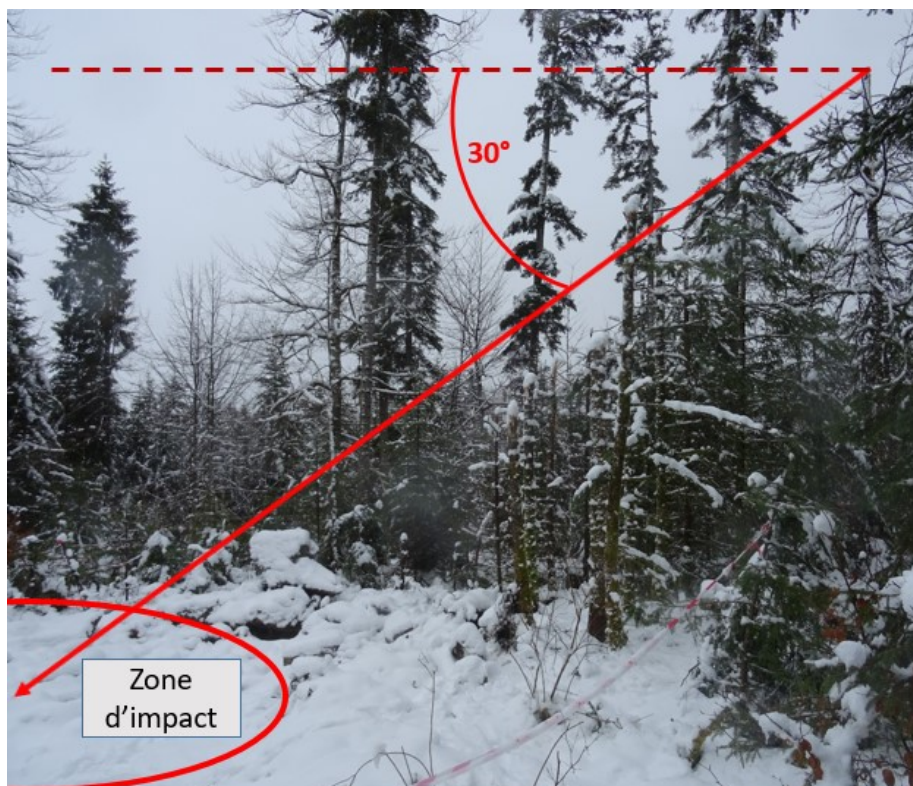


Figure 18 : angle d'arrivée de l'avion

L'avion a heurté le sol avec une pente<sup>21</sup> à piquer de l'ordre de 30°.

## 2.2. Analyse de la trajectoire

En l'absence de tout autre enregistrement, l'enquête s'est principalement appuyée sur l'analyse de la trajectoire radar déterminée par l'expertise. L'équipe d'enquête a cherché à établir les modes de SDT utilisés par Coca 27 ainsi que les causes des deux évolutions verticales non programmées.

Par la suite, DGA EV a reconstitué le vol sur son simulateur Mirage 2000D après programmation de la trajectoire radar de Coca 27. Cette reconstitution a permis de confirmer les hypothèses établies.

### 2.2.1. Correction d'altitude

Les altitudes enregistrées par les radars au sol correspondent à celles envoyées par le transpondeur de l'avion. L'analyse au simulateur a permis de constater que ces altitudes étaient surestimées d'environ 30 mètres.

<sup>21</sup> La pente est l'angle entre l'horizontale et la trajectoire de l'avion.

### 2.2.2. Transit jusqu'au RTBA

L'analyse de la trajectoire radar montre que le vol est conforme à la préparation de mission jusqu'à l'intégration dans le RTBA. Coca 27 décolle à 10h08 et transite en moyenne altitude au niveau de vol 60 jusqu'à Luxeuil. À l'issue du survol de la base aérienne 116 de Luxeuil, Coca 27 manœuvre pour rejoindre le point d'intégration du RTBA.

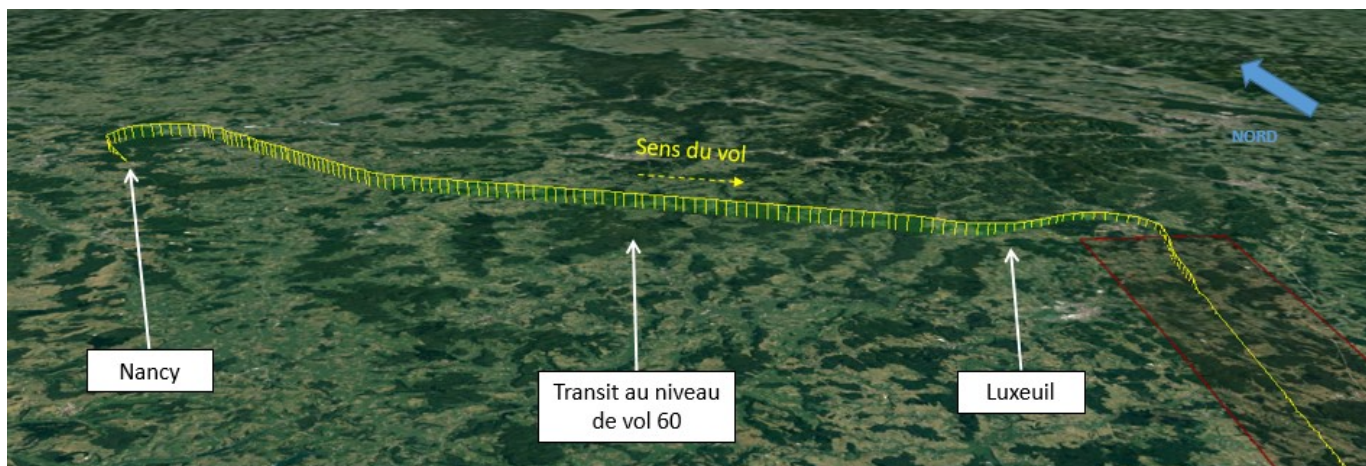


Figure 19 : détail de la trajectoire pendant le transit jusqu'au RTBA

Le vol est conforme à la préparation de mission pendant le transit jusqu'au RTBA.

### 2.2.3. Vol dans le premier tronçon rabaissé du RTBA

L'entrée dans le RTBA a lieu à 10h20 comme programmé.

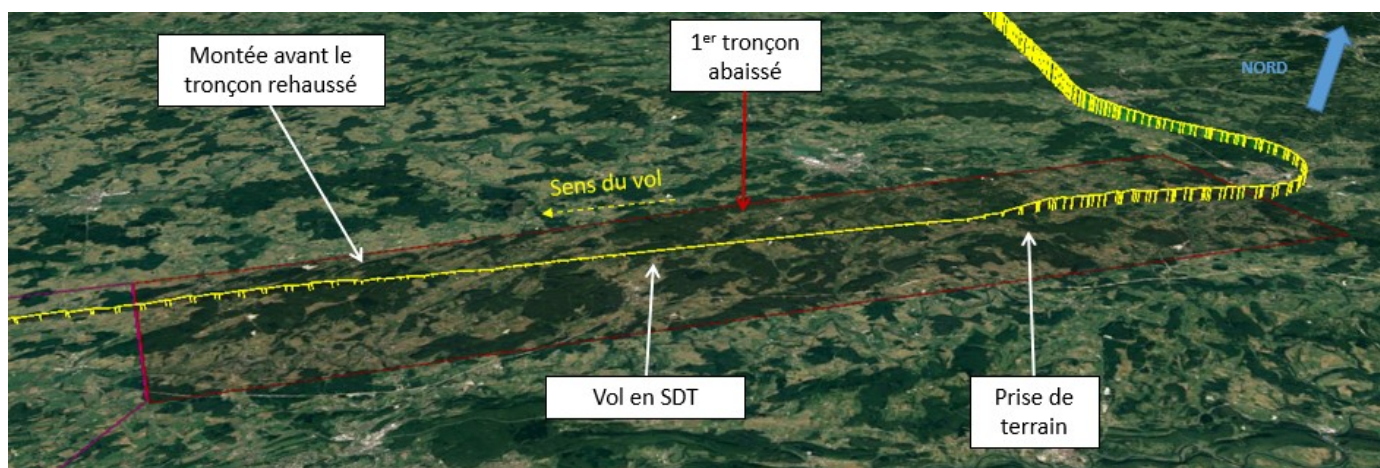


Figure 20 : détail de la trajectoire dans le premier tronçon rabaissé

Une fois dans le RTBA, Coca 27 amorce sa descente en TBA. La trajectoire présente une pente à piquer correspondant à une prise de terrain standard.

Dans cette phase de vol sans manœuvre particulière, les équipages évoluent préférentiellement en mode automatique, conformément au REAC qui précise que « le SDT auto radar est le mode préférentiel quand il est possible ».

La trajectoire de Coca 26 est identique à celle de Coca 27. Ces deux appareils évoluent donc dans le même mode et à la même hauteur de consigne. Or, Coca 26 évolue en mode auto radar avec une hauteur de consigne de 300 pieds. Il en est donc de même pour Coca 27. La reconstitution au simulateur de DGA EV a permis de confirmer cette hypothèse.

En fin de ce premier tronçon, vers 10h23mn30s, Coca 27 remonte à une hauteur de l'ordre de 1 500 pieds afin de rejoindre le tronçon rehaussé dont le plancher est fixé à 800 pieds.

**Dans le premier tronçon abaissé, Coca 27 évolue en mode radar avec une hauteur de consigne de 300 pieds.**

#### 2.2.4. Vol dans le tronçon rehaussé

Dans le tronçon rehaussé, la hauteur minimale de vol est de 800 pieds, la hauteur de consigne est de 1 000 pieds.

À nouveau, les trajectoires de Coca 26 et 27 sont identiques. Ils sont donc dans le même mode. Or Coca 26 évolue dans le tronçon rehaussé en mode auto radar avec une hauteur de consigne de 1 000 pieds. Il en est donc de même pour Coca 27. La reconstitution au simulateur de DGA EV a permis de confirmer cette hypothèse.

Coca 27 initie son virage vers un cap de 130° à 10h24mn39s. Son dernier message d'auto-information, effectué par le navigateur, est enregistré par la bande son de la VTH de Coca 26 aux alentours de 10h25.

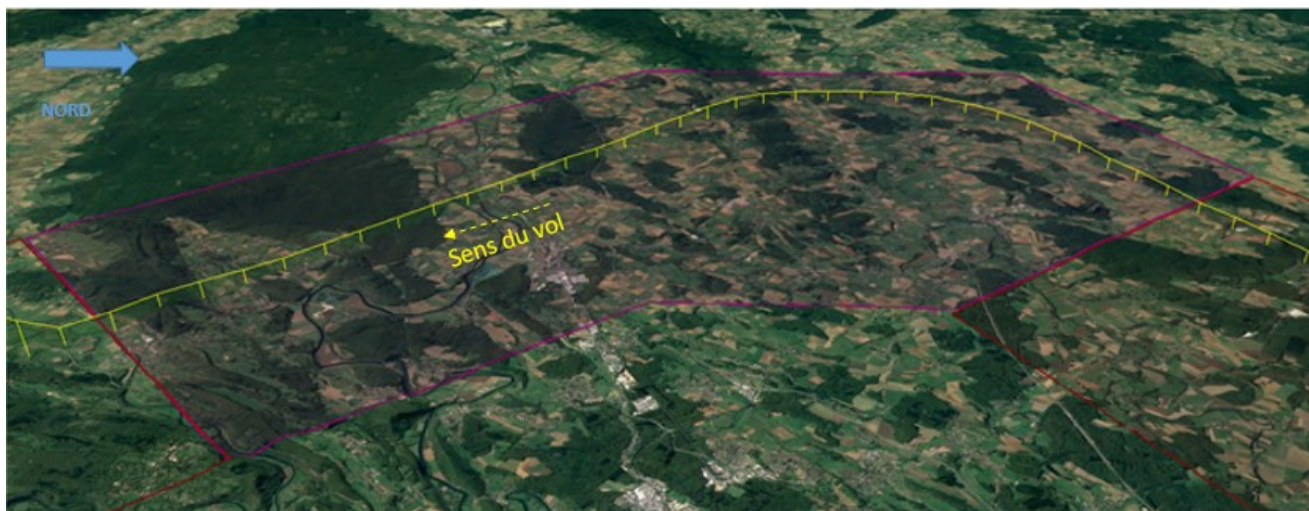


Figure 21 : détail de la trajectoire dans le tronçon rehaussé

**Dans le tronçon rehaussé, Coca 27 évolue en mode auto radar avec une hauteur de consigne de 1 000 pieds.**

## 2.2.5. Première évolution verticale

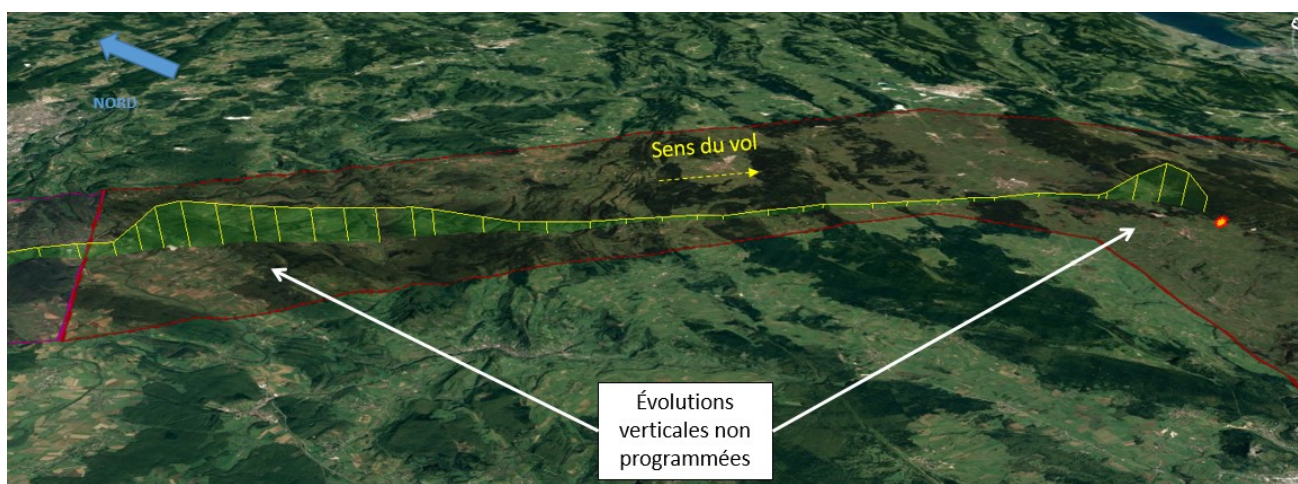


Figure 22 : détail de la trajectoire dans le deuxième tronçon abaissé

À la sortie du tronçon rehaussé et à l'entrée dans le deuxième tronçon abaissé du RTBA, Coca 27 doit redescendre en très basse altitude. Or, à ce moment, à 10h27mn01s, il effectue une forte prise de hauteur. Cette évolution ressemble à un dégagement. En effet, après un cabrer important, Coca 27 monte à une altitude de 6 600 pieds pour redescendre se stabiliser vers 5 800 pieds, ce qui correspond à l'altitude de sécurité dans ce secteur. Puis il reste approximativement à cette altitude pendant environ 30 secondes, probablement pour traiter ce dégagement. À 10h27mn54s, il redescend en très basse altitude, avec une pente descendante correspondant à une prise de terrain standard.

La reconstitution au simulateur de DGA EV a permis de confirmer cette hypothèse.

Un tel dégagement est courant et les équipages y sont préparés. Coca 27 reprend son vol en SDT comme prévu par la procédure.

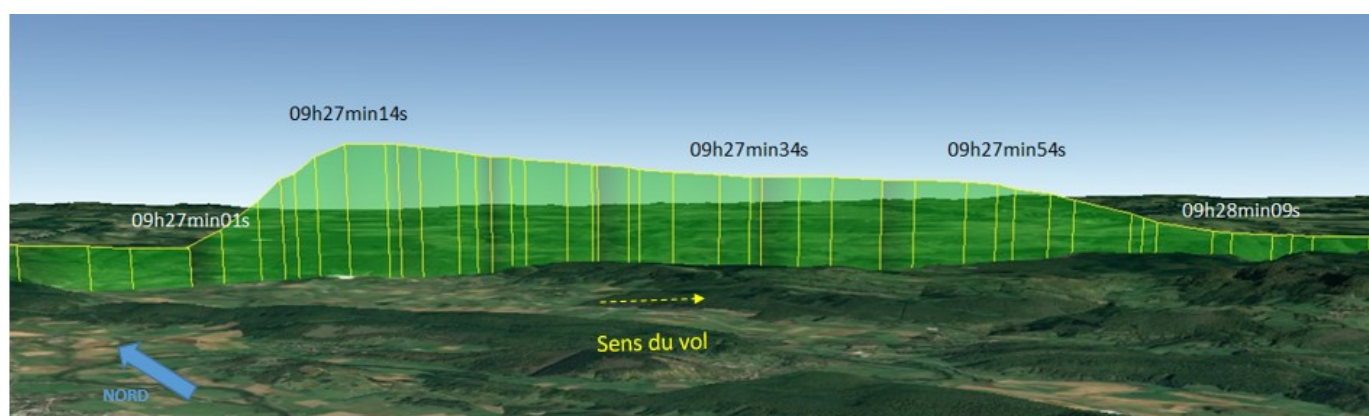


Figure 23 : détail de la trajectoire de la première évolution verticale en UTC

La première évolution verticale correspond à un dégagement.

## 2.2.6. Causes probables du 1<sup>er</sup> décollage

Coca 27 évolue en mode auto radar dans le tronçon rehaussé. Il est donc encore probablement dans ce mode au moment du décollage.

### 2.2.6.1. Test interne du radar

Le radar dispose de tests internes de sécurité susceptibles d'entraîner un décollage automatique. En effet, en cas de doute sur le fonctionnement du radar, il est préférable de rejoindre l'altitude de sécurité. La survenue d'un tel décollage est plus ou moins fréquente selon les avions. Les équipages n'ont pas systématiquement la connaissance exacte des causes des décollages. De plus, il n'y a pas de suivi en retour de vol de ces décollages.

L'hypothèse d'un décollage automatique suite à un test interne du radar est possible.

### 2.2.6.2. Conditions météorologiques

Les conditions météorologiques peuvent perturber le système de SDT du Mirage 2000D et déclencher un décollage automatique.

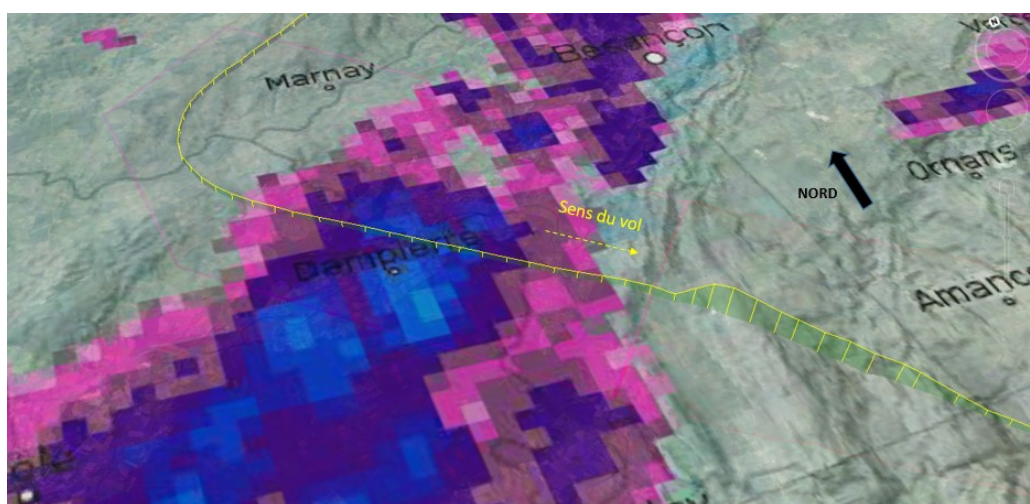


Figure 24 : précipitations au moment du premier décollage

Les images radar indiquent que Coca 27 venait de traverser une zone de précipitations mais qu'au moment du 1<sup>er</sup> décollage, il n'y avait plus de précipitations. Néanmoins, les conditions météorologiques étaient dégradées et très humides pendant tout le vol dans le RTBA. L'hypothèse d'un décollage dû aux conditions météorologiques est donc possible.

### 2.2.6.3. Panne technique autre que le radar

Certaines pannes techniques peuvent entraîner un décollage automatique.

Si l'équipage avait été confronté à une panne, il aurait pris le temps de la traiter et aurait retardé sa reprise de terrain, voire aurait annulé son vol en cas de panne majeure. Or, la reconstitution au simulateur de DGA EV a permis de constater que l'équipage n'a eu que le temps de réaliser la procédure standard de décollage et de reprise de terrain. Il n'a donc pas pu traiter une éventuelle panne. L'hypothèse d'une panne technique est rejetée.

#### 2.2.6.4. Erreur de sélection de la hauteur de consigne du radioaltimètre

Le 1<sup>er</sup> dégagement se produit au moment où Coca 27 sort du tronçon rehaussé et doit redescendre en TBA. La procédure prévoit que l'équipage doit modifier la hauteur de consigne du radioaltimètre, appelée « SelH ». Cette hauteur est celle à laquelle, si l'avion passe en-dessous, une alarme symbolisée par une flèche dirigée vers le haut et visible sur la VTB et la VTH indique au pilote qu'il doit effectuer un dégagement manuel. Elle est réglée légèrement en-dessous de la hauteur de consigne.

L'équipage a pu faire une erreur de saisie de la nouvelle hauteur de consigne du radioaltimètre lorsqu'il est rentré dans le tronçon abaissé. Il aurait alors réalisé un dégagement manuel à l'apparition de la flèche dans sa VTB.

#### 2.2.6.5. Coupure volontaire du radar pour entraînement

Pour entraînement ou démonstration du dégagement automatique, le navigateur peut couper le radar. Le navigateur étant SCN, il avait des prérogatives d'instruction. Il aurait pu, pour entraîner son pilote, couper le radar.

Néanmoins, cette hypothèse n'est pas retenue car ces pratiques sont plutôt réalisées durant des vols de qualification et après les exercices de passe de tir. De plus, pour l'équipage, il s'agissait d'un vol de reprise et les conditions météorologiques n'étaient pas propices.

**L'hypothèse d'un dégagement automatique dû :**

- à un test interne du radar ou aux conditions météorologiques est possible ;
- à une panne autre que le radar ou à une coupure volontaire du radar pour entraînement est rejetée.

**L'hypothèse d'un dégagement manuel suite à une erreur de sélection de la hauteur consigne du radioaltimètre « SelH » demeure possible.**

#### 2.2.7. Vol dans le deuxième tronçon abaissé du RTBA

Dans ce tronçon, Coca 26 est détecté 500 pieds plus haut que Coca 27. Or il évolue à ce moment en mode auto fichier avec une hauteur de 800 pieds. Coca 27 évolue donc avec une hauteur de consigne de 300 pieds. Il est donc en mode auto radar ou TBA. La reconstitution au simulateur de DGA EV a permis de confirmer cette hypothèse.

À la fin de ce tronçon, Coca 27 devait réaliser une simulation de passe de tir SCALP. Les équipages abordent cette phase en mode auto fichier ou TBA pour éviter un dégagement automatique intempestif pendant la procédure de tir. Puis ils maintiennent généralement le vol dans le mode choisi jusqu'au tir, afin d'éviter un changement de mode peu de temps avant. La préparation de mission mentionne d'ailleurs que la passe de tir doit se faire en mode auto fichier ou TBA. N'étant pas en mode auto fichier car 500 pieds en-dessous de Coca 26, Coca 27 évolue en mode TBA.

**Dans le deuxième tronçon rabaissé, Coca 27 évolue en mode TBA avec une hauteur de consigne de 300 pieds jusqu'à la simulation de passe de tir.**

Après la simulation de passe de tir, l'équipage doit virer à droite pour réaliser une évasive. D'ailleurs, entre le point de largage de l'armement (PLA) et la deuxième évolution verticale, la trajectoire de Coca 27 vire vers la droite.

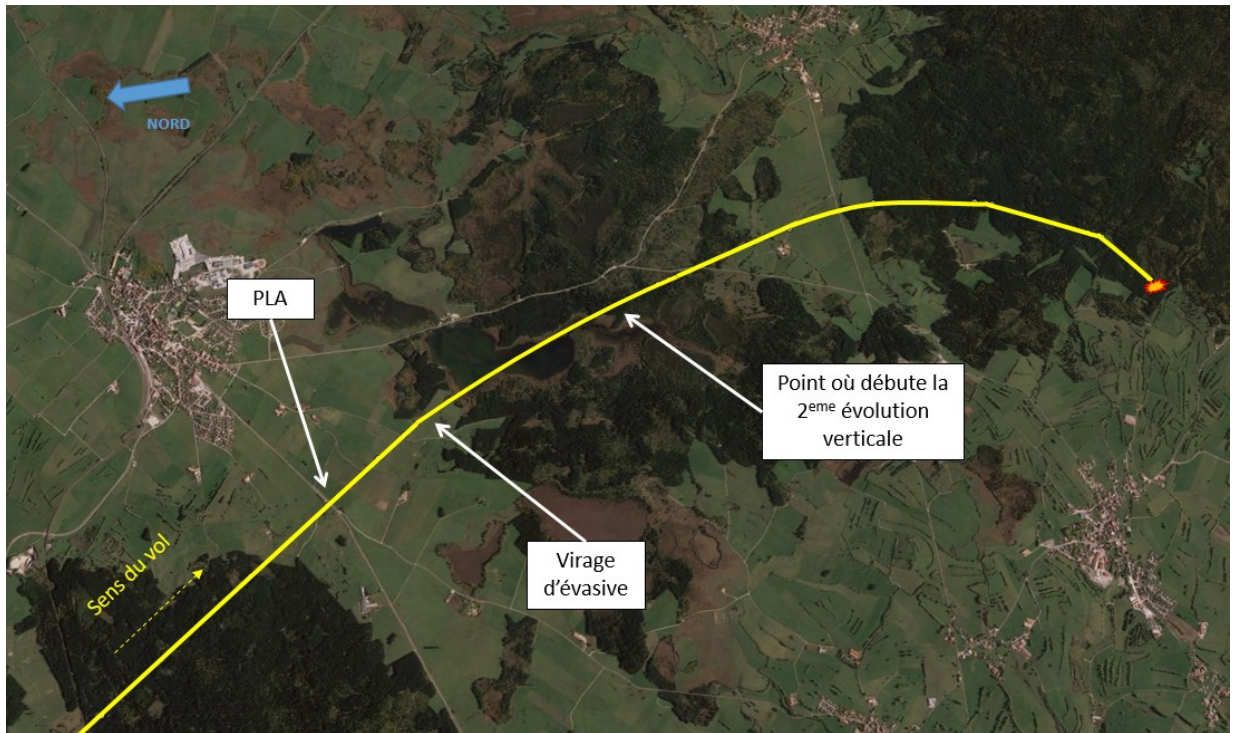


Figure 25 : virage d'évasive

Lors des simulations de tir en mode TBA, l'usage veut que les équipages maintiennent ce mode le temps d'initier le virage puis qu'ils repassent en mode auto radar rapidement pour s'affranchir du pilotage qui, en mode TBA, demande beaucoup de ressources cognitives.

**À l'issue du tir, l'équipage initie un virage vers la droite pour simuler une évasive. Il est alors probablement repassé en mode auto radar.**

#### 2.2.8. Deuxième évolution verticale

Cette deuxième évolution verticale ressemble à un dégagement. Celui-ci est réalisé en automatique ou en manuel suivant le mode sélectionné après la passe de tir (auto radar ou TBA). Le sommet de cette évolution se situe à une altitude de 7 800 pieds. Ensuite, Coca 27 redescend jusqu'au sol sans s'arrêter à l'altitude de sécurité, avec une pente allant jusqu'à 50° de piquer. La trajectoire ne correspond donc pas à la procédure qui prévoit de redescendre avec un piquer de 10° vers l'altitude de sécurité et de s'y stabiliser.

Pendant les premières secondes de ce dégagement, la trajectoire est rectiligne, ce qui correspond à la remise à plat pendant le cabrer initial. Puis Coca 27 vire à droite, probablement pour éviter de sortir du RTBA, voire de pénétrer dans l'espace aérien Suisse.

**La deuxième évolution verticale est un dégagement, réalisé en manuel ou en automatique. Après un cabrer initial rectiligne, Coca 27 vire à droite pour rester dans le RTBA. Au cours de cette manœuvre, l'équipage n'a pas stabilisé à l'altitude de sécurité et a poursuivi le piquer jusqu'au sol.**



Figure 26 : détail dans le plan vertical de la deuxième évolution verticale

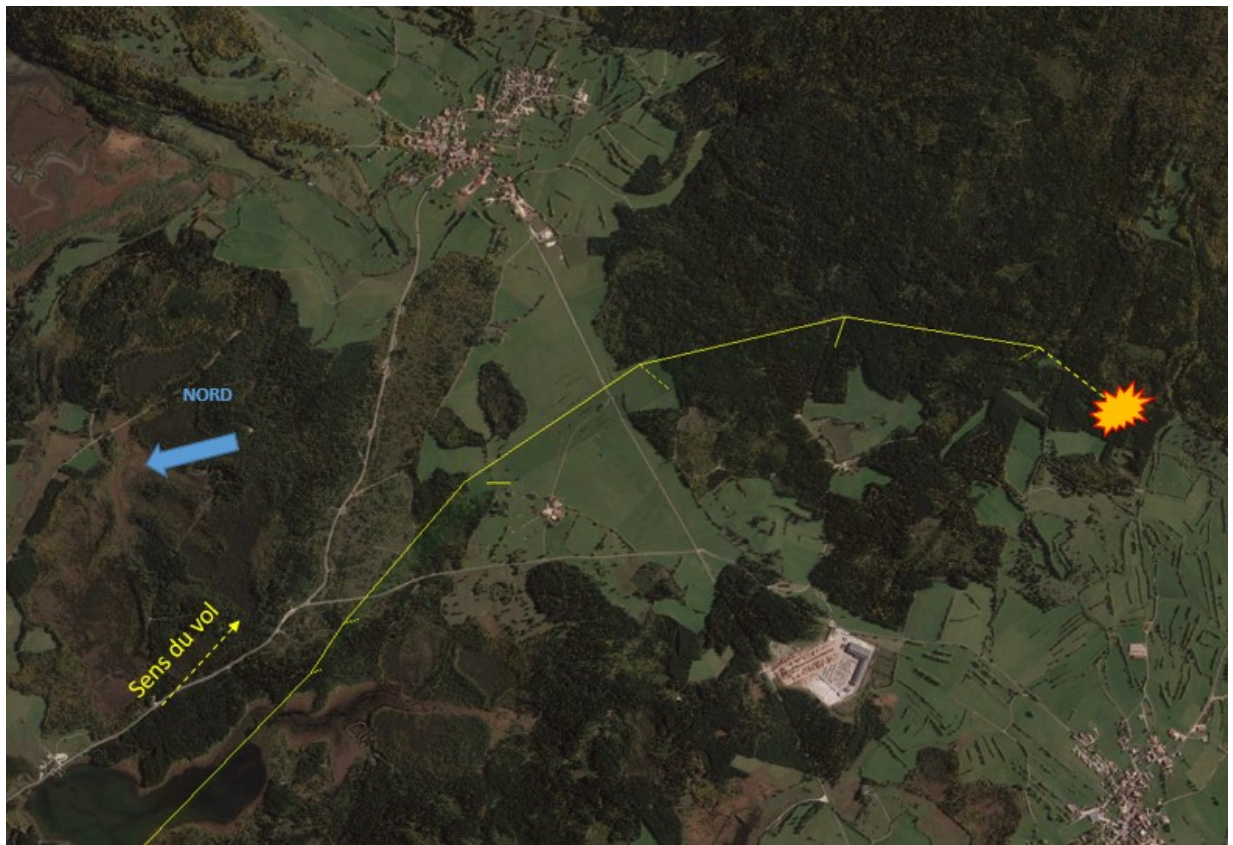


Figure 27 : détail dans le plan horizontal de la deuxième évolution verticale

## 2.2.9. Causes probables du deuxième déviation

### 2.2.9.1. Test interne du radar

Comme pour le premier déviation, un test interne du radar a pu provoquer un déviation automatique ou déclencher l'alarme « montée à l'altitude sécurité », obligeant l'équipage à réaliser un déviation manuel. Cette hypothèse est possible.





**L'hypothèse d'un dégagement dû :**

- aux conditions météorologiques est probable ;
- à un test interne du radar est possible ;
- à une panne technique est improbable.

#### 2.2.10. Phase finale de la trajectoire

La reconstitution au simulateur de DGA EV montre que pour pouvoir suivre la trajectoire finale de Coca 27, il faut prendre un piquer allant jusqu'à 50°.

Or, les constatations sur site semblent indiquer que l'avion est arrivé au sol avec une pente plus faible, ce qui suggère que le pilote ait tenté de réaliser une sortie de piquer avant la collision avec le sol.

En effet, d'une part la découpe des arbres semble indiquer que l'avion est arrivé au sol avec une pente à piquer de l'ordre de 30°, d'autre part l'expertise de l'horizon de secours semble indiquer que l'avion avait une assiette à piquer de l'ordre de 10° au moment de l'impact.

Cela est corroboré par l'expertise du moteur qui indique que celui-ci a heurté le sol avec un léger piquer, sur son flanc droit.

Or en cas de ressource avec un cabrer maximal, l'incidence<sup>22</sup> peut monter jusqu'à une quinzaine de degrés, compte tenu de la vitesse estimée. Ce qui correspond alors à une pente à piquer de l'ordre de 25°.

Les expérimentations au simulateur de vol de l'ETD ont montré qu'au plus tard, la ressource doit avoir lieu à une hauteur de 1 500 pieds, soit environ 5 secondes avant la collision pour éviter le sol.

**Une tentative de sortie de piquer a été initiée moins de 5 secondes avant la collision avec le sol.**

---

<sup>22</sup> L'incidence est définie par l'angle entre le vent relatif et l'axe longitudinal de l'avion.

Voyant que cette manœuvre de ressource ne lui permettait pas d'éviter le sol, le pilote a alors tenté d'éjecter l'équipage (cf. § 2.1.3. page 26), mais trop tardivement car les sièges n'ont pas eu le temps de partir. Entre le moment où la poignée d'éjection est tirée par le pilote et le moment où le premier siège (navigateur) quitte l'appareil, il s'écoule 170 millisecondes. La tentative d'éjection a donc eu lieu moins de 170 millisecondes avant la collision avec le sol.

**Le pilote a tenté d'éjecter l'équipage moins de 170 millisecondes avant la collision avec le sol.**

#### 2.2.11. Séquence de l'évènement

Au vu des résultats obtenus (expertises techniques et essais en vol), la séquence de l'évènement est la suivante :

- 10h20mn01s : intégration dans le RTBA ; descente vers 300 pieds sol ;
- 10h24mn14s : passage dans le tronçon rehaussé ;
- 10h26mn57s : sortie du tronçon rehaussé ;
- 10h27mn01s : 1<sup>er</sup> dégagement ;
- 10h27mn14s : sommet du 1<sup>er</sup> dégagement ;
- 10h27mn54s : début de reprise de SDT ;
- 10h28mn09s : reprise du SDT ;
- 10h28mn09s à 10h29mn19s : vol en mode TBA à une hauteur de consigne de 300 pieds jusqu'à la simulation de passe de tir ;
- 10h29mn19s : passage du PLA et virage à droite pour l'évasive ; passage probable en mode auto radar ;
- 10h29mn32s : 2<sup>e</sup> dégagement ;
- 10h29mn44s : sommet du 2<sup>e</sup> dégagement et mise en virage à droite pour rester dans le RTBA ;
- après le sommet du 2<sup>e</sup> dégagement lors de la reprise de terrain : non stabilisation à l'altitude de sécurité ;
- moins de 5 secondes avant la collision : tentative de ressource ;
- moins de 170 millisecondes avant la collision : tentative d'éjection ;
- 10h30mn : collision avec le sol.

### 2.3. Recherche des causes de l'évènement

#### 2.3.1. Perception de l'équipage

L'évènement se produit au cours du second dégagement imprévu. Cette procédure est connue et les équipages s'y entraînent. Pourtant, lors du second dégagement, il n'y a pas eu de stabilisation à l'altitude de sécurité. L'avion a poursuivi sur une trajectoire avec un piquer très supérieur à 10°, valeur maximale imposée par la procédure, jusqu'à la collision avec le sol.

La reconstitution au simulateur de DGA EV montre que le temps entre le passage au-delà de 10° de piquer et la collision avec le sol est de l'ordre de 10 secondes. Dans les 5 dernières secondes, le pilote a tenté une sortie de piquer et débuté une procédure d'éjection. L'intervalle de temps entre lequel la trajectoire ne correspond plus à celle attendue (piquer supérieur à 10°) et la tentative de récupération (sortie de piquer) est donc d'environ 5 secondes.

Dans ces phases de dégagement, chaque membre d'équipage a une tâche précise à effectuer. Le pilote est en charge de la trajectoire et le navigateur en assure la surveillance. Pendant le court laps de temps de 5 secondes précédant la tentative de sortie de piquer, le pilote a une représentation incorrecte de l'attitude de l'avion et de sa trajectoire.

De son côté, le navigateur a, dans ce délai de 5 secondes :

- soit une représentation correcte de l'attitude de l'avion et de sa trajectoire mais :
  - n'a pas eu le temps d'alerter le pilote ou,
  - a pu alerter le pilote mais celui-ci n'a pas entendu (surdité inattentionnelle<sup>23</sup>) ou,
  - a pu alerter le pilote mais celui-ci n'a pas compris ;
- soit également une représentation incorrecte de l'attitude de l'avion et de sa trajectoire.

Les raisons les plus probables envisagées de la représentation incorrecte de l'attitude de l'avion et de sa trajectoire seraient une incapacité subite du pilote ou une désorientation spatiale<sup>24</sup> de l'équipage.

#### 2.3.1.1. Incapacité subite du pilote

Le pilote aurait pu être confronté une incapacité subite en vol, notamment de type G-loc<sup>25</sup>. Toutefois, cette hypothèse est peu probable car :

- la reconstitution au simulateur de DGA EV a montré que la trajectoire était pilotée jusqu'à l'impact ;
- le profil d'accélération Gz subies par l'équipage, estimé par les différentes expertises, est difficilement compatible avec la survenue d'une perte de conscience sous facteur de charge ;
- l'équipage a été confronté à un premier dégagement quelques minutes avant ; il a donc déjà subi un niveau de facteur de charge similaire.

**L'hypothèse que le pilote ait subi une incapacité subite en vol est rejetée.**

#### 2.3.1.2. Désorientation spatiale de l'équipage

Après le passage trois quart dos, l'équipage ne stabilise pas à l'altitude de sécurité et poursuit sur une trajectoire avec un fort piquer pendant plusieurs secondes avant d'effectuer une ressource tardive. Cette absence de stabilisation à l'altitude de sécurité qui a conduit l'aéronef à adopter une attitude dangereuse (position inusuelle à piquer, proche du sol et à vitesse élevée) indique que l'équipage a pu subir une désorientation spatiale non reconnue comme telle. La tentative de ressource ainsi que le commencement d'une procédure d'éjection indiquent que cette désorientation spatiale a pu être reconnue dans les dernières secondes.

---

<sup>23</sup> La surdité d'inattention ou surdité inattentionnelle est le fait d'échouer à remarquer un stimulus, généralement inattendu, mais pourtant parfaitement perceptible. Le phénomène se produit typiquement parce que trop d'éléments mobilisent déjà l'attention de l'observateur.

<sup>24</sup> En aéronautique, la désorientation spatiale correspond à une situation au cours de laquelle un membre d'équipage a une perception erronée de la position, du mouvement ou de l'attitude de son aéronef ou de lui-même par rapport au système fixe de coordonnées fourni par la surface de la terre et la verticale gravitaire. Cette désorientation spatiale peut être reconnue ou non par l'individu.

<sup>25</sup> G-loc : *gravity induced loss of consciousness*. Il survient lors de la prise de facteurs de charge et entraîne la perte de connaissance.