Parution : juin 2012

Rapport

Accident survenu le **26 juillet 2007**
à **La Teste de Buch (33)**
à l'**avion Robin DR400-160**
immatriculé **F-GTPP**
exploité par l'**aéroclub du Bassin d'Arcachon**

BEA

Bureau d'Enquêtes et d'Analyses
pour la sécurité de l'aviation civile

Ministère de l'Ecologie, du Développement durable et de l'Energie

Avertissement

Ce rapport exprime les conclusions du BEA sur les circonstances et les causes de cet accident.

Conformément à l'Annexe 13 à la Convention relative à l'Aviation civile internationale et au Règlement européen n° 996/2010, l'enquête n'a pas été conduite de façon à établir des fautes ou à évaluer des responsabilités individuelles ou collectives. Son seul objectif est de tirer de cet événement des enseignements susceptibles de prévenir de futurs accidents.

En conséquence, l'utilisation de ce rapport à d'autres fins que la prévention pourrait conduire à des interprétations erronées.

Table des matières

AVERTISSEMENT 1

SYNOPSIS 3

1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE 3

1.1 Déroulement du vol 3
1.2 Tués et blessés 3
1.3 Dommages à l'aéronef 3
1.4 Autres dommages 4
1.5 Renseignements sur le pilote 4
1.6 Renseignements sur l'aéronef 4
1.6.1 Cellule 4
1.6.2 Moteur 5
1.6.3 Hélice 5
1.6.4 Masse et centrage 5
1.7 Conditions météorologiques 5
1.8 Aides à la navigation 6
1.9 Télécommunications 6
1.10 Renseignements sur l'aérodrome 6
1.11 Enregistreurs de bord 6
1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact 7
1.13 Renseignements médicaux et pathologiques 7
1.14 Incendie 7
1.15 Questions relatives à la survie des occupants 7
1.16 Essais et recherches 7
1.16.1 Examen du moteur 7
1.16.2 Examen de l'hélice 7
1.16.3 Analyse du carburant 7
1.16.4 Examen du silencieux additionnel 7
1.16.5 Performances en montée du DR400-160 avec silencieux 8
1.16.6 Pas de l'hélice 8
1.16.7 Position du compensateur de profondeur 8
1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion 8
1.17.1 procédure réglementaire pour l'ajout d'un silencieux additionnel 8
1.17.2 procédure d'ajout du silencieux 9
1.17.3 manuel de vol et additif 9
1.18 Renseignements supplémentaires 9
1.18.1 Photos prises avant et pendant le décollage 9
1.18.2 Témoignages 10

2 - ANALYSE 11

3 - CONCLUSION 11

Synopsis

Date
Jeudi 26 juillet 2007 à 12 h 31[1]

Lieu
La Teste de Buch (33)

Nature du vol
Vol local

Aéronef
Avion Robin DR400-160
immatriculé F-GTPP

Propriétaire
Club

Exploitant
Club

Personnes à bord
Pilote + 3

[1]Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en temps universel coordonné (UTC). Il convient d'y ajouter deux heures pour obtenir l'heure en France métropolitaine le jour de l'événement.

1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1 Déroulement du vol

En début d'après-midi, le pilote prépare l'avion avec l'intention d'emmener trois amis en promenade au-dessus du bassin d'Arcachon. L'avitaillement en carburant a été réalisé par un autre pilote à l'issue d'un baptême de l'air le matin du même jour. Ainsi chargé, l'avion a une masse supérieure à la masse maximale d'une vingtaine de kilogrammes. Son centrage est proche de la limite arrière fixée par le constructeur. Après avoir vérifié le bon fonctionnement du moteur lors d'un point fixe, le pilote remonte la piste, s'aligne puis décolle en piste 26 revêtue. Après un roulement au décollage anormalement long, l'avion s'élève avec une assiette à cabrer importante et peine à prendre de la hauteur. A une hauteur comprise entre 100 et 150 ft environ, l'avion vire d'environ 90° par la gauche en palier. Il suit pendant quelques secondes une trajectoire rectiligne en légère descente, puis s'incline à nouveau à gauche, avec une inclinaison importante. L'aile gauche s'abaisse subitement et l'avion décroche dissymétriquement en adoptant une forte assiette à piquer. Il s'écrase dans les arbres et s'enflamme.

1.2 Tués et blessés

Blessures	Membres d'équipage	Passagers	Autres personnes
Mortelles	1	3	-
Graves	-	-	-
Légères/Aucune	-	-	-

1.3 Dommages à l'aéronef

L'avion est totalement détruit par la collision avec les arbres et le sol, puis par le feu.

1.4 Autres dommages

Quelques arbres ont été endommagés par l'impact et la végétation a été brûlée sur une surface d'environ 1 500 m^2.

1.5 Renseignements sur le pilote

Homme, 38 ans

- ❒ Brevet de base délivré le 9 mars 2001
- ❒ SEP(T) valide jusqu'au 31 décembre 2007
- ❒ Licence PPL(A) délivrée le 8 janvier 2002
- ❒ Certificat médical de classe 2 valide jusqu'au 3 mai 2008, sans restriction
- ❒ Expérience aéronautique :
  - ■ totale : 141 heures et 50 minutes de vol, dont 50 heures et 30 minutes en qualité de commandant de bord
  - ■ dans les trois derniers mois : 4 heures et 55 minutes de vol, dont 4 heures et 10 minutes en qualité de commandant de bord et dont 3 heures et 25 minutes sur DR400
  - ■ depuis cinq ans, le pilote volait principalement au sein du club d'Arcachon. Bien que son carnet de vol ait été détruit lors de l'accident, les informations issues du logiciel de gestion du club sont les suivantes :
    - année 2007 : 2 vols sur Reims Aviation C177, équipé d'un moteur de 180 CV, 3 vols sur le F-GTPP (160 CV)
    - année 2006 : 1 vol sur Socata TB200 (200 CV), 3 vols sur Reims Aviation C172 (180 CV), 4 vols sur Socata TB20 (250 CV)
    - année 2005 : 11 vols sur TB20, 3 vols sur TB200, 3 vols sur C172
    - année 2004 : 9 vols sur TB20, 5 vols en double commande sur CAP10 (180 CV), 2 vols sur TB20
    - année 2003 : 6 vols sur Robin DR400 « Régent » (180 CV)

1.6 Renseignements sur l'aéronef

Le F-GTPP, acheté à la société APEX le 16 juin 2007, soit un mois et dix jours avant l'accident, a effectué un total de 103 heures de vol au sein du club.

1.6.1 Cellule

Constructeur	Robin
Type	DR400-160
Numéro de série	2411
Immatriculation	F-GTPP
Mise en service	12/04/1999
Certificat de navigabilité	Valide jusqu'au 14/04/2008
Utilisation à la date du 26 juillet 2007	4 492 heures 20
Depuis visite 500 heures du 13/06/07	107 heures 07
Depuis visite 50 heures du 4/07/07	58 heures 25

1.6.2 Moteur

Constructeur	Lycoming
Type	O320 D2A
Numéro de série	L-9023-39A
Temps total de fonctionnement	321 heures 09
Temps de fonctionnement depuis installation	318 heures 19

1.6.3 Hélice

Constructeur	Sensenich
Type	74DM6S5-2-64
Numéro de série	A60096
Date d'installation	1er juillet 2004
Temps total de fonctionnement	1 345 heures 26

L'avion neuf a été vendu avec le silencieux déjà installé.

1.6.4 Masse et centrage

	Masse (kg)	Levier (m)	Moment (m.kg)
Masse à vide équipé	636	0,331	210,516
Sièges avant	192	0,41	78,72
Sièges arrière	119	1,19	141,61
Bagages	0	1,9	0
Réservoir principal	79,2	1,12	88,704
Réservoirs d'ailes	43,2	0,1	4,32
Total	**1 069,4**	**0,49**	**523,9**

La masse au décollage calculée excède la masse maximale au décollage de 1 050 kg définie par le constructeur. Le levier doit être compris entre 0,205 et 0,564 mètre.

Note : les calculs ont été réalisés à partir de la pesée effectuée le 21/12/2005.

1.7 Conditions météorologiques

Compte rendu Météo France à 12 h 30 :

- flux de secteur ouest faiblement anticyclonique. Une dorsale atlantique se renforce sur l'Aquitaine. Un front inactif nuageux se désagrège sur le Médoc ;
- nuages : 1/8 de Cu à 3 000 pieds ;
- visibilité supérieure à 10 km ;
- vent au sol : 280° / 8 kt max 10 à 16 kt – direction variant du 250° au 340° ;
- température 24 °C, température du point de rosée 13 °C ;
- QNH 1 016 hPa ;
- turbulence faible ;
- Iso 0 °C à 13 500 pieds.

Observations des agents AFIS : les conditions météorologiques sont favorables au vol à vue, avec un vent du 300° pour 10 kt.

Observations des pilotes : les pilotes qui étaient en vol au moment de l'accident font état de turbulences au-dessus des arbres, rencontrées à faible hauteur en montée initiale après les décollages en piste 26. Elles sont attribuées aux effets du vent, soufflant par légères rafales sur les hauteurs inégales des arbres, combinés à la convection thermique de l'air.

1.8 Aides à la navigation

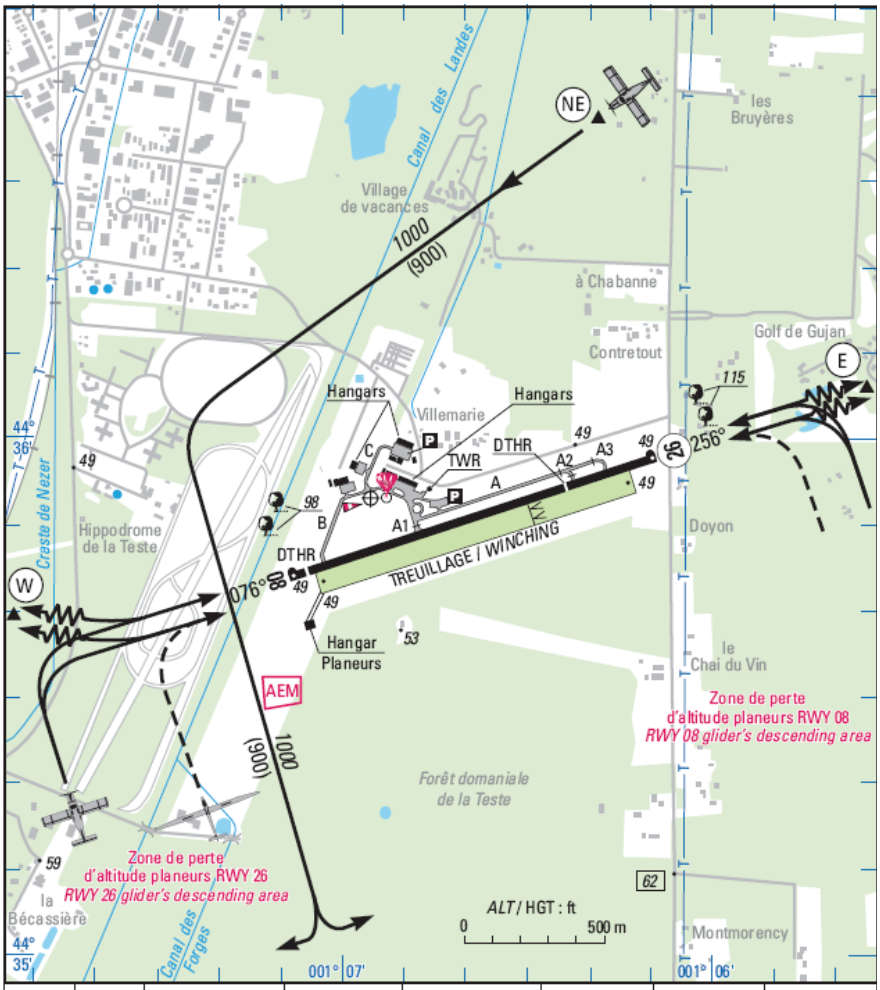
Sans objet.

1.9 Télécommunications

Les communications radiophoniques sont enregistrées dans les locaux de l'AFIS. L'exploitation des enregistrements du vol de l'accident n'apporte pas d'élément relatif aux circonstances directes de l'accident.

1.10 Renseignements sur l'aérodrome

L'aérodrome d'Arcachon a la particularité d'être majoritairement entouré de forêts de pins. Son environnement offre peu de zones propices à un atterrissage d'urgence en cas de panne moteur après le décollage.



RWY	QFU	Dimensions *Dimension*	Nature *Surface*	Résistance *Strength*	TODA	ASDA	LDA
08 26	076 256	1400 x 20	Revêtue *Paved*	6 TRSI	1400 1400	1400 1400	1300 1000
08 26	076 256	1180 x 80	Non revêtue *Unpaved*	–	1180 1180	1180 1180	1180 800

1.11 Enregistreurs de bord

La réglementation n'impose pas que cette catégorie d'aéronef soit équipée d'enregistreur de bord, l'avion n'en était pas équipé.

1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact

L'examen de l'épave et des traces d'impacts sur les lieux de l'accident permet d'estimer l'attitude et la trajectoire de l'avion lorsqu'il heurte les arbres et le sol. Elle présente une pente descendante d'environ 40° et son inclinaison est d'environ de 30° à droite. La profondeur de l'impact avec le sol, l'arrachement des ailes et des arbres, ainsi que la distance importante séparant le moteur de l'impact initial, montrent que la vitesse de l'avion était élevée.

1.13 Renseignements médicaux et pathologiques

Les examens pratiqués sur le corps du pilote n'ont pas mis en évidence d'élément susceptible d'expliquer l'accident.

1.14 Incendie

La violence de l'impact a éventré les trois réservoirs de carburant, dont le contenu projeté s'est immédiatement enflammé. L'incendie s'est propagé dans la forêt sur une surface d'environ 1 500 m^2, avant d'être maîtrisé par les pompiers alertés par les agents AFIS de l'aérodrome d'Arcachon.

1.15 Questions relatives à la survie des occupants

La violence de l'impact ne laissait aucune possibilité de survie aux occupants de l'avion.

1.16 Essais et recherches

1.16.1 Examen du moteur

Le moteur et ses accessoires ont été très fortement endommagés par l'impact et l'incendie. Leur examen n'a pas permis de déterminer s'ils avaient subi un dysfonctionnement à l'origine de l'accident. Seule une crique d'une tubulure de l'échappement a été mise en évidence. Sans pouvoir confirmer que cette crique était antérieure à l'impact, elle n'aurait d'influence sur le comportement du moteur qu'à condition que le réchauffage carburateur soit activé. En effet, l'ingestion de gaz d'échappement diminuerait la puissance délivrée.

1.16.2 Examen de l'hélice

Les déformations et traces d'impact sur l'hélice et les arbres montrent que le moteur délivrait peu de puissance à l'impact et que l'hélice était en rotation.

1.16.3 Analyse du carburant

Le carburant contenu dans les cuves qui ont été utilisées pour le ravitaillement a été analysé. Il était conforme à ses spécifications.

1.16.4 Examen du silencieux additionnel

Le silencieux additionnel qui équipait l'avion a été endommagé par l'impact. Aucun endommagement antérieur à l'accident n'a été identifié.

1.16.5 Performances en montée du DR400-160 avec silencieux

Le F-GTPP était équipé d'un silencieux additionnel de type ¼ d'onde. Un pilote d'essais, qui a réalisé des vols d'essais sur DR400 avec différents types de silencieux, rapporte que le silencieux ¼ d'onde provoque une perte de puissance, contrairement à d'autres types. En revanche, il apporte une réduction significative des émissions sonores.

1.16.6 Pas de l'hélice

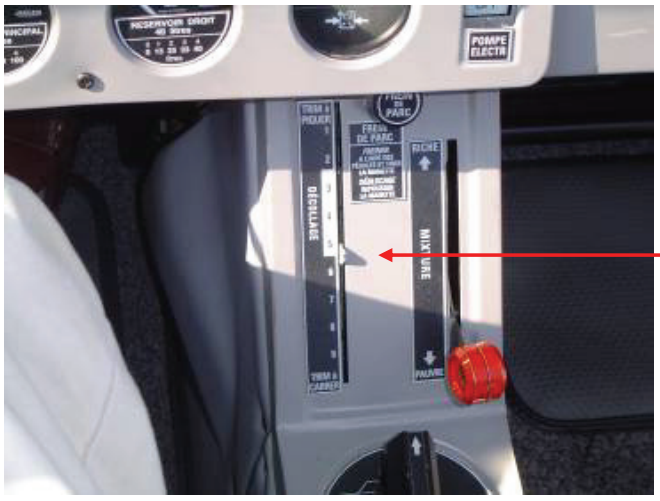
Pour une même puissance du moteur, les performances de l'avion au décollage, en montée et en croisière, dépendent essentiellement du pas de son hélice. Contrairement à un grand pas, un petit pas diminue la distance de décollage et augmente le taux de montée de l'avion au détriment de sa vitesse en croisière.

Le F-GTPP était équipé d'une hélice bi-pales en acier d'un pas de 64 pouces. Les documents de navigabilité des avions Robin autorisent également l'installation d'une hélice d'un pas de 66 pouces sur les DR400-160.

Les DR400-140B, de même puissance mais de masse inférieure, ainsi que les DR400-180 de puissance et de masse supérieures, peuvent être équipés d'hélices de pas inférieurs.

1.16.7 Position du compensateur de profondeur

Les endommagements de l'avion n'ont pas permis de déterminer la position du compensateur de profondeur au moment de l'accident. Cependant, une photo de l'avion a été prise alors que l'avion se trouvait sur le parking puis au roulage, juste avant le vol. Une reconstitution a été réalisée sur un avion du même type, afin de déterminer quelle était la position de la commande du compensateur correspondant à cette position du volet relevée sur les photos.



Position estimée de la commande du compensateur de profondeur

1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion

1.17.1 Procédure réglementaire pour l'ajout d'un silencieux additionnel

La modification consistant à ajouter un silencieux doit être certifiée. Le constructeur doit démontrer par des essais en vol que les performances de l'avion ainsi modifié répondent aux exigences de certification, base de la certification initiale des

DR400-160. Dans ce cas, c'est la FAR23-Amendement 7 qui est en vigueur. La DCS a pour mission de contrôler la bonne application de cette procédure et doit l'approuver avant que la modification ne soit appliquée.

1.17.2 Procédure d'ajout du silencieux

Afin d'établir la conformité du Robin DR400-160 équipé de ce type de silencieux avec les règlements de certification, le constructeur s'est référé à des essais en vol de performance réalisés en 1978 avec un Robin R2160, équipé d'une hélice d'un pas de 64 pouces et d'un moteur de même type. Le dossier de modification « Adaptation du silencieux « ¼ d'onde » » ainsi fourni à la DCS ne contient pas de vérification de conformité avec l'article 65 de la réglementation FAR 23, soit une pente minimale de montée de 8,3 % dans les conditions atmosphériques standards et au niveau de la mer.

Le rapport d'essais montre que le régime du moteur en pleine puissance au sol est de 2 240 tr/min, légèrement en dessous du minimum requis dans le manuel de vol du DR400-160 (2 250 tr/min). Ces essais ne sont pas comparatifs avec l'avion sans silencieux. La DCS a approuvé cette modification.

1.17.3 Manuel de vol et additif

Le manuel de vol du F-GTPP n'indique pas que l'avion est équipé d'un silencieux, il ne contient pas d'additif relatif à l'ajout d'un silencieux additionnel.

1.18 Renseignements supplémentaires

1.18.1 Photos prises avant et pendant le décollage

Des témoins, présents aux abords du parking, ont pris des photos de l'avion, du pilote et des passagers lors de l'embarquement puis pendant le roulage et lors du décollage. Ces photos montrent que le pilote a effectué une visite pré-vol méticuleuse. Les photos prises lors du décollage permettent d'estimer une distance de décollage d'environ 850 mètres (au passage de la hauteur de 50 pieds) et une assiette de l'avion de l'ordre de 10°. Les performances au décollage contenues dans le manuel de vol indiquent une distance de décollage de l'ordre de 650 mètres dans les conditions de ce vol.



1.18.2 Témoignages

1.18.2.1 Vol de l'accident

Des témoins, pilotes de planeurs, étaient positionnés sur la piste non revêtue adjacente à la piste revêtue. Ils ont assisté au décollage de l'avion, dont le pilote avait remonté la totalité de la piste pour s'aligner. Ils rapportent que le moteur semblait délivrer une faible puissance par rapport à ses émissions sonores, mais aucun d'eux ne connaissait la présence d'un silencieux. Ils ajoutent que l'assiette prise par l'avion au moment de déjaugeage leur a paru élevée. Tous les témoins ont rapporté que l'avion avait une pente de montée faible et aucun n'a relevé de défaillance du moteur.

1.18.2.2 Incident du 15 juillet 2007

Onze jours auparavant, lors d'un vol d'instruction, l'avion avait subi une perte de puissance du moteur qui avait conduit l'instructeur à effectuer un atterrissage d'urgence à contre QFU, en raison des performances de montée dégradées. Le décollage avait consisté en un exercice de décollage à pente maximale, avec une consigne de tenue de vitesse à 120 km/h. Une fois au sol, l'instructeur avait réalisé des tests de mise en puissance du moteur, qui avaient montré des signes de difficulté de montée en puissance. Les essais réalisés par la suite avec un moteur moins chaud n'ont pas reproduit l'anomalie. L'atelier de maintenance a procédé au changement du carburateur. Aucune anomalie n'a été rapportée consécutivement aux vols qui ont suivi.

Les check-lists, élaborées par les deux clubs ayant précédemment exploité cet avion, montrent que les vitesses de montée ont été majorées de 10 km/h par rapport aux prescriptions du manuel de vol. Des instructeurs de ces clubs expliquent que ces majorations leur ont paru légitimes au vu des faibles performances de montée constatées.

1.18.2.3 Autres événements

Un instructeur du club rapporte avoir réalisé un décollage de l'aérodrome de Rion des Landes, avec une masse proche de la masse maximale autorisée. S'agissant d'une piste en herbe d'une longueur de 1 075 mètres, il avait effectué une mise en puissance sur freins, et avait tout de même utilisé toute la longueur de la piste. La pente de montée avait ensuite été très faible, conduisant l'instructeur à maintenir le vol en ligne droite assez longtemps pour atteindre une hauteur de sécurité.

D'autres pilotes du club avaient été surpris par les faibles performances de l'avion en montée.

2 - ANALYSE

Le F-GTPP avait été récemment acquis par le club. Ses performances au décollage et en montée, telles que décrites par les témoins ayant utilisé l'avion, étaient inférieures à celles des autres avions équipés de moteurs plus puissants habituellement utilisés par le pilote.

Lors de l'accident, le F-GTPP avait une masse supérieure à la masse maximale autorisée. Le compensateur de profondeur était réglé dans une position légèrement « à cabrer ».

Les éléments de l'enquête montrent que l'avion avait une assiette au décollage élevée, au-delà de l'assiette qui permettait à l'avion d'effectuer un décollage normal dans ses conditions de masse. L'avion est ainsi resté en vol au second régime[2] et la pente de montée est restée très faible. Il est probable que le réglage du compensateur, ainsi que la volonté du pilote à faire prendre de l'altitude à l'avion, aient favorisé la prise d'assiette excessive.

Les photos du F-GTPP prises lors d'un autre vol effectué par le pilote dans des conditions analogues montrent qu'il semblait manœuvrer l'avion sans particulièrement prendre en considération ses faibles performances de montée.

Le pilote a ensuite vraisemblablement tenté une manœuvre pour se rapprocher de la piste, en inclinant l'avion vers la gauche, ce qui a dégradé les performances de montée et conduit à une perte de contrôle.

[2]Une description du vol au second régime est disponible sur le site de l'IASA : http://www.iasa-france.com/index.php?option=com_rokdownloads&view=file&Itemid=64&id=12:le-second-regime-de-vol

3 - CONCLUSION

L'accident est dû à une technique de décollage inappropriée conduisant à une montée au second régime de vol. La mise en virage de l'avion a diminué la marge par rapport au décrochage, ce qui a entraîné la perte de contrôle de l'avion à faible hauteur.

Ont contribué à l'accident :

- la masse élevée de l'avion, dégradant les performances de montée ;
- la méconnaissance par le pilote des performances de cet avion.

BEA

Bureau d'Enquêtes et d'Analyses
pour la sécurité de l'aviation civile

200 rue de Paris
Zone Sud - Bâtiment 153
Aéroport du Bourget
93352 Le Bourget Cedex - France
T : +33 1 49 92 72 00 - F : +33 1 49 92 72 03
www.bea.aero

Liberté • Égalité • Fraternité
RÉPUBLIQUE FRANÇAISE