

Étude BEA

Givrage du dispositif
d'admission d'air des
moteurs à pistons

Avertissement

Ce document et les photographies ou renseignements techniques qu'il contient sont soumis aux règles de diffusion et de confidentialité du règlement européen 996 du 20 octobre 2010.

Les conclusions du présent document sont établies d'après les travaux effectués par le Bureau d'Enquêtes et d'Analyses (BEA) pour la sécurité de l'aviation civile.

Table des matières

TABLE DES MATIÈRES	3
1 - INTRODUCTION	7
2 - IMPORTANCE DU PHÉNOMÈNE DE GIVRAGE DU DISPOSITIF D'ADMISSION D'AIR DANS L'ACCIDENTOLOGIE	9
2.1. Recherches bibliographiques	9
2.2. Statistiques du BEA	11
2.3. Commentaires et analyses	13
3 - RECHERCHES BIBLIOGRAPHIQUES	14
3.1. Types de givrage	14
3.2. Carburateurs étudiés	17
3.2.1. Types de carburateurs	17
3.2.1.1 – Carburateurs à flotteurs.....	17
3.2.1.2 – Carburateurs à pression.....	18
3.2.2. Description des carburateurs à flotteurs.....	19
3.2.2.1 – Carburateurs classiques.....	19
3.2.2.2 – Carburateurs à dépression constante.....	23
3.3. Autorités de certification, de suivi et de maintien de la navigabilité	25
3.3.1. Sources et méthode.....	25
3.3.2. Publications des autorités EASA et FAA.....	25
3.3.2.1 – EASA	25
3.3.2.2 – FAA.....	32
3.3.3. Publications des autorités Nationales	35
3.3.4. Bilan	37
3.4. Autorités en charge des enquêtes de sécurité	38
3.4.1. Rapports d'enquêtes.....	38
3.4.1.1 – Objectif, sources et synthèse des résultats	38
3.4.1.2 – Résultats	39
3.4.2. Publications spécifiques.....	42
3.5. Consultations des autorités	43
3.6. Fédérations, associations et sites internet spécialisés	45

3.7. Formation de pilote en France	46
3.7.1. Licence de Pilote Privé (PPL)	46
3.7.2. Licence de Pilote de Ligne (ATPL).....	46
3.8. Constructeurs	47
3.8.1. Constructeurs d'aéronefs (hors aéronefs équipés de moteurs Rotax).....	47
3.8.2. Constructeurs de moteurs.....	49
3.8.3. Constructeurs de carburateurs.....	49
3.9. Articles scientifiques.....	50
3.9.1. Introduction.....	50
3.9.2. Publications entre 1943 et 1950.....	52
3.9.3. Publications entre 1950 et ce jour.....	70
3.10. Comparaison des différents diagrammes	76
3.10.1. Rappel des sources identifiées.....	76
3.10.2. Comparaison des diagrammes proposés par les diverses autorités	78
3.10.3. Comparaison des diagrammes proposés par les articles scientifiques	83
3.10.4. Comparaison du diagramme proposé par l'EASA avec ceux identifiés dans les articles scientifiques.....	88
3.11. Synthèse de la recherche bibliographique.....	92
4 - ESSAIS DE GIVRAGE D'UNE INSTALLATION MOTRICE.....	94
4.1. Centre d'essais	94
4.2. Objectifs des essais	94
4.3. Étude de faisabilité	95
4.3.1. Première phase de l'étude de faisabilité	95
4.3.2. Deuxième phase de l'étude de faisabilité	101
4.3.2.1 – <i>Présentation de l'outil de simulation</i>	101
4.3.2.2 – <i>Simulation initiale en champ libre</i>	113
4.3.2.3 – <i>Série de simulations considérant divers types de veine d'essais</i>	115
4.3.2.4 – <i>Série de simulations considérant un nouveau type de veine d'essais</i>	119
4.3.3. Présentation détaillée de l'installation d'essais	128
4.3.3.1 – <i>Montage du moteur et équipements associés</i>	128
4.3.3.2 – <i>Capteurs installés sur le moteur</i>	130
4.3.3.3 – <i>Conduits d'alimentation et d'extraction</i>	133

4.4. Résultats des essais.....	135
4.4.1. Introduction.....	135
4.4.2. Points d'essais réalisés.....	136
4.4.3. Cas de givrage observés	141
4.4.3.1 – 1er cas de givrage observé	141
4.4.3.2 – 2ème cas de givrage visualisé	153
4.4.3.3 – Troisième cas de givrage observé.....	155
4.4.3.4 – Autre phénomène.....	155
4.4.3.5 – Conclusion	156
4.4.4. Identification des paramètres contributifs au phénomène de givrage dans le carburateur	157
4.4.4.1 – Température de la surface externe du carburateur et température en aval du papillon	157
5 - LES INSTALLATIONS MOTRICES ÉQUIPÉES D'UN MOTEUR ROTAX.....	161
5.1. Moteurs Rotax considérés	161
5.2. Présentation des types d'installations motrices	167
5.3. Présentation du carburateur des séries 912 et 914	170
5.4. Dispositifs existants contre le givrage.....	171
5.5. Publications	172
5.5.1. Constructeur d'aéronefs.....	172
5.5.2. Constructeur Rotax.....	176
5.5.3. Articles, sites internet et forums	177
5.6. Mesures sur aéronefs.....	182
5.6.1. Objectifs	182
5.6.2. Moyens de mesures	184
5.6.3. Mesures réalisées sur les aéronefs.....	186
5.6.3.1 – Première série de mesures	186
5.6.3.2 – Seconde série de mesures.....	198
5.6.4. Mesures réalisées au banc d'essais	227
5.7. Synthèse et commentaires.....	232
6 - CONCLUSION	239
6.1. Faits établis	239

1 - INTRODUCTION

Le givrage du dispositif d'admission d'air des moteurs à pistons est régulièrement évoqué dans les enquêtes de sécurité comme une cause ou un facteur contributif à l'évènement. En particulier lorsqu'aucune autre hypothèse n'est envisagée.

Durant les enquêtes de sécurité, lorsque les données du moteur ne sont pas enregistrées et que les accidents sont mortels, ce phénomène est étudié et analysé essentiellement au travers des conditions météo et de leur report dans le diagramme rappelé ci-dessous (**Figure 1**). En raison de la nature du phénomène, sa constatation par les enquêteurs du BEA sur l'épave ou l'identification d'indice physique sont très peu probables.

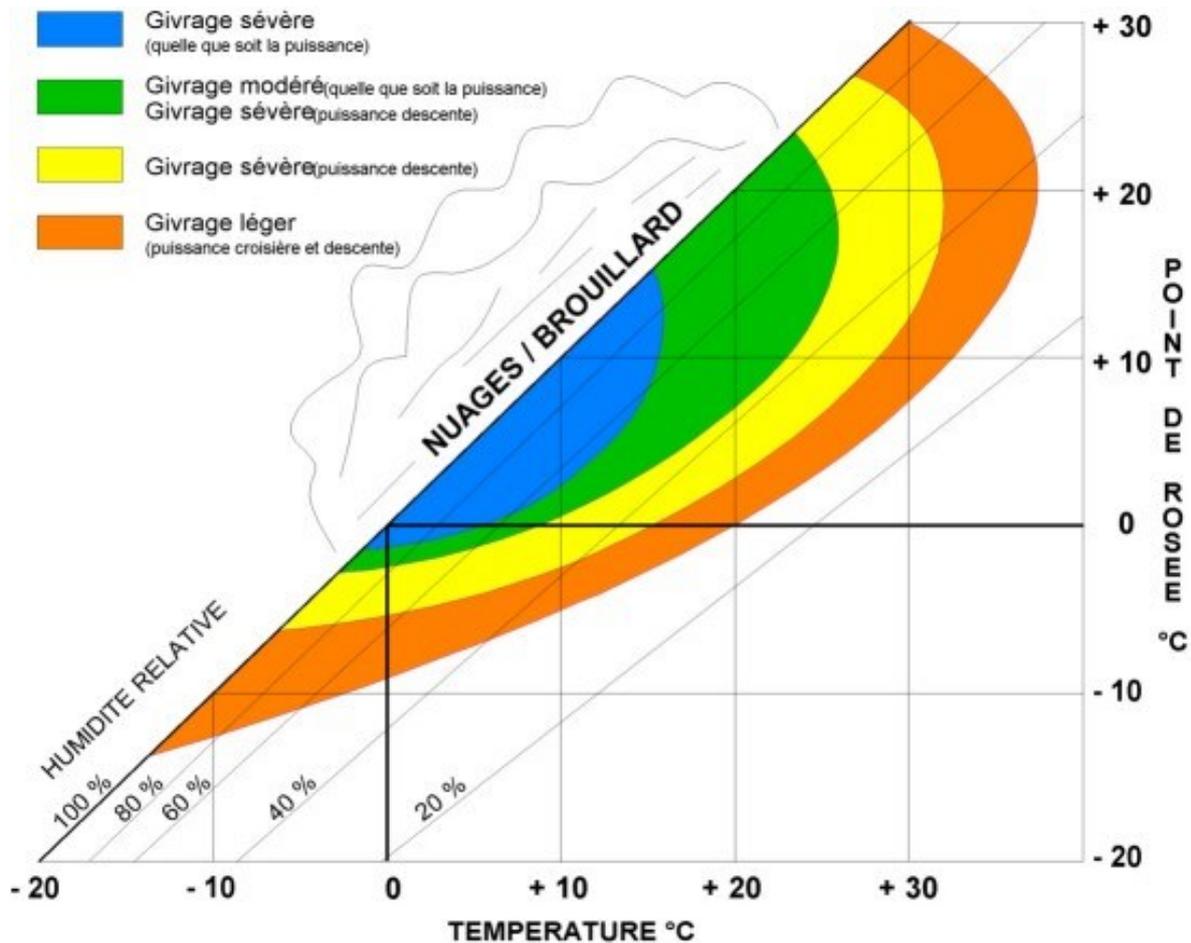


Figure 1 : Diagramme proposé par l'EASA, publié dans le document *Piston Engine Icing*

Source : *Piston Engine Icing _ European General Aviation Safety Team _ GA5*

(lien : <https://www.easa.europa.eu/document-library/general-publications/egast-leaflet-ga-5-piston-engine-icing>)

Ce diagramme utilisé par les enquêteurs indique, en fonction de la température de l'air et du point de rosée, la probabilité du phénomène de givrage et sa sévérité. Il est présenté dans une publication de l'EASA dédiée au phénomène et rappelé dans les divers ouvrages de formation des pilotes.

Dans toutes ces publications, l'origine de ce diagramme et les données ayant permis sa construction ne sont pas précisées. Cette présentation tend à considérer ce diagramme comme une « loi universelle », s'appliquant à toutes les installations motrices existantes.

Dans ces conditions, la simple utilisation des conditions météo et de ce diagramme ne semble pas répondre aux besoins d'une démarche d'enquête rigoureuse où les conclusions hâtives doivent être proscrites.

Certains enquêteurs se sont d'ailleurs interrogés sur la pertinence de ce thème et sur son traitement très régulier, en inéquation avec leur propre expérience de pilote.

Lors d'une enquête récente, le BEA a amorcé un travail avec un expert du domaine « givrage » du Ministère de la Défense. Ce travail consistait à tenter d'étudier plus finement la probabilité d'un phénomène de givrage durant le vol de l'événement, en prenant en compte les spécificités du système propulsif considéré.

Ces travaux ont montré :

- la disponibilité de plusieurs diagrammes, pas forcément identiques, dont les données ayant permis leur construction demeurent inconnues ;
- la possibilité d'utiliser les outils de modélisation pour définir la probabilité de l'apparition d'un phénomène de givrage, en considérant les caractéristiques spécifiques de l'installation motrice considérée ;
- le besoin de paramètres d'entrée pour l'utilisation des outils de modélisation, pas toujours accessibles ;
- les publications américaines nombreuses sur ce sujet, en particulier durant la période comprise entre 1945 et 1950, sur des systèmes propulsifs parfois éloignés de ceux étudiés aujourd'hui.

Ces travaux préliminaires ont conduit à une étude plus vaste dont l'objectif est une consolidation de la démarche d'enquête vis-à-vis des phénomènes de givrage pouvant s'amorcer dans les dispositifs d'admission d'air des moteurs à pistons.

Cette étude comporte trois parties :

- une recherche bibliographique portant sur les informations disponibles auprès des diverses Autorités, des constructeurs et des sites scientifiques ;
- une campagne d'essais sur une installation motrice équipée d'un moteur Lycoming ;
- des séries de mesures sur des avions équipés de moteurs Rotax, complétées par des mesures sur un moteur de même type installé au banc d'essais.

2 - IMPORTANCE DU PHÉNOMÈNE DE GIVRAGE DU DISPOSITIF D'ADMISSION D'AIR DANS L'ACCIDENTOLOGIE

2.1. Recherches bibliographiques

Plusieurs articles présentant des statistiques du nombre d'accidents associés au phénomène de givrage du dispositif d'admission d'air des moteurs à pistons ont été identifiés :

Titres des articles	Périodes d'étude	Zones géographiques	Informations extraites
<i>A Review of Service Experience with Aircraft Powerplant Installations</i> Posner D.L. 1947	1930 à 1946	États-Unis	23 % des rapports d'incidents rédigés par l'administration civile (soit 1094 rapports pour 4833 rapports publiés durant la période considérée) font référence au phénomène.
<i>A study of carburetor/induction system icing in general aviation accidents</i> L.Gardner, G.Moon, R.B.Whyte Mars 1971	1966 à 1967	Canada	44 accidents ont été attribués au phénomène (<i>Commentaire BEA : le nombre total d'accidents sur la période n'est pas fourni</i>)
<i>Carburetor ice in general aviation</i> NTSB Janvier 1972	1967 à 1971	États-Unis	360 accidents ont été attribués au phénomène (<i>Commentaire BEA : le nombre total d'accidents sur la période n'est pas fourni</i>). Ces accidents impliquent 636 personnes. Ils ont conduit au décès de 40 personnes et 160 blessés.
<i>A study of carburetor/induction system icing in general aviation accidents</i> Richard W. Obermayer and William T. Roe (NASA) Mars 1975	1968 à 1973	États-Unis	Les données exploitées sont celles du NTSB. Le phénomène de givrage est la cause de 10 % environ des dysfonctionnements/pannes moteur en aviation générale, impliquant en particulier les pilotes ayant moins de 1000 heures de vol cumulées. Lorsque les conditions sont propices au phénomène, entre 50 et 70 % des dysfonctionnements/pannes du moteur seraient dus au phénomène de givrage. Le phénomène de givrage serait la cause ou un facteur contributif de 65 à 90 accidents en moyenne par an. La plupart des problèmes de givrage impliquent les carburateurs à flotteurs
<i>Aircraft Icing</i> Conférence NASA/FAA tenue en juillet 1978	1973 à 1977	États-Unis	Durant la période considérée, 311 accidents se sont produits dans des conditions propices au givrage du dispositif d'admission d'air, représentant 1,5 % du total des accidents. La majorité des accidents concernent des avions monomoteurs, en vol VFR. Dans ce cas, ce type d'accident peut être survécu, avec seulement environ 0,8 % étant mortels. Pour les avions multimoteurs, la probabilité d'avoir un accident pour lequel le givrage du dispositif d'admission d'air est une cause est assez faible, mais le risque que ce soit un accident mortel est assez élevé par rapport aux monomoteurs.

Articles	Périodes	Zones géographiques	Informations
<p><i>Light Airplane Piston Engine Carburetor Ice Detector/Warning</i> W.Cavage, J.Newcomb, K.Biehl Juin 1982</p>	1976 à 1982	États-Unis	<p>329 occurrences sont associées au phénomène (<i>Commentaire BEA : le nombre total d'occurrences sur la période n'est pas fourni</i>).</p> <p>Les principales phases de vol où ce phénomène est intervenu sont :</p> <ul style="list-style-type: none"> • 20 % des cas au décollage ; • près de 50 % des cas en croisière ; • près de 20 % des cas en approche. <p>Ces occurrences concernent une liste très variée d'aéronefs.</p> <p>Les accidents/incidents pour lesquels le phénomène est un facteur impliquent en particulier les pilotes totalisant moins de 150 heures de vol. Les autres catégories de pilote ne sont toutefois pas exclues.</p>
<p><i>UK General Aviation Accidents : Increasing Safety Through Improved Training</i> A.Taylor 2014</p>	2005 à 2011	Grande-Bretagne	<p>Sur les 13 accidents mortels enregistrés comme étant dus à un problème technique, 10 ont été cités comme des pannes dues au moteur ou des givrages carburateur.</p> <p>Plus du tiers (soit 34,9 %) des 149 pannes moteur ont été déterminées comme ayant été probablement causés par le givrage du carburateur.</p>
<p>Presentation to NCAR <i>In-flight Icing Users Technical Interchange Meeting (TIM)</i> Février 2015</p>	2000 à 2011	États-Unis	<p>La présentation indique que 29 % des accidents (environ 435 accidents pour 1500 au total) sont associés aux conditions météorologiques.</p> <p>Pour les accidents associés aux conditions météorologiques, 6 % des cas sont associés au givrage du dispositif d'admission d'air.</p>
<p><i>Fatal weather-related general aviation accidents in the United States</i> Andrew J.Fultz & Walker S.Ashley Juillet 2016</p>	1982 à 2013	États-Unis	<p>Durant la période considérée, il y a eu 58687 accidents d'aviation général aux États-Unis, dont 11354 ont été mortels. Les conditions météorologiques ont été une cause ou un facteur contributif dans 25 % des cas ou 15439 accidents d'aviation générale.</p> <p>1019 accidents, dont 79 mortels (7,7 % environ), sont attribués au givrage carburateur.</p>

Le site de la fondation américaine AOPA (*Aircraft Owners and Pilots Association*) propose une base de données des événements survenus aux États-Unis sur les aéronefs d'aviation général, uniquement les avions. Les données utilisées sont celles du NTSB.

Sur les dix dernières années, la base de données comptabilise 11804 occurrences, dont 110 (soit 0,9%) sont directement associées au phénomène de givrage du dispositif d'admission d'air des moteurs à pistons. Seuls 5 événements ont conduit au décès des occupants. 105 de ces événements se sont déroulés en conditions VMC.

2.2. Statistiques du BEA

En avril 2020, le BEA a analysé les occurrences de sa base de données répondant aux critères suivants :

- survenues entre le 1 janvier 2010 et le 1 avril 2020 ;
- impliquant un avion, un ULM ou un hélicoptère de moins de 2 250 kg, équipé d'un moteur à pistons ;
- ayant fait l'objet d'une enquête du BEA et celle-ci étant achevée.

Au total, 941 occurrences répondaient à ces critères.

13 occurrences (soit 1,4 %) abordent le phénomène de givrage du carburateur :

- dans 11 cas, l'hypothèse d'un tel phénomène durant le vol de l'événement est évoquée mais sans certitude ;
- dans 2 cas, l'apparition du phénomène durant le vol de l'événement est affirmée.

Dans ces deux derniers cas, l'analyse se base :

- sur les conditions météo pour l'un ;
- sur les conditions météo en altitude modélisées par Météo France et des données enregistrées par un équipement de bord.

Deuxième cas cité précédemment, cas de givrage avéré (enquête suite l'accident de l'aéronef immatriculé D-EIOI) :

Le rapport d'enquête est disponible sur le site du BEA (lien : <https://www.bea.aero/les-enquetes/evenements-notifies/detail/accident-du-vans-rv7-immatricule-d-eioi-survenu-le-29-08-2018-a-bourg-saint-maurice-73/>).

Ce cas concerne un aéronef Van's Aircraft RV7, équipé d'un moteur Lycoming YO-360-A1A et d'une hélice à vitesse constante, à carburateur MA.4-5 (ce type de carburateur est décrit au § 3.2.2). Ce carburateur était équipé d'une sonde de température située juste en amont du carburateur.

Le carburateur était associé à une boîte de mélange permettant au pilote de sélectionner une source d'air réchauffé en remplacement de l'air frais venant directement de l'entrée d'air. Les données moteur étaient enregistrées sur un dispositif Dynon.

L'exploitation des paramètres enregistrés au cours du vol montrent trois phases de givrage du dispositif d'admission d'air (indiqués Givrage 1, Givrage 2 et Givrage 3 sur les courbes à suivre - Figure 2). À chaque phase, les courbes de paramètres montrent que la source d'air réchauffée a été sélectionnée comme moyen curatif. La troisième et dernière phase montre un déclenchement plus brutal du phénomène, sans doute dû à des conditions de givrage plus sévères. La reprise de puissance du moteur est identifiée environ une minute et cinquante secondes après cette action.

Commentaire :

L'enregistrement des paramètres moteur est une aide précieuse pour les enquêteurs. Le phénomène de givrage est ici identifié précisément. Sans ces données, l'hypothèse d'un phénomène de givrage n'aurait pas pu être consolidée.

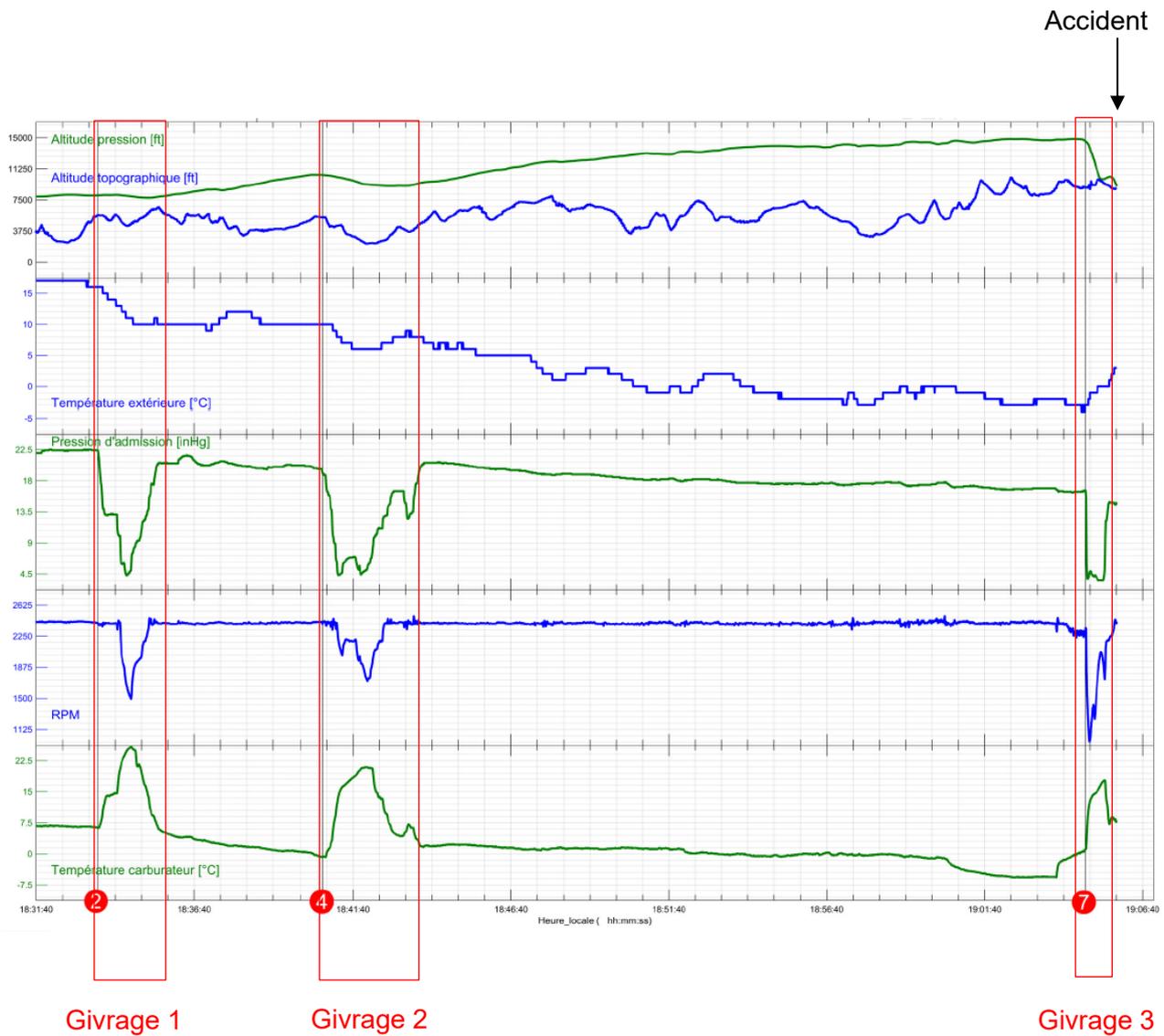


Figure 2 : Exploitation des paramètres enregistrés durant le vol
 Source : BEA

Sur les 23 occurrences identifiées, 6 ont conduit au décès des occupants. Pour 5 d'entre-elles les aéronefs étaient des ULM (pour 6 ULM concernés au total).

Ces occurrences peuvent également être classées suivant la phase de vol durant laquelle les événements sont survenus :

- 4 occurrences sont survenues lors de l'approche ;
- 6 occurrences sont survenues en croisière ;
- 7 occurrences sont survenues au décollage ou en montée initiale.

2.3. Commentaires et analyses

Les données les plus récentes identifiées dans la bibliographie citée précédemment montrent que le pourcentage d'événements associés au phénomène de givrage du dispositif d'admission d'air des moteurs à pistons est faible, entre 1 et 2,5 %. Ce pourcentage est supérieur dans le document relatif au Royaume-Uni.

On peut noter que les données plus anciennes fournissent des pourcentages équivalents.

Parmi ces événements, le pourcentage ayant entraîné le décès des occupants est également faible pour les États-Unis. Il est en revanche plus important avec les données issues du BEA. La prise en compte des événements associés aux ULM explique peut-être cette différence.

3 - RECHERCHES BIBLIOGRAPHIQUES

3.1. Types de givrage

Trois types de givrage sont associés au dispositif d'admission d'air des moteurs à pistons équipant l'aviation générale certifiée et les ULM. La bibliographie est homogène sur ce sujet.

Les trois types de givrage sont les suivants :

- Le givrage dit « d'impact » :

Ce type de givrage intervient lorsque des gouttelettes d'eau surfondue, telles qu'elles peuvent être présentes dans les nuages ou les pluies verglaçantes, viennent en contact avec une paroi froide. Lorsque la gouttelette frappe la surface, une petite partie de l'eau gèle instantanément et la chaleur latente qui est libérée élève la température de l'eau restante à 0°C. Le transfert de chaleur à la surface et dans l'atmosphère fait geler cette eau.

Ce type de givrage peut intervenir sur les lèvres des entrées d'air, les filtres et toutes les protubérances (Figure 3 et Figure 4).



Figure 3 : Zone favorisant le givrage d'impact
Source : aopa.com

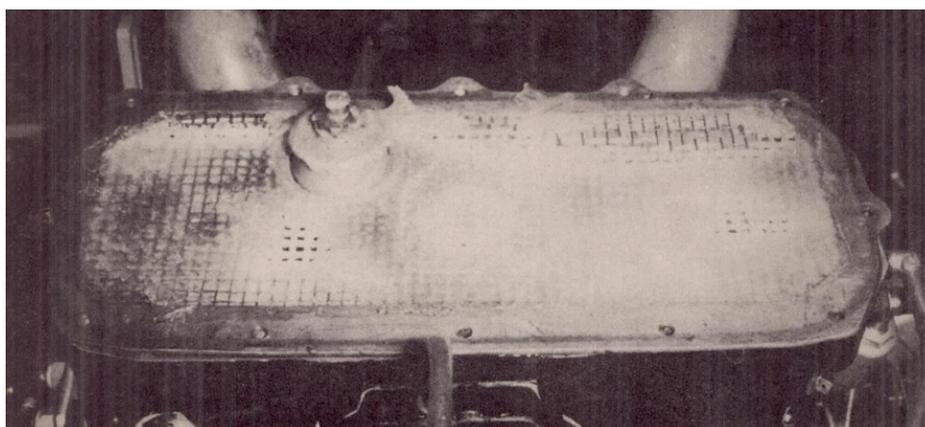


Figure 4 : Givrage d'impact sur un filtre
Source : *Laboratory investigation of ice formation and elimination in the induction system of a large twin-engine cargo aircraft - Willard D. Coles - 1947*

- Le givrage carburateur ou dit « de papillon » :

C'est le givrage le plus commun. Ce type de givrage se forme préférentiellement sur le papillon du carburateur (ou boisseau) et son environnement direct (**Figure 5** et **Figure 6**).

Ce type de givrage est associé à une baisse soudaine de la température due à deux phénomènes :

- la vaporisation du carburant dans l'air (chaleur latente de vaporisation prise par le carburant au milieu environnant) ;
- l'effet venturi qui provoque une baisse de la pression et donc une baisse de la température du milieu (détente d'un gaz).

Si la baisse de température refroidit l'air en dessous de son point de rosée, la vapeur d'eau présente dans l'air se condense. Si la température du mélange tombe en dessous de zéro, l'eau condensée formera de la glace sur les surfaces du carburateur.



Figure 5 : Givrage d'un carburateur à dépression constante

Source : flygemair.com

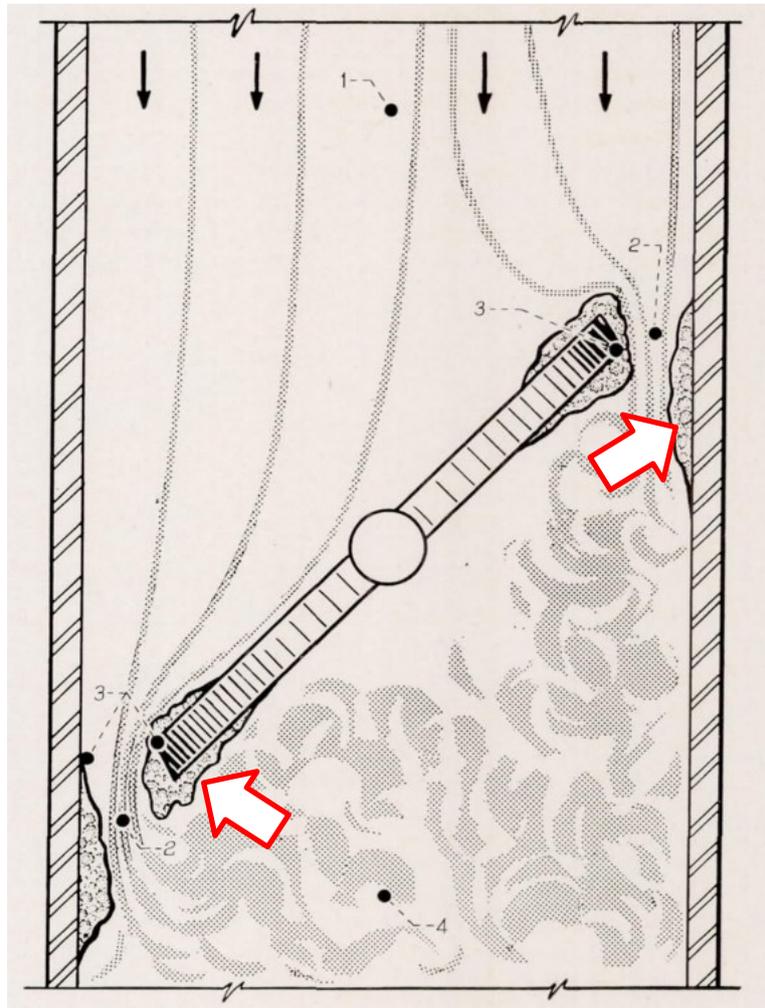


Figure 6 : Schéma illustrant le givrage carburateur

Source : Extrait de l'article "Icing protection requirements for reciprocating-engine induction systems" - Willard D.Coles, Vern G.Rollin, Donald R.Mulholland - 1950

- Le givrage dit « carburant » :

C'est le givrage le plus rare.

Ce phénomène est dû à la présence d'eau en suspension dans le carburant qui peut précipiter et geler sur les parois lorsque des températures négatives sont atteintes par le carburant.

3.2. Carburateurs étudiés

3.2.1. Types de carburateurs

À ce jour, les moteurs à pistons à carburateur, rencontrés en aviation générale certifiée ou en ULM, sont essentiellement des carburateurs à flotteurs.

Il existe deux familles de carburateurs :

- les carburateurs à flotteurs ;
- les carburateurs à pression.

3.2.1.1 – Carburateurs à flotteurs

Le carburateur à flotteurs tire son nom d'un flotteur qui repose à la surface du carburant dans le bol, ou cuve dont il est équipé (ce bol est une « réserve » de carburant entre le réservoir de l'aéronef et la zone où est injectée le carburant). Une soupape à pointeau, attachée au flotteur, ouvre et ferme l'alimentation en carburant du bol du carburateur. Lorsque le niveau de carburant force le flotteur à monter, la soupape à pointeau ferme l'ouverture de carburant et coupe le débit de carburant vers le carburateur. La soupape à pointeau s'ouvre à nouveau lorsque le niveau de carburant baisse dans le bol.

La veine dans laquelle circule l'air est équipée de deux dispositifs :

- un dispositif venturi ;
- une vanne à papillon (située en aval du venturi).

Le débit du mélange air-carburant vers les cylindres est régulé par la vanne à papillon, qui est directement associée à la manette des gaz dans le poste de pilotage. Le carburant est « aspiré » du bol vers la veine d'air (qui est alors sous la forme de fines gouttelettes) en raison de la baisse de pression qui intervient dans la gorge du dispositif venturi.

D'après la bibliographie, le principal inconvénient du carburateur à flotteur est sa tendance au givrage. Compte tenu de « l'aspiration » du carburant par la dépression, la buse de décharge du carburant est située au droit de la gorge du venturi, en amont de la vanne à papillon (**Figure 7**). Cela signifie que la baisse de température due à la vaporisation du carburant a lieu à l'intérieur du venturi, en plus de la baisse de température liée au venturi lui-même. En conséquence, la formation de glace dans le venturi et sur la vanne à papillon est facilitée.

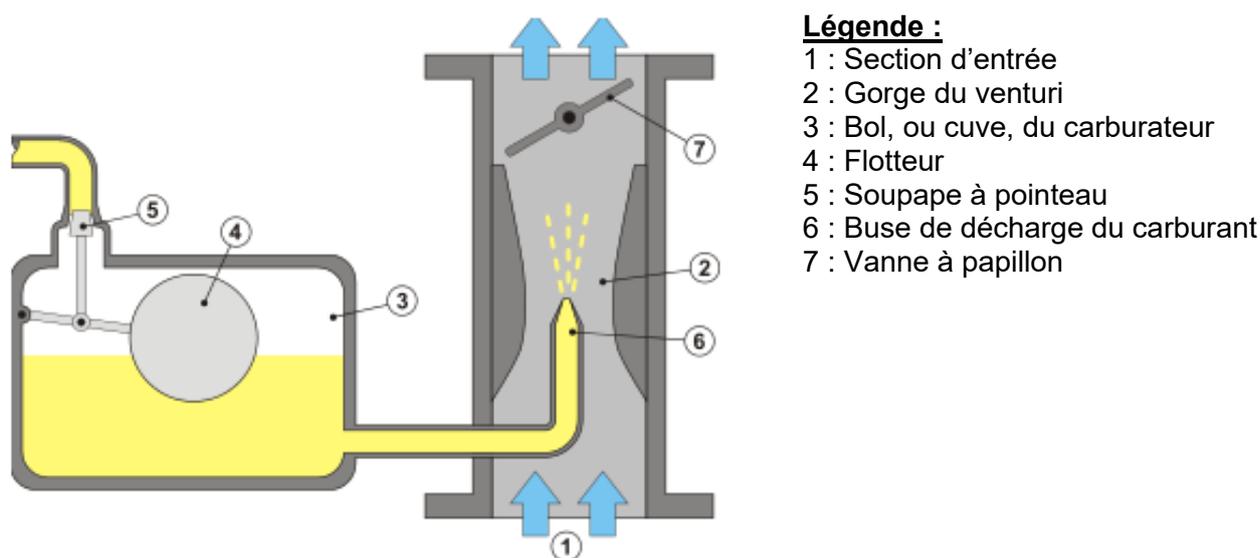


Figure 7 : Schéma de principe d'un carburateur à flotteurs

Source : <https://fr.wiktionary.org/wiki/flotteur>

3.2.1.2 – Carburateurs à pression

Un carburateur à pression décharge le carburant dans le flux d'air après que l'air a traversé la vanne à papillon (**Figure 8**). Cela se traduit par une meilleure vaporisation.

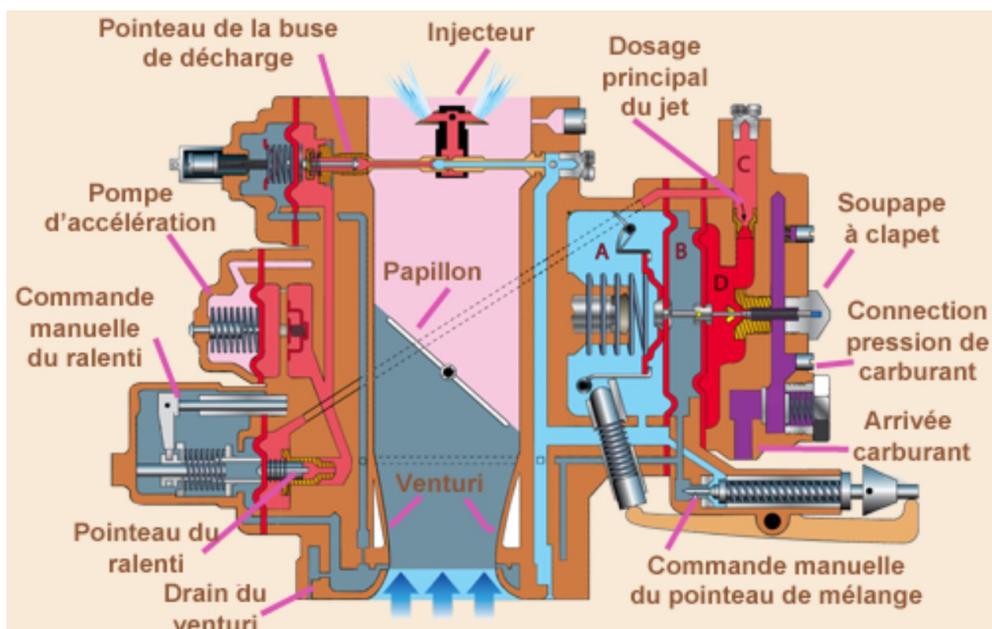


Figure 8 : Carburateur de type Stromberg PS (carburateur à pression)

Source : [tps://www.lavionnaire.fr/PistonCarburation.php](https://www.lavionnaire.fr/PistonCarburation.php)

3.2.2. Description des carburateurs à flotteurs

On distingue deux principaux types de carburateur à flotteur :

- les carburateurs dit classiques ;
- les carburateurs à dépression constante.

3.2.2.1 – Carburateurs classiques

Les carburateurs classiques en aviation générale et étudiés par le BEA durant ses enquêtes sont essentiellement des modèles du constructeur Marvel-Schebler. La description du fonctionnement d'un tel carburateur est réalisée pour le modèle MA.4-5 (lien : <https://msacarbs.com/product-category/carburetors/ma-4-5/>).

En aviation générale, ce type de carburateur équipe en grande majorité des moteurs quatre et six cylindres, à entraînement direct et opposé horizontalement, refroidis par air, construits par les constructeurs Lycoming (lien : <https://lycoming.com>) et Continental Aerospace Technologies (lien : <https://www.continental.aero>).

Sur ces systèmes propulsifs, le carburateur est positionné sous le moteur tel qu'illustré sur la **Figure 9**.

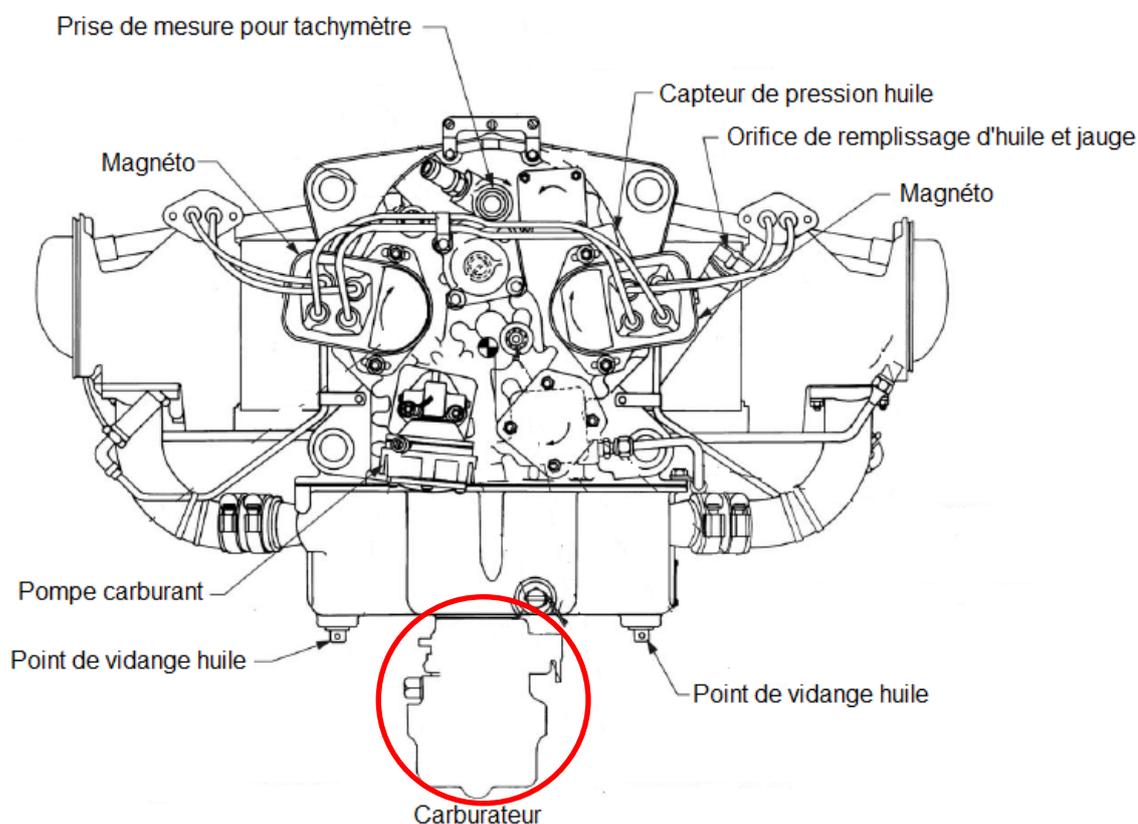


Figure 9 : Illustration de la position du carburateur sur un moteur Lycoming 0-360-A1AD
Source : Extrait du manuel d'opérateur Lycoming

Extérieurement, ce carburateur est composé de la sorte (**Figure 10**) :

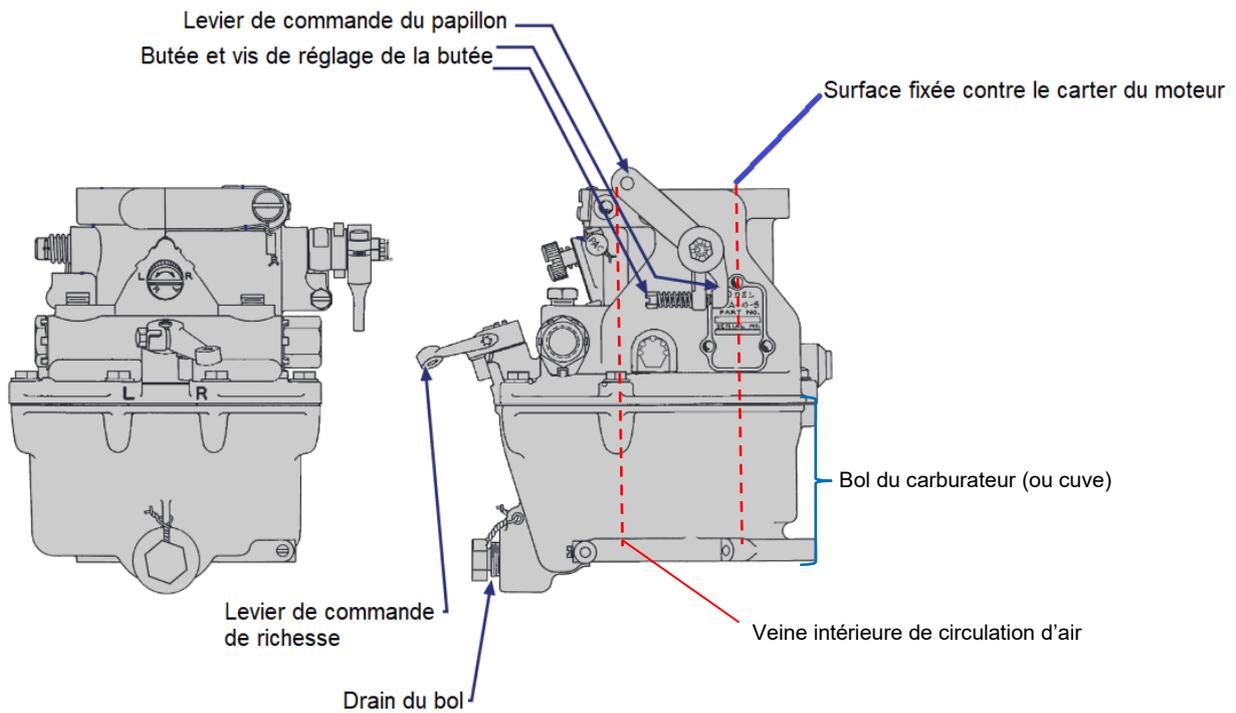


Figure 10 : Schéma extérieur du carburateur

Source : Extrait du manuel Precision Airmotive / Marvel Schebler, Révision 1, daté de 2002

Ce carburateur est équipé de deux flotteurs, reliés par une pièce métallique (**Figure 11**).



Figure 11 : Illustration des deux flotteurs associés par une pièce métallique

Source : BEA



Figure 12 : Bol ou cuve du carburateur

Source : BEA

La veine dans laquelle circule l'air, puis le mélange air/carburant, est composée d'un venturi et d'une vanne à papillon en aval tels qu'illustrés sur le schéma en **Figure 13**.

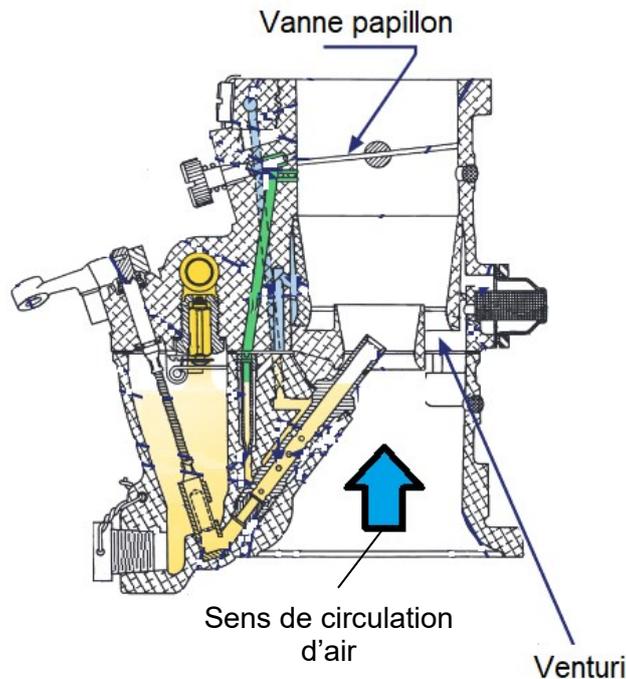


Figure 13 : Schéma en coupe du carburateur

Source : Extrait du manuel Precision Airmotive / Marvel Schebler, Révision 1, daté de 2002

Deux pressions s'exercent pour décharger le carburant contenu dans le bol du carburateur dans la veine du carburateur :

- la pression atmosphérique régnant au-dessus du niveau de carburant dans la chambre du bol et exerçant ainsi une force vers le bas sur le carburant à l'intérieur du bol ;
- une pression inférieure à la pression atmosphérique au droit du venturi dans la gorge du carburateur.

La pression différentielle résultante crée une action de poussée / traction sur le carburant. Le dosage correct du carburant est réalisé par le placement stratégique de la buse de décharge dans le tube venturi. Le venturi est situé dans le flux d'air d'admission au point de vitesse moyenne immédiatement en amont du papillon des gaz.

L'arrivée d'air à travers le corps de papillon sert à vaporiser le carburant et à le mélanger à l'air alors qu'il se dirige vers les entrées des cylindres. Ce mélange de carburant et d'air dans la gorge du carburateur aide à convertir une grande partie du carburant liquide en un état gazeux. La vitesse, l'efficacité et la puissance du moteur sont grandement influencées par la quantité et la nature de cette charge homogène. La qualité du flux d'air influe directement sur le dosage du carburant.

Le circuit carburant se décompose en deux parties :

- le circuit principal associé à la buse de décharge principale ;
- le circuit de ralenti.

Au ralenti et jusqu'à des régimes faibles, l'injecteur principal a peu ou pas de carburant qui le traverse. En effet, la vanne à papillon est presque fermée et le flux d'air est faible. À ce stade, le carburant est aspiré dans le tube de purge de ralenti dans le bol, puis à travers le canal d'émulsion de ralenti vers les injecteurs de ralenti situés au droit de la vanne à papillon. Lorsque cette dernière est ouverte, l'aspiration à l'ouverture d'alimentation en carburant au ralenti diminue et le jet principal prend entièrement le relais. Les divers injecteurs de ralenti en ligne aident à la transition en douceur du ralenti à la pleine puissance (**Figure 14**).

Toute ouverture soudaine de la vanne à papillon entraîne un décalage entre le moment où le circuit de ralenti cesse de fonctionner et le gicleur principal prend le relais. En effet, il n'y a pas suffisamment d'air qui coule dans la veine du carburateur pour aspirer le carburant de la buse de décharge principale en plus du carburant aspiré dans le circuit de ralenti. Une pompe accélératrice est alors utilisée pour compenser ce retard et éliminer les mélanges pauvres temporaires. Cette pompe accélératrice est liée mécaniquement à la commande de la vanne à papillon et décharge le carburant à travers un tube attenant à la buse principale.

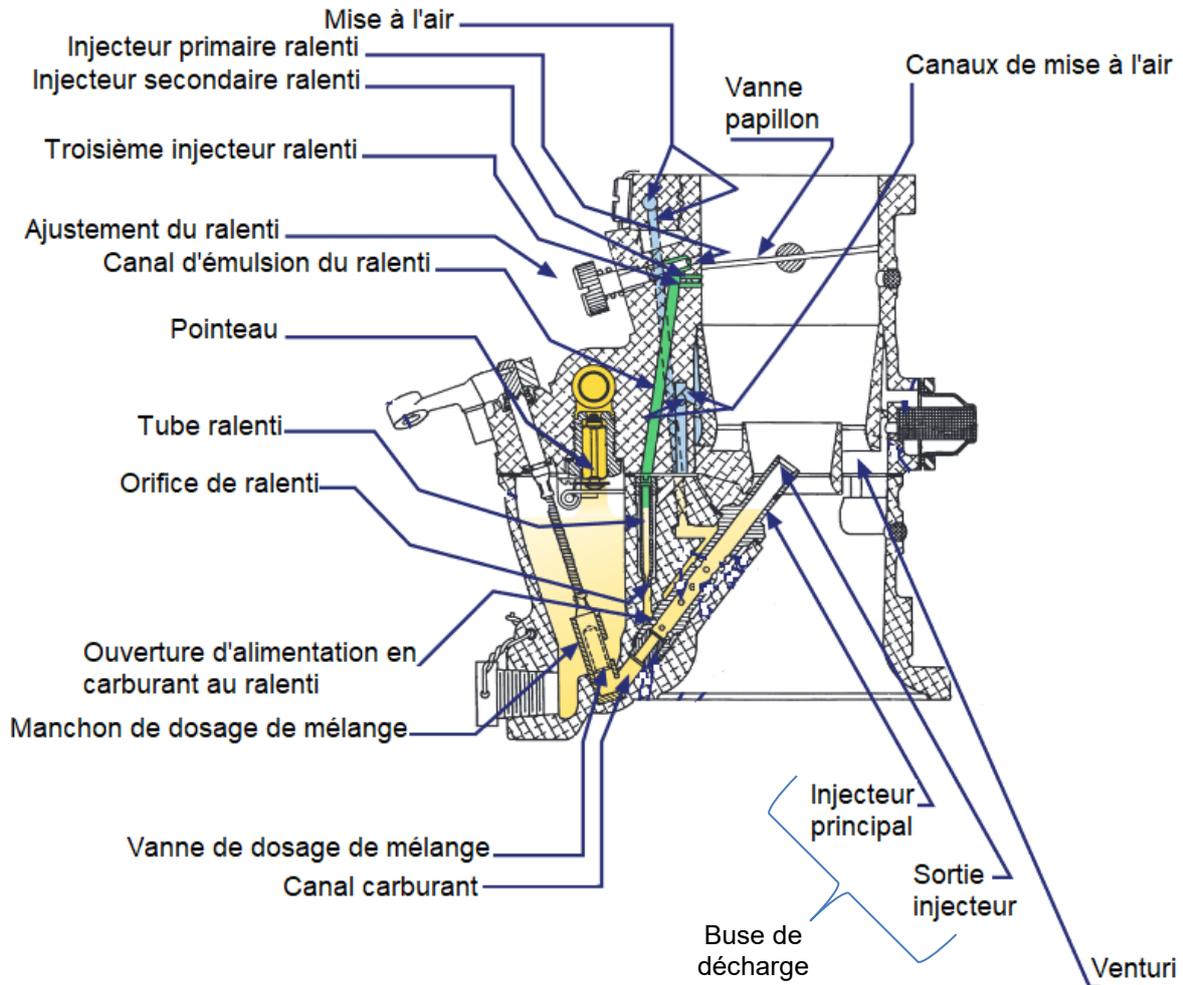


Figure 14 : Schéma en coupe du carburateur

Source : Extrait du manuel Precision Airmotive / Marvel Schebler, Révision 1, daté de 2002

3.2.2.2 – Carburateurs à dépression constante

Les carburateurs à dépression constante rencontrés en aviation générale certifiée ou en ULM sont essentiellement des modèles Bing dont le schéma de principe est présenté ci-dessous (**Figure 15**). Pour le BEA, ce type de carburateur est rencontré essentiellement sur les moteurs du constructeur Rotax (§ 5).

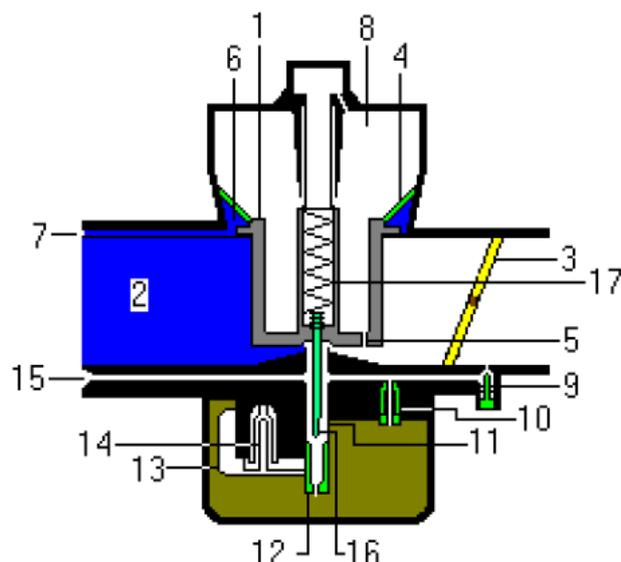
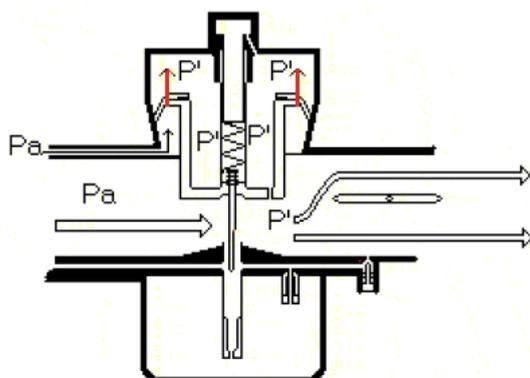


Figure 15 : Schéma de principe d'un carburateur à dépression constante

Source : Extrait du site www.aero-hesbaye.be

Légende :

- 1 : Boisseau
- 2 : Veine du carburateur
- 3 : Vanne à papillon
- 4 : Membrane
- 5 : Canal amenant l'air déprimé dans la chambre supérieure
- 6 : Chambre inférieure
- 7 : Canal amenant l'air à la pression atmosphérique à la chambre inférieure
- 8 : Chambre supérieure
- 9 : Réglage de la richesse
- 10 : Gicleur de ralenti
- 11 : Gicleur d'aiguille
- 12 : Gicleur principal
- 13 : Flotteur
- 14 : Soupape à pointeau
- 15 : Canal d'air du gicleur principal
- 16 : Aiguille
- 17 : Ressort de rappel (ressort de traction)



Ce type de carburateur est équipé d'un boisseau qui coulisse dans un logement et permet d'obstruer plus ou moins le flux d'air. La vanne à papillon permet de régler l'ouverture du boisseau, grâce à la plus ou moins grande dépression du moteur. Avec une faible ouverture de la vanne à papillon, le boisseau reste en position basse. À pleine ouverture de la vanne à papillon, le boisseau se soulève, le ressort de rappel aidant à le maintenir en position haute.

Le boisseau est associé à une membrane qui forme une séparation étanche dans la cloche à dépression (chambres supérieure-repère 8 en figure 15 et inférieure-repère 6 en figure 15), sans entraver son coulissement vertical.

La dépression d'admission se communique à la cloche par un perçage au fond du boisseau. La chambre inférieure de la membrane est mise à la pression atmosphérique. La plus ou moins grande dépression, réglée par la position de la vanne à papillon, se communique dans la cloche soulevant ainsi le boisseau.

Le fonctionnement du carburateur résulte donc des différences de pression ; entre la pression atmosphérique et celle régnant dans une autre zone. De l'état des pressions en cette zone spécifique du carburateur par rapport à la pression atmosphérique résulte une position du boisseau et un rapport air / carburant qui doit être constant. Une aiguille conique fixée au boisseau plonge dans un diffuseur appelé puit d'aiguille. Ce diffuseur est muni d'un orifice calibré appelé gicleur d'aiguille. Lorsque le boisseau est complètement ouvert, l'aiguille est surélevée et l'espace annulaire compris entre l'orifice calibré du puit et l'aiguille est maximum, la quantité d'essence qui passe alors dans le corps du carburateur est maximum (Figure 16). Au fur et à mesure que le boisseau descend l'aiguille s'enfonce dans le puit, et comme sa section est de plus en plus grosse la section annulaire diminue, ce qui implique également la diminution du débit de carburant.

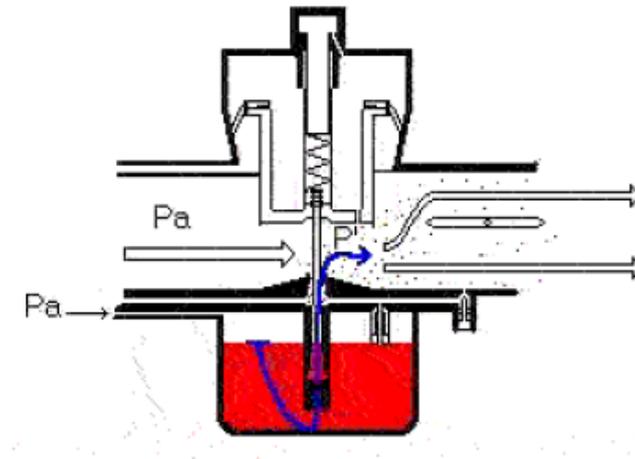


Figure 16 : Schéma de principe de l'injection carburant
Source : Extrait du site www.aero-hesbaye.be

3.3. Autorités de certification, de suivi et de maintien de la navigabilité

3.3.1. Sources et méthode

La recherche a été menée sur les sites des autorités ou ministères suivants, elle s'est donc concentrée sur les documents rendus publics et accessibles à tous :

Autorités	Pays
EASA	Europe
DGAC	France
FAA	USA
Transport Canada	Canada
CASA	Australie
CAA	UK
CAA	Nouvelle Zélande
CAA	Afrique du sud
Luftfahrt-Bundesamt	Allemagne
Service public fédéral Mobilité et Transports	Belgique
Agence Nationale de l'Aviation Civile (ANAC)	Brésil
CAA	Finlande
Danish Meteorological Institute – Ministry of Transport	Danemark
Irish Aviation Authority	Irlande
CAA	Japon
CAA	Norvège
CAA	Suède
Office fédéral de l'aviation civile	Suisse

Sur ces sites, la recherche bibliographique a été concentrée sur les deux points suivants :

- le contenu de la réglementation sur le phénomène de givrage carburateur ;
- les publications spécifiques à ce phénomène.

Les mots clés utilisés :

- carburetor icing ;
- induction icing.

3.3.2. Publications des autorités EASA et FAA

3.3.2.1 – EASA

Les documents de certification exploités et les informations délivrées relatives au phénomène de givrage des dispositifs d'admission d'air des moteurs à pistons sont synthétisés dans les tableaux à suivre.

Les documents de certification exploités sont :

- CS 23 : Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Category Aeroplanes ;
- CS 27 : Small Rotorcraft ;
- CS 22 : Sailplanes and Powered Sailplanes ;
- CS LSA : Light Sport Aeroplanes ;
- CS VLR : Very Light Rotorcraft ;
- CS VLA : Very Light Aeroplanes ;
- CS E : Engines.

Pour la CS 23, on note un changement de spécification depuis le dernier amendement 5, publié en mars 2017. Depuis, les spécifications relatives à la protection de l'installation motrice contre le givrage font référence à des normes ASTM (F3062, F3063 et F3066) dont le contenu reste identique à la CS ancienne version. A noter que la CS-VLA a été fusionnée à la CS 23 *Amendment 5*.

Avant cet amendement (période entre *l'Initial Issue* et *l'Amendment 4*), les spécifications étaient précisées dans le document CS. Ces spécifications concernaient les conditions de réchauffage du système d'admission d'air en fonction du type de carburateur concerné. Les deux types de carburateur décrits au chapitre 3.1 étaient considérés : carburateur à flotteur, désigné « Venturi Carburettor », carburateur à pression, désigné « Carburettor Tending to Prevent Icing ». Il est également fait mention des dispositifs d'injection, qui ne nécessitent pas de carburateur.

Les spécifications précisées pour la CS-LSA sont identiques à celles du CS 23. Le document fait référence aux mêmes normes ASTM.

Le contenu des CS 27 et CS-VLR est identique. Le contenu est similaire à celui de l'ancien CS 23.

Le contenu de la CS 22 est très proche de celui des CS 27 et CS VLR. On note simplement que seul le cas des carburateurs à flotteur est considéré.

Dans tous ces documents, les exigences concernent uniquement les moyens pour prévenir et éliminer le givrage. Il est demandé, en considérant un air exempt d'humidité visible à une température de -1°C, en utilisant un dispositif de réchauffage, avec des élévations de températures spécifiques et dans des conditions définies. Ces exigences sont précisées dans les tableaux à suivre.

Document	Versions	Dates de publication	Informations																												
CS-23 Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Category Aeroplanes	Initial issue Amendment 4	Novembre 2003 Juin 2018	<p>Le contenu de ce document n'a pas été modifié entre la première version, datée de novembre 2003, et la version datée de juin 2018.</p> <p>Les informations relatives au phénomène sont indiquées dans les chapitres suivants :</p> <ul style="list-style-type: none"> - CS 23.1093 : Induction System Icing Protection - Flight Test Guide / Chapter 4 Powerplant / Section 6 Induction system <p>Il est d'abord précisé que le système d'admission d'air doit avoir des moyens pour prévenir et éliminer le givrage.</p> <p>Les conditions listées ci-dessous doivent être remplies, en prenant en compte un air exempt d'humidité visible à une température de -1°C :</p>																												
			<table border="1"> <thead> <tr> <th>Installations</th> <th>Puissances</th> <th>Altitude ou non</th> <th>Spécifications</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>Moteur équipé d'un carburateur à venturi « conventionnel » (à flotteur)</td> <td>75 % de la puissance max</td> <td>Niveau de la mer</td> <td>Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 50°C</td> </tr> <tr> <td>Moteur équipé d'un carburateur à venturi « conventionnel » (à flotteur)</td> <td>75 % de la puissance max</td> <td>Altitude</td> <td>Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 67°C</td> </tr> <tr> <td>Moteur équipé d'un carburateur à pression</td> <td>60 % de la puissance max</td> <td>Altitude</td> <td>Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 56°C ou 22°C si un dispositif de dégivrage par fluide est utilisé</td> </tr> <tr> <td>Avion monomoteur</td> <td>/</td> <td>Niveau de la mer</td> <td>Dispositif de réchauffage nécessaire Température fournie supérieure ou égale à la température de refroidissement du moteur</td> </tr> <tr> <td>Avion bimoteur Moteur équipé d'un carburateur à pression</td> <td>75 % de la puissance max</td> <td>Niveau de la mer</td> <td>Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 50°C</td> </tr> <tr> <td>Moteur à dispositif d'injection de carburant Carburant injecté en aval de tout obstacle sur lequel de la glace pourrait se former</td> <td>75 % de la puissance max</td> <td>Niveau de la mer ou altitude</td> <td>Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 16°C</td> </tr> </tbody> </table>	Installations	Puissances	Altitude ou non	Spécifications	Moteur équipé d'un carburateur à venturi « conventionnel » (à flotteur)	75 % de la puissance max	Niveau de la mer	Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 50°C	Moteur équipé d'un carburateur à venturi « conventionnel » (à flotteur)	75 % de la puissance max	Altitude	Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 67°C	Moteur équipé d'un carburateur à pression	60 % de la puissance max	Altitude	Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 56°C ou 22°C si un dispositif de dégivrage par fluide est utilisé	Avion monomoteur	/	Niveau de la mer	Dispositif de réchauffage nécessaire Température fournie supérieure ou égale à la température de refroidissement du moteur	Avion bimoteur Moteur équipé d'un carburateur à pression	75 % de la puissance max	Niveau de la mer	Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 50°C	Moteur à dispositif d'injection de carburant Carburant injecté en aval de tout obstacle sur lequel de la glace pourrait se former	75 % de la puissance max	Niveau de la mer ou altitude	Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 16°C
			Installations	Puissances	Altitude ou non	Spécifications																									
			Moteur équipé d'un carburateur à venturi « conventionnel » (à flotteur)	75 % de la puissance max	Niveau de la mer	Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 50°C																									
			Moteur équipé d'un carburateur à venturi « conventionnel » (à flotteur)	75 % de la puissance max	Altitude	Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 67°C																									
			Moteur équipé d'un carburateur à pression	60 % de la puissance max	Altitude	Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 56°C ou 22°C si un dispositif de dégivrage par fluide est utilisé																									
			Avion monomoteur	/	Niveau de la mer	Dispositif de réchauffage nécessaire Température fournie supérieure ou égale à la température de refroidissement du moteur																									
			Avion bimoteur Moteur équipé d'un carburateur à pression	75 % de la puissance max	Niveau de la mer	Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 50°C																									
			Moteur à dispositif d'injection de carburant Carburant injecté en aval de tout obstacle sur lequel de la glace pourrait se former	75 % de la puissance max	Niveau de la mer ou altitude	Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 16°C																									
			<p><i>Notes : Pour les moteurs équipés d'une suralimentation, l'augmentation de température inhérente à ce dispositif peut être utilisée pour atteindre les conditions précédentes.</i></p>																												
<p>Les conditions de démonstration des spécifications précédentes sont les suivantes :</p>																															
<p>Les mesures de température doivent être réalisées en plusieurs points du système d'admission d'air.</p>																															
<p>La procédure de test en vol considère trois altitudes (basse : inférieure 1500 ft, intermédiaire : comprise entre 1500 ft et 8000 ft et haute : supérieure à 8000 ft). Pour chaque altitude, et pour trois vitesses air différentes (plein gaz, 90 % vitesse max, 80 % vitesse max), les mesures de température sont réalisées avec le dispositif de réchauffage inactif, puis actif.</p>																															
<p>Les spécifications associées au dispositif de réchauffage par fluide sont les suivantes :</p>																															
<p>Le fluide doit être introduit dans le système d'admission d'air, à proximité et en amont du carburateur ; réparti sur toute la section des passages d'air du système d'admission.</p>																															
<p>Le dispositif doit pouvoir fournir du fluide au débit spécifié pendant une durée égale à 3 % de l'endurance maximale de l'avion ou 20 minutes, sans dépasser la quantité nécessaire pour 2 heures.</p>																															
<p>Les spécifications associées au dispositif de réchauffage par air sont les suivantes :</p>																															
<p>Le dispositif entourant le silencieux d'échappement doit être ventilé lorsque le système n'est pas activé.</p>																															
<p>Le silencieux et les composants du dispositif doivent pouvoir être inspectés.</p>																															

Document	Versions	Date de publication	Informations																																
CS-23 Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Category Aeroplanes (CS-VLA)	Amendment 5	Mars 2017	<p>Le document CS précise simplement que toute accumulation ou la chute prévisible de glace ou de neige qui pourraient nuire au fonctionnement du moteur doit être évitée.</p> <p>Le document AMC fait référence aux normes ASTM suivantes :</p> <ul style="list-style-type: none"> • F3062/F3062M-16 Standard Specification for Installation of Powerplant Systems • F3063/F3063M-16a Standard Specification for Design and Integration of Fuel/Energy Storage and Delivery System Installations for Aeroplanes • F3066/F3066M-15 Standard Specification for Powerplant Systems Specific Hazard Mitigation <p>Les spécifications relatives au givrage du dispositif d'admission sont présentées dans la norme F3066. Le détail est précisé dans le tableau à suivre.</p>																																
Normes ASTM F3066	Dernière version publiée	21 mai 2018	<p>Les spécifications sont similaires à celles décrites dans l'amendement 4 détaillé précédemment.</p> <p>Les conditions listées ci-dessous doivent être remplies, en prenant en compte un air exempt d'humidité visible à une température de -1°C :</p> <table border="1"> <thead> <tr> <th>Installations</th> <th>Puissances</th> <th>Altitude ou non</th> <th>Spécifications</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>Moteur équipé d'un carburateur à venturi « conventionnel » (à flotteur)</td> <td>75 % de la puissance max</td> <td>Niveau de la mer</td> <td>Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 50°C</td> </tr> <tr> <td>Moteur équipé d'un carburateur à venturi « conventionnel » (à flotteur)</td> <td>75 % de la puissance max</td> <td>Altitude</td> <td>Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 67°C</td> </tr> <tr> <td>Moteur équipé d'un carburateur tendant à éviter le phénomène de givrage</td> <td>60 % de la puissance max</td> <td>Altitude</td> <td>Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 56°C ou 22°C si un dispositif de dégivrage par fluide est utilisé</td> </tr> <tr> <td>Moteur à dispositif d'injection de carburant ayant des composants de mesure sur lesquels de la glace d'impact peut s'accumuler</td> <td>75 % de la puissance max</td> <td>Niveau de la mer ou altitude</td> <td>Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 24°C</td> </tr> <tr> <td>Moteur utilisant un dispositif de dosage de carburant tendant à empêcher le givrage</td> <td>75 % de la puissance max</td> <td>Niveau de la mer</td> <td>Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 16°C</td> </tr> <tr> <td>Avion bimoteur Moteur équipé d'un carburateur à pression</td> <td>75 % de la puissance max</td> <td>Niveau de la mer</td> <td>Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 50°C</td> </tr> <tr> <td>Moteur à dispositif d'injection de carburant Carburant injecté en aval de tout obstacle sur lequel de la glace pourrait se former</td> <td>75 % de la puissance max</td> <td>Niveau de la mer ou altitude</td> <td>Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 16°C</td> </tr> </tbody> </table>	Installations	Puissances	Altitude ou non	Spécifications	Moteur équipé d'un carburateur à venturi « conventionnel » (à flotteur)	75 % de la puissance max	Niveau de la mer	Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 50°C	Moteur équipé d'un carburateur à venturi « conventionnel » (à flotteur)	75 % de la puissance max	Altitude	Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 67°C	Moteur équipé d'un carburateur tendant à éviter le phénomène de givrage	60 % de la puissance max	Altitude	Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 56°C ou 22°C si un dispositif de dégivrage par fluide est utilisé	Moteur à dispositif d'injection de carburant ayant des composants de mesure sur lesquels de la glace d'impact peut s'accumuler	75 % de la puissance max	Niveau de la mer ou altitude	Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 24°C	Moteur utilisant un dispositif de dosage de carburant tendant à empêcher le givrage	75 % de la puissance max	Niveau de la mer	Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 16°C	Avion bimoteur Moteur équipé d'un carburateur à pression	75 % de la puissance max	Niveau de la mer	Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 50°C	Moteur à dispositif d'injection de carburant Carburant injecté en aval de tout obstacle sur lequel de la glace pourrait se former	75 % de la puissance max	Niveau de la mer ou altitude	Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 16°C
Installations	Puissances	Altitude ou non	Spécifications																																
Moteur équipé d'un carburateur à venturi « conventionnel » (à flotteur)	75 % de la puissance max	Niveau de la mer	Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 50°C																																
Moteur équipé d'un carburateur à venturi « conventionnel » (à flotteur)	75 % de la puissance max	Altitude	Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 67°C																																
Moteur équipé d'un carburateur tendant à éviter le phénomène de givrage	60 % de la puissance max	Altitude	Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 56°C ou 22°C si un dispositif de dégivrage par fluide est utilisé																																
Moteur à dispositif d'injection de carburant ayant des composants de mesure sur lesquels de la glace d'impact peut s'accumuler	75 % de la puissance max	Niveau de la mer ou altitude	Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 24°C																																
Moteur utilisant un dispositif de dosage de carburant tendant à empêcher le givrage	75 % de la puissance max	Niveau de la mer	Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 16°C																																
Avion bimoteur Moteur équipé d'un carburateur à pression	75 % de la puissance max	Niveau de la mer	Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 50°C																																
Moteur à dispositif d'injection de carburant Carburant injecté en aval de tout obstacle sur lequel de la glace pourrait se former	75 % de la puissance max	Niveau de la mer ou altitude	Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 16°C																																

Documents	Versions	Dates de publication	Informations															
CS 27 Small Rotorcraft	Initial issue Amendment 8	Novembre 2003 Juin 2021	<p>Le contenu de ces documents n'a pas été modifié entre les premières versions, datée de novembre 2003, et les dernières versions.</p> <p>Les informations relatives au phénomène sont indiquées dans le chapitre suivant :</p> <ul style="list-style-type: none"> - CS 23.1093 : Induction System Icing Protection <p>Il est d'abord précisé que le système d'admission d'air doit avoir des moyens pour prévenir et éliminer le givrage.</p> <p>Les conditions listées ci-dessous doivent être remplies, en prenant en compte un air exempt d'humidité visible à une température de -1°C et une puissance de 75 % :</p> <table border="1"> <thead> <tr> <th>Installations</th> <th>Altitude ou non</th> <th>Spécifications</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>Moteur équipé d'un carburateur à venturi « conventionnel » (à flotteur)</td> <td>Niveau de la mer</td> <td>Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 50°C</td> </tr> <tr> <td>Moteur équipé d'un carburateur à venturi « conventionnel » (à flotteur)</td> <td>Altitude</td> <td>Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 67°C</td> </tr> <tr> <td>Moteur équipé d'un carburateur à pression</td> <td>Niveau de la mer</td> <td>Dispositif de réchauffage nécessaire Température fournie supérieure ou égale à la température de refroidissement du moteur</td> </tr> <tr> <td>Moteur équipé d'un carburateur à pression</td> <td>Altitude</td> <td>Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 56°C ou 22°C si un dispositif de dégivrage par fluide est utilisé</td> </tr> </tbody> </table> <p><i>Notes : Pour les moteurs équipés d'une suralimentation, l'augmentation de température inhérente à ce dispositif peut être utilisée pour atteindre les conditions précédentes.</i></p>	Installations	Altitude ou non	Spécifications	Moteur équipé d'un carburateur à venturi « conventionnel » (à flotteur)	Niveau de la mer	Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 50°C	Moteur équipé d'un carburateur à venturi « conventionnel » (à flotteur)	Altitude	Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 67°C	Moteur équipé d'un carburateur à pression	Niveau de la mer	Dispositif de réchauffage nécessaire Température fournie supérieure ou égale à la température de refroidissement du moteur	Moteur équipé d'un carburateur à pression	Altitude	Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 56°C ou 22°C si un dispositif de dégivrage par fluide est utilisé
Installations	Altitude ou non	Spécifications																
Moteur équipé d'un carburateur à venturi « conventionnel » (à flotteur)	Niveau de la mer	Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 50°C																
Moteur équipé d'un carburateur à venturi « conventionnel » (à flotteur)	Altitude	Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 67°C																
Moteur équipé d'un carburateur à pression	Niveau de la mer	Dispositif de réchauffage nécessaire Température fournie supérieure ou égale à la température de refroidissement du moteur																
Moteur équipé d'un carburateur à pression	Altitude	Dispositif de réchauffage nécessaire Élévation de température demandée de 56°C ou 22°C si un dispositif de dégivrage par fluide est utilisé																
CS VLR Very Light Rotorcraft	Initial issue Amendment 3	Novembre 2003 Décembre 2018	<p>Le contenu de ce document n'a pas été modifié entre la première version, datée de novembre 2003, et la version datée de septembre 2021.</p> <p>Les informations relatives au phénomène sont indiquées dans le chapitre suivant :</p> <ul style="list-style-type: none"> - CS 22.1093 : Induction System Icing Protection <p>Les conditions listées ci-dessous doivent être remplies :</p> <table border="1"> <tbody> <tr> <td>Les aéronefs dont le moteur est équipé d'un carburateur à venturi « conventionnel » (à flotteur), un dispositif de réchauffage de l'air d'admission est nécessaire. En considérant un air exempt d'humidité visible à une température de -1°C et une puissance de 75 %, l'élévation de la température de 50°C est demandée.</td> </tr> <tr> <td>Lorsque l'entrée d'air est chauffée en continue, le dispositif de réchauffage cité précédemment n'est pas nécessaire.</td> </tr> </tbody> </table>	Les aéronefs dont le moteur est équipé d'un carburateur à venturi « conventionnel » (à flotteur), un dispositif de réchauffage de l'air d'admission est nécessaire. En considérant un air exempt d'humidité visible à une température de -1°C et une puissance de 75 %, l'élévation de la température de 50°C est demandée.	Lorsque l'entrée d'air est chauffée en continue, le dispositif de réchauffage cité précédemment n'est pas nécessaire.													
Les aéronefs dont le moteur est équipé d'un carburateur à venturi « conventionnel » (à flotteur), un dispositif de réchauffage de l'air d'admission est nécessaire. En considérant un air exempt d'humidité visible à une température de -1°C et une puissance de 75 %, l'élévation de la température de 50°C est demandée.																		
Lorsque l'entrée d'air est chauffée en continue, le dispositif de réchauffage cité précédemment n'est pas nécessaire.																		
CS 22 Sailplanes and Powered Sailplanes	Initial issue Amendment 3	Novembre 2003 Septembre 2021	<p>Le contenu de ce document relatif au phénomène n'a pas été modifié entre la première version, datée d'octobre 2003, et la version datée de juin 2020.</p> <p>Les informations relatives au phénomène sont indiquées dans le chapitre suivant :</p> <ul style="list-style-type: none"> - CS-E 230 : De-Icing and Anti-Icing Precautions - CS-E 470 : Contaminated Fuel <p>Dans le premier chapitre, il est précisé que le dispositif d'admission d'air doit minimiser le risque de formation de glace pouvant affecter le fonctionnement du moteur. Si nécessaire, ce dernier doit comprendre des dispositions pour l'utilisation d'un moyen de prévention. Dans ce cas, un indicateur pouvant définir la présence de glace doit être installé.</p> <p>Dans le deuxième chapitre, il est précisé que le système de carburant complet doit être capable de fonctionner sans dysfonctionnement du moteur avec des quantités probables de contaminant solide, d'eau et de glace présentes dans le carburant.</p>															
CS E Engines	Initial issue Amendment 6	Octobre 2003 Juin 2020																

Par ailleurs, l'EASA a publié plusieurs documents relatifs au givrage des carburateurs en aviation générale :

- un document présenté sous la forme d'une bande dessinée de la série Sunny Swift :
 - dernière version publiée en avril 2018 ;
 - disponible à l'adresse suivante : <https://www.easa.europa.eu/newsroom-and-events/news/sunny-swift-carburettor-icing> ;
 - son contenu est présenté ci-dessous ;
- une publication intitulée « Piston Engine Icing » :
 - publié en juillet 2013 ;
 - disponible à l'adresse suivante : <https://www.easa.europa.eu/document-library/general-publications/egast-leaflet-ga-5-piston-engine-icing> ;
 - son contenu est présenté ci-dessous ;
- l'EASA Safety Information Bulletin N°2010-03 :
 - publié en octobre 2010 ;
 - disponible à l'adresse suivante : <https://ad.easa.europa.eu/ad/2010-03> ;
 - ce document reprend le *Special Airworthiness Information Bulletin* (SAIB) CE-09-35, publié par la FAA le 30 juin 2009, décrit au § 3.3.2.3.

Le contenu des deux premiers documents est similaire. Le contenu détaillé de la publication « Piston Engine Icing » est le suivant :

- La publication « Piston Engine Icing » se présente comme un document d'assistance aux pilotes d'aéronefs équipés de moteurs à pistons, opérant à une altitude inférieure à 10 000 ft.
- La première information soulignée est que le phénomène n'est pas lié uniquement à la température, mais également à l'humidité relative. Il peut donc intervenir en présence d'une température largement positive si l'humidité relative est importante. Pour définir la probabilité de givrage et sa sévérité, fonction de la température et du point de rosée, un diagramme est proposé (Figure 17).

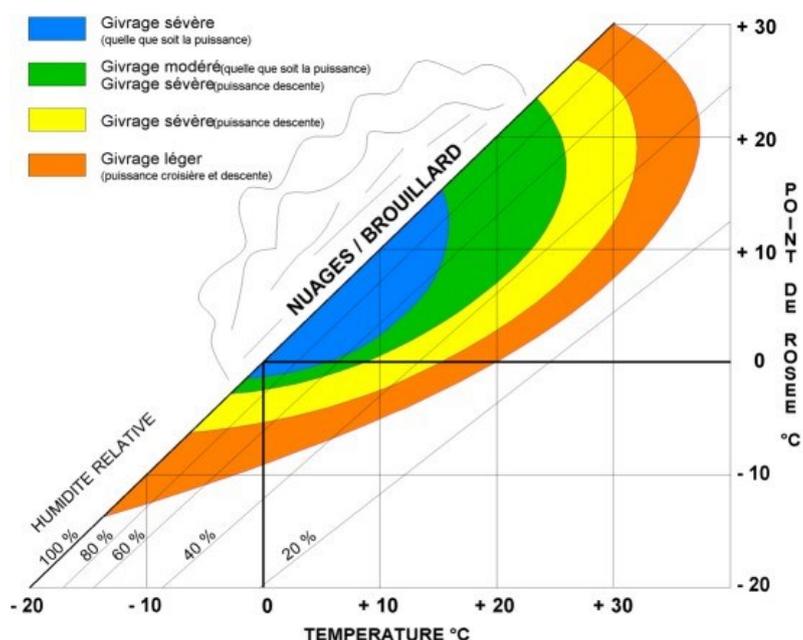


Figure 17 : Diagramme proposé par l'EASA
Source : Piston Engine Icing _ European General Aviation Safety Team _ GA5

- Le phénomène est présenté uniquement comme un facteur contributeur à l'accident ou l'incident.
- Le phénomène est particulièrement sensible à faible puissance, avec une sensibilité accrue de certaines installations motrices (**Commentaire BEA : sans précision particulière**) et avec l'utilisation de MOGAS (**Commentaire BEA : sans justification**).
- Les trois types de phénomène de givrage sont décrits.
- Il est précisé que c'est au pilote d'être en alerte constante pour ce type de phénomène et de détecter le risque de givrage, en utilisant les informations météo disponibles et en analysant son environnement de vol (ex : humidité relative très importante en présence de nuages ou de brouillard). Le pilote doit toujours se référer aux informations du manuel de vol.
- Pour un aéronef équipé d'une hélice à pas fixe, il est précisé que le phénomène se traduit par une baisse du régime moteur et une baisse des performances de l'aéronef (vitesse et ou altitude).
- Pour un aéronef équipé d'une hélice à vitesse constante, il est précisé que le phénomène se traduit par une baisse de la pression d'admission. Il est également précisé qu'une baisse légère de la température d'échappement peut être détectée avant la baisse de performance du moteur.
- Il est précisé que le dispositif de réchauffage carburateur doit normalement être utiliser en position ON/OFF, une utilisation partielle ne peut être envisagée que si le manuel de vol le précise.
La publication préconise l'utilisation du réchauffage carburateur dans les conditions suivantes :
 - ⇒ une utilisation périodique lorsque les conditions favorisent le phénomène de givrage (par phase d'une durée au moins égale à 15 secondes) (**Commentaire BEA : sans justification**) ;
 - ⇒ lorsque le phénomène intervient et que les indices sont identifiés par le pilote, en s'assurant que le réchauffage est coupé lorsque la glace a été totalement fondue ;
 - ⇒ systématiquement lorsque les conditions sont favorables au phénomène.
 Ce dispositif de réchauffage doit faire l'objet de tests réguliers pour vérifier son efficacité. Le dispositif ne doit pas être utilisé durant le décollage sauf si le manuel de vol le permet.
- En conclusion, la publication « Piston Engine Icing » donne des informations aux pilotes pour prévenir, détecter et le cas échéant gérer le phénomène de givrage. Aucune source bibliographique n'est précisée. Les données qui ont conduit à la construction du diagramme de prédiction du phénomène ne sont pas précisées.

3.3.2.2 – FAA

Les documents de certification exploités sont :

- Part 23 _ Airworthiness Standards : Normal Category Airplanes
- Part 27 _ Airworthiness Standards : Normal Category Rotorcraft
- Part 33 _ Airworthiness Standards : Aircraft Engines
- Advisory Circular 20-73A _ Aircraft Ice Protection _ Version publiée le 16 août 2006
- Advisory Circular 23-16A _ Powerplant Guide For Certification Of Part 23 Airplanes And Airships _ Version publiée le 23 février 2004.

Le contenu de la Part 23 est identique à celui de la CS 23.

Le contenu de la Part 27 est identique à celui de la CS 27.

Le contenu de la Part 33 est identique à celui de la CS E.

Advisory Circular 20-73A :

Cette circulaire n'est pas obligatoire et n'est pas un règlement. Elle indique les moyens pour se conformer aux exigences relatives à la protection contre le phénomène de givrage spécifiées par la FAA.

Cette circulaire n'amène pas d'information complémentaire significative pour l'étude menée par le BEA.

Advisory Circular 23-16A :

Cette circulaire fournit des informations et des conseils sur les moyens pour se conformer aux exigences de la Part 23, sous-partie E. Cette circulaire n'est ni obligatoire ni de nature réglementaire et ne constitue pas un règlement.

Cette circulaire comporte un chapitre dédié « 23.1093 Induction system icing protection ». Dans ce chapitre on retient les contenus suivants :

Extrait 1 :

« La conformité au § 23.1093 peut être démontrée en utilisant une combinaison appropriée des méthodes énumérées et décrites ci-dessous.

1. *Conformité aux exigences de givrage de la Part 33 ;*
2. *Similarité et expérience de service ;*
3. *Analyse ;*
4. *Essais au sol ;*
5. *Essais en vol avec un ravitailleur aéroporté givrant ;*
6. *Essais en vol dans des conditions de givrage naturel.»*

Extrait 2 :

« La certification du moteur selon la Part 33 ne répond pas entièrement à toutes les exigences d'installation du moteur de la part 23. »

Extrait 3 :

« Il est de la responsabilité du demandeur de l'avion et non du motoriste de démontrer la conformité aux exigences de protection contre le givrage du système d'induction de la Part 23. »

Extrait 4 :

« Le constructeur du moteur doit être en mesure d'identifier les points critiques, les conditions et les exigences opérationnelles qui peuvent devoir être traités lors de la démonstration de la conformité aux exigences d'installation. »

Extrait 5 :

« Même si l'expérience et les données antérieures sont utilisées, chaque installation d'admission/moteur et les caractéristiques de fonctionnement associées peuvent être différentes et doivent être prises en compte individuellement. »

Extrait 6 :

« Les avions qui ne sont pas certifiés pour le vol dans des conditions givrantes conformément au § 23.1419 n'exigent pas nécessairement un essai en vol dans des conditions givrantes naturelles pour démontrer la conformité avec le § 23.1093. »

Commentaires BEA :

- Ce chapitre insiste sur l'importance de l'intégration du système propulsif dans l'aéronef et les spécificités associées.
- La prise en compte du phénomène de givrage dans le dispositif d'admission d'air est un travail collaboratif entre l'avionneur et le motoriste.

Ce type de remarque n'a pas été identifié dans les textes de l'EASA.

Suivant ces conseils et recommandations, on peut s'attendre à une connaissance approfondie du phénomène de la part de chaque avionneur, avec les spécificités de chaque aéronef.

Par ailleurs, la FAA a publié plusieurs documents ou articles relatifs au givrage carburateur :

- Advisory Circular 20-113 :
 - publiée le 22 octobre 1981 ;
 - disponible à l'adresse suivante : https://www.faa.gov/regulations_policies/advisory_circulars/index.cfm/go/document.information/documentID/22120 ;
 - le contenu et la philosophie de l'Advisory Circular sont similaires à ceux de la publication de l'EASA « Piston Engine Icing ». L'Advisory Circular se distingue par une bibliographie ;
- Special Airworthiness Information Bulletin (SAIB) CE-09-35 :
 - publié le 30 juin 2009 ;
 - disponible à l'adresse suivante : <http://www.tdatacorp.com/saib/CE-09-35.htm> ;
 - La FAA précise que le phénomène de givrage carburateur n'est pas considéré comme dangereux, d'après la réglementation.
Entre 1998 et 2007, la FAA indique que 212 accidents, dont 13 mortels, sont dus à ce phénomène.
Le document propose ensuite un diagramme permettant de définir la possibilité d'un phénomène de givrage carburateur et sa sévérité (Figure 18). Les données ayant permis la construction de ce diagramme ne sont pas précisées.

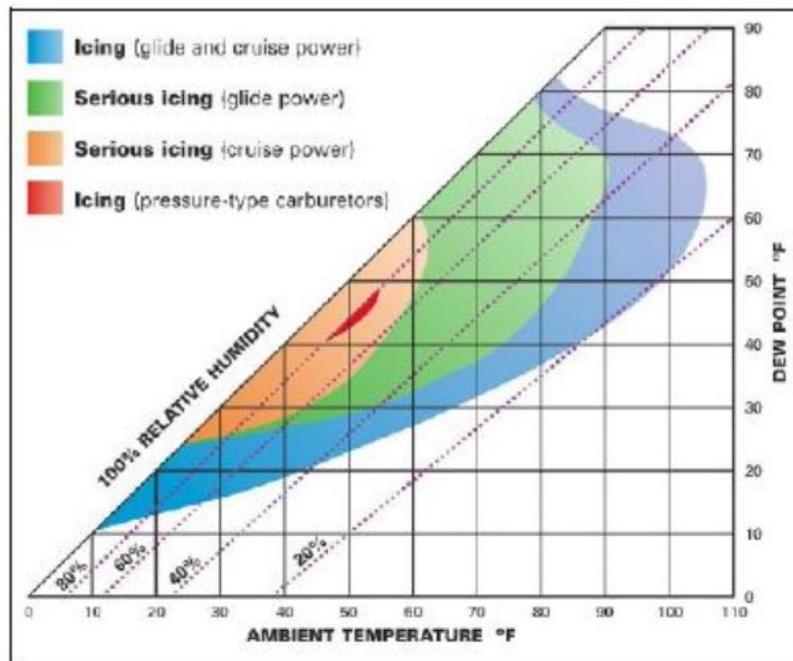


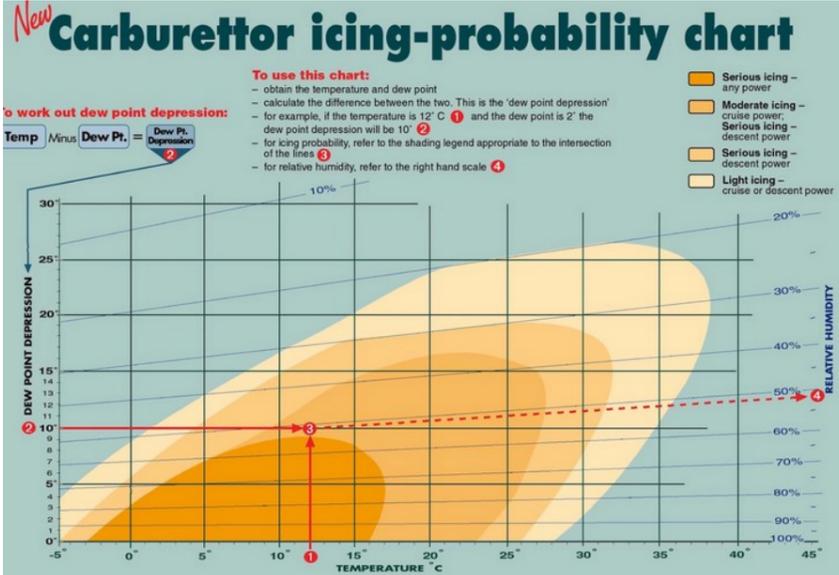
Figure 18 : Diagramme proposé par la FAA
 Source : *Special Airworthiness Information Bulletin (SAIB) CE-09-35*

- Articles dans la revue *FAA Aviation News* :
 - numéro de janvier-février 2010 dans lequel un rappel du phénomène est réalisé ;
 - numéro de janvier-février 2017 dans lequel un rappel du phénomène est également réalisé et l'importance de l'utilisation du dispositif de réchauffage est souligné.
- Plusieurs ouvrages :
 - *Aviation Maintenance Technician Handbook-Powerplant Volume 1* ;
 - *Aviation Maintenance Technician Handbook-Airframe Volume 2* ;
 - *Aviation weather* ;

Dans ces ouvrages, les informations sont identiques à celles présentées dans les autres publications.

3.3.3. Publications des autorités Nationales

Les publications identifiées et une synthèse de leur contenu sont présentées dans le tableau à suivre.

Autorités	Publications	Date de publications	Contenus
	Symposium	Octobre 2008	Sujet très rapidement abordé avec le rappel du diagramme proposé par l'EASA.
DGAC	Bulletin de sécurité de la DSAC N°16	Janvier 2013	Présentation d'un retour d'expérience (cas d'un avion Cessna 150) On note le commentaire suivant : « Ce diagramme a donc ses limites et ne donne qu'une vague estimation du risque qui, lui, va dépendre beaucoup de l'avion. On peut se demander comment, en entrant les paramètres météorologiques T° et Td°, on arrive à déterminer le risque de givrage au niveau du carburateur. En fait, ces zones à risque ont été établies après près de 5400 cas de givrage carburateur avec les conditions températures observées au sol : elles ne couvrent donc pas tous les cas ; il y a donc lieu d'être prudent. » Commentaire BEA : Les recherches bibliographique du BEA n'ont pas permis d'affirmer ou d'infirmer les informations précisées dans ce commentaire.
CAA UK	Safety Sense Leaflet – Piston Engine Icing – 14 _version b	Janvier 2013	Le contenu de ce document est strictement identique à la publication de l'EASA intitulée « Piston Engine Icing ».
ATSB Australie	Article disponible sur le site : https://shop.casa.gov.au/products/carburettor-icing-probability-chart	Publication en vigueur	Fait référence au diagramme indiqué ci-dessous.
	L'autorité publie un diagramme spécifique pour définir la possibilité et la sévérité du phénomène de givrage.	Publication en vigueur	<p>La dernière version du diagramme est la suivante :</p>  <p>The chart is titled 'New Carburettor icing-probability chart'. It plots Dew Point Depression (°C) on the y-axis (0 to 30) against Temperature (°C) on the x-axis (-5 to 45). The chart is divided into five shaded regions representing icing severity: Serious icing - any power (dark orange), Moderate icing - cruise power (orange), Serious icing - descent power (light orange), Serious icing - descent power (yellow), and Light icing - cruise or descent power (pale yellow). A legend on the right explains the shading. A red dashed line indicates a 10% icing probability threshold. A red arrow points to a specific data point at approximately 12°C temperature and 10°C dew point depression, which falls into the 'Serious icing - descent power' zone.</p> <p>Figure 19 : Diagramme proposé par les autorités Australiennes Source : https://www.google.com/url?sa=t&rct=j&q=&esrc=s&source=web&cd=&ved=2ahUKEwin7_un84j2AhWK4IUKHehDBwQFnoECAgQAQ&url=https%3A%2F%2Fwww.atsb.gov.au%2Fmedia%2F47763%2Fcarb_icing.pdf&usg=AOvVaw2YdHq7rNGCrzkxZU6rXWXP</p> <p>Les données ayant permis la construction de ce diagramme ne sont pas précisées.</p>

Autorités	Publications	Date de publications	Contenus
Transport Canada	« Givrage du carburateur », appartenant à la série de documents « Un instant pour votre sécurité ».	2014	<p>Dans ce document, il est précisé que le givrage du carburateur est une cause courante d'accidents. Il est également indiqué que dans la plupart de ces accidents, le pilote n'a pas bien compris le mécanisme de formation du givre et le fonctionnement du dispositif de réchauffage.</p> <p>Le document propose le diagramme suivant permettant de définir le givrage potentiel du carburateur et sa sévérité :</p> <div data-bbox="1567 367 2398 777" data-label="Figure"> </div> <p>Figure 20 : Diagramme proposé par les autorités Canadiennes Source : Un instant pour votre sécurité, https://tc.canada.ca/fr/aviation/publications/instant-votre-securite-tp-2228/givrage-carburateur-tp-2228f-38</p> <p>Les données ayant permis la construction de ce diagramme ne sont pas précisées.</p> <p>Il est précisé que ce diagramme ne s'applique pas à un carburateur alimenté en essence automobile (MOGAS) en raison de sa volatilité plus importante, favorisant d'autant plus le givrage.</p>
CAA Nouvelle Zélande	Aircraft Icing Handbook	Juin 2000	Le document comprend un chapitre dédié au dispositif d'admission d'air. Les informations délivrées sont similaires à celles du document de l'EASA.
	Article dans la revue Vector	novembre/décembre 2002	Sujet rapidement abordé avec les informations les plus communes.
	Safety Message « No Ice, Thanks »	2015	Fait référence au diagramme proposé par les autorités australiennes.

Autorités	Publications	Date de publications	Contenus
Danemark - Ministère des transports / Institut de météorologie	Carburetor Icing-Probability	2004	<p>Ce rapport technique a été réalisé à la demande du <i>Danish Accident Investigation Board</i>.</p> <p>L'étude a consisté à générer des statistiques de probabilité de givrage carburateur, au Danemark, pour chaque mois de l'année et pour sept hauteurs distinctes : 124, 1250, 2500, 3750, 5000, 6250 et 7500 ft. Ces statistiques ont été générées à partir des relevés d'une radiosonde, mesurant la température et le point de rosée, deux fois par jour et durant 24 ans. Pour chaque point de mesure, la probabilité de givrage et sa sévérité sont définies à l'aide du diagramme proposé par les autorités australiennes, pour le couple température/point de rosée.</p> <p>Le rapport précise qu'aucune information relative à la construction du diagramme proposé par les autorités australiennes n'est disponible, son origine demeure inconnue.</p> <p>Il est également précisé que l'effet de l'altitude, et plus précisément de son influence sur la réduction de la pression relative engendrée par le phénomène de venturi, n'a pas été étudié.</p> <p>Cette étude conclut que :</p> <ul style="list-style-type: none"> • le risque de givrage sévère ou modéré existe toute l'année, à toutes les hauteurs étudiées ; • la probabilité de givrage sévère ou modéré diminue avec la hauteur, avec des variations saisonnières importantes ; • au sol, la probabilité de givrage sévère ou modéré varie peu selon les saisons ; • l'effet saisonnier est plus sensible à partir de la hauteur de 2500 ft, avec un phénomène de givrage plus probable en été.

3.3.4. Bilan

Ces publications n'apportent pas d'informations complémentaires au BEA pour la prise en compte et l'analyse du phénomène de givrage dans les dispositifs d'admission d'air des moteurs à pistons dans ses enquêtes.

Les exigences de certification sont essentiellement concentrées sur le dispositif de réchauffage. Une publication de la FAA précise également que le constructeur de l'avion est responsable de l'intégration motrice et de la conformité aux exigences de protection contre le givrage. Dans ces conditions, on devrait s'attendre à une connaissance approfondie de la part du constructeur de l'avion du comportement du système propulsif aux conditions givrantes.

3.4. Autorités en charge des enquêtes de sécurité

3.4.1. Rapports d'enquêtes

3.4.1.1 – Objectif, sources et synthèse des résultats

L'objectif était d'identifier comment le phénomène de givrage du système d'admission d'air des moteurs à pistons est traité dans les rapports d'enquêtes.

Le tableau en page suivante présente les rapports d'enquête exploités en précisant le pays ayant publié le document, le type d'aéronef et les références utilisées. Ces rapports ont été identifiés sur le site internet des bureaux considérés. Le BEA a choisi de limiter ces recherches aux rapports publiés depuis 2000.

Dans les différents rapports d'enquête exploités, le phénomène de givrage du dispositif d'admission d'air est généralement présenté comme une hypothèse d'une perte de puissance ayant conduit ou ayant été un facteur contributif à l'accident ou l'incident.

Les bureaux d'enquêtes traitent cette information en se basant sur les conditions météo du jour au sol, et en reportant ces conditions dans un des diagrammes cités précédemment. La présentation faite dans ces rapports est donc similaire à celle faite par le BEA.

Aucun rapport, à l'exception d'un document, ne fait d'analyse en s'intéressant à l'installation motrice considérée.

3.4.1.2 – Résultats

Années Référence rapport	Aéronefs	Moteurs	Conditions	Commentaires	Type de givrage défini (voir chapitre 5.8)
États-Unis					
2018 CEN18LA385	Zenair ZENITH CH 750	General Motors modèle Corvair	Température : 21°C Point de rosée : 19°C	En montée initiale Fait référence à la publication CE-09-35 de la FAA	Serious in glide power
2018 CEN18TA233	Cessna 150F	Continental O-200A	Température : 26°C Point de rosée : 23°C	En croisière Fait référence à la publication CE-09-35 de la FAA	Serious in glide power
2018 CEN18LA152	Grumman G 164A	Pratt&Whitney R-1340-AN1	Température : 25°C Point de rosée : 9°C	Juste après le décollage Fait référence à la publication CE-09-35 de la FAA	Serious in glide power
2018 CEN18LA138	Piper PA 24	Lycoming O-360 SER	Température : 29°C Point de rosée : 18°C	En finale Fait référence à la publication CE-09-35 de la FAA	Serious in glide power
2018 CEN18LA131	Cessna 180	Continental O 470J	Température : 12°C Point de rosée : 5°C	Fait référence à la publication CE-09-35 de la FAA	Serious at any power
2018 ERA18LA059	Cessna 172	/	Température : 10°C Point de rosée : 5°C	Fait référence à la publication CE-09-35 de la FAA	Serious at cruise power
2018 GAA18CA038	Piper PA 28-140	Lycoming O-320-E2A	Température : 20°C Point de rosée : 17°C	En approche Fait référence à la publication CE-09-35 de la FAA	Serious in glide power
2017 CEN17LA376	Cessna 182M	Continental O-470-R	Température : 26°C Point de rosée : 18°C	Fait référence à la publication CE-09-35 de la FAA	Moderate cruise/ Serious descent
Canada					
2000 A00P0094	Stits Playmate SA-11A	Lycoming O-320-B1A	Température : 12°C Point de rosée : 7°C	En croisière Fait référence à la section AIR (Discipline aéronautique 2.3 de la Publication d'Information aéronautique (AIP Canada)) Le bureau d'enquête considère que le givrage est l'hypothèse la plus probable pour expliquer le comportement du moteur. Le rapport insiste également sur l'utilisation de carburant automobile, favorisant encore plus le givrage.	Givrage intense à tout régime
2003 A03O0285	Cessna 172N	Lycoming O-320-H2AD	Température : 23°C Point de rosée : 14°C	En croisière Fait référence au graphique présenté dans la publication « un instant pour la sécurité »	Modéré
2011 A11O0222	Robinson R22	Lycoming O-320-B2C	Température : 4°C Point de rosée : 1°C	Au décollage Fait référence au graphique présenté dans la publication « un instant pour la sécurité » Fait référence à la Safety Notice SN 25 du constructeur Robinson Le bureau d'enquête introduit la particularité d'utilisation du moteur sur un hélicoptère avec les conséquences possibles sur les risques de givrage au décollage.	Givrage intense à tout régime

Années Référence rapport	Aéronefs	Moteurs	Conditions	Commentaires	Type de givrage défini (voir chapitre 5.8)
Australie					
2009 ao2009031	Robinson R22	Lycoming O-360-J2A	Température : 13°C Point de rosée : 13°C	Fait référence au graphique classique des autorités australiennes Le givrage est présenté comme une hypothèse.	Serious at any power
2011 ao2011098	Cessna 177	Lycoming O-360-A1F6D	Température : 18°C Point de rosée : 10°C	Fait référence au graphique classique des autorités australiennes Le givrage est présenté comme une hypothèse.	Moderate cruise/ Serious descent
2012 ao2012078	Robinson R44	Lycoming	Température : 13°C Point de rosée : -4°C	Fait référence au graphique classique des autorités australiennes	Serious in glide power
2013 ao2013119	Bell 47G2A		Température : 13,5°C Point de rosée : 9,1°C	Fait référence au graphique classique des autorités australiennes	Serious at any power
2014 ao2014149	Van's Aircraft RV-6	Lycoming O-360	Température : 17°C Point de rosée : 11°C	Fait référence au graphique classique des autorités australiennes Le givrage est présenté comme un facteur contributif.	Moderate cruise/ Serious descent
2016 ao2016059	Piper PA-28-161	Lycoming O-320	Température : 10,9°C Point de rosée : 6,5°C	Fait référence au graphique classique des autorités australiennes	Serious at any power
2016 ao2016153	Ryan STA-SPL	Menasco	Température : 14°C Point de rosée : 10°C	Fait référence au graphique classique des autorités australiennes	Serious at any power
2017 ao2017110	Robinson R44	Lycoming		Fait référence au graphique classique des autorités australiennes	Serious in descent
Royaume-Uni					
2006 EW/G2006/05/19	Cessna F172M	Lycoming O-320-E2D	Température : 8°C Point de rosée : 6°C	En montée Il est indiqué que le givrage carburateur a été un facteur contributif à 14 accidents mortels et plus de 250 incidents depuis 1976.	Serious at any power
2006 EW/G2006/08/18	Cessna F172N	Lycoming O-320-H2AD	Température : 18°C Point de rosée : 13°C (au sol)	En croisière Fait référence au Safety Sense Leaflet 14	Moderate – cruise power
2006 EW/G2006/12/02	Pitts S-1S	Lycoming O-360-A4A	Température : 9,5°C Point de rosée : 5°C	Durant une acrobatie Fait référence au Safety Sense Leaflet 14	Serious at any power
2007 EW/G2007/09/16	Piper PA-28-140	Lycoming O-320-E2A	Température : 15°C Point de rosée : 11°C	En descente Fait référence au Safety Sense Leaflet 14	Cruise and descent
2007 EG/G2007/11/04	Cessna F172	Lycoming O-235-L2C	Température : 12°C Point de rosée : 11°C	Fait référence au Safety Sense Leaflet 14	Serious at any power
2009 EW/G2009/06/23	Jodel D117	Continental C90-14F	Température : 24°C Point de rosée : 17°C	/	Moderate cruise / Serious descent
2009 EW/G2009/10/01	Piper J3C-65	Continental C85-12F	Température : 4°C Point de rosée : 2°C	Fait référence au Safety Sense Leaflet 14	Serious at any power
2011 EW/G2011/01/02	DR400-180	Lycoming O-360-A3A	Température : 7°C Point de rosée : 2°C	En montée Fait référence au Safety Sense Leaflet 14	Serious at any power
2013 EW/G2013/05/01	Piper PA-28-140	Lycoming O-320-E3D	Température : 13°C Point de rosée : 7°C	En approche Fait référence au Safety Sense Leaflet 14	Serious at any power
2014 EW/G2014/10/07	Piper PA-28-161	Lycoming O-320-D3G	Température : 15°C Point de rosée : 14°C	En descente Fait référence au Safety Sense Leaflet 14	Serious at any power
2016 EW/G2016/06/20	Piper PA-28-161	Lycoming O-320-D3G	Température : 20°C Point de rosée : 13°C	En approche finale Fait référence au Safety Sense Leaflet 14	Moderate cruise / Serious descent
2017 EW/G2017/04/09	Piper PA-28-151	Lycoming O-320-E3D	Température : 11°C Point de rosée : 4°C	En descente Fait référence au Safety Sense Leaflet 14	Serious at any power

Années Référence rapport	Aéronefs	Moteurs	Conditions	Commentaires	Type de givrage défini (voir chapitre 5.8)
Irlande					
2014 2014-012	Cessna F172M	Lycoming O-320-E2D	Température : 23°C Point de rosée : 17°C	Fait référence au Safety Sense Leaflet 14 ainsi qu'à la publication de l'EASA « Piston Engine Icing »	Moderate cruise / Serious descent
Islande					
2006 M-03506/AIG- 19	Cessna 180M	Texas Skyways O-470-U/TS	Température : 10°C Point de rosée : 6°C	Fait référence au Safety Sense Leaflet 14	Serious at any power
Belgique					
2012 AAIU-2012-07	Socata MS880B	Continental O-200A	Température : 9°C Point de rosée : 3°C	Fait référence au diagramme proposé par les autorités canadiennes	Serious at any power
Norvège					
2017 SL2017/01	Robinson R22	Lycoming O-320-B2C	Température : 12- 13°C Point de rosée : 0-3°C	Fait référence au diagramme proposé dans le SAIB CE-09-35 publié par la FAA Fait également référence à la Safety Notice SN 25 publié par le constructeur de l'aéronef et au SIB 2010-13 « Carburetor icing prevention » publié par l'EASA	Serious at glide power
Suède					
2009 RL 2009 :21e	Robinson R44	Lycoming O-540-F1B5	Température : 5°C Point de rosée : 3°C	Le rapport cite deux Safety Notice publiées par le constructeur de l'hélicoptère : <ul style="list-style-type: none"> • SN 25 : Carburetor Ice ; • SN 31 : Governor can mask carb ice Fait référence au diagramme proposé par les autorités canadiennes	Serious at any power
Suisse					
2009 N°2143	Piper PA- 28-161	Lycoming O-320-D3G	Température : 0°C Point de rosée : -7°C Approximation des données en altitude par rapport aux données au sol	En montée Fait référence au diagramme proposé par les autorités canadiennes, rappelé dans le numéro 21 du magazine « Safer flying » publié par la Fédération suisse de vol à moteur, en novembre 2015	Light icing
JAPON					
2017 AI2017-5	Scheibe SF25C Falke	Limbach L1700EA1	Température : 0°C Point de rosée : -4°C	Fait référence au document publié par l'autorité de Nouvelle Zélande, en 2005	Serious at glide power
Afrique du Sud					
2019 CA18/3/2/1241	Cessna Textron, C182N	/	Température : 32°C Point de rosée : 18°C	Fait référence au diagramme proposé par les autorités australiennes L'hypothèse du givrage n'est pas retenue.	Light icing

3.4.2. Publications spécifiques

On note que le NTSB et l'ATSB ont publié des documents spécifiques à ce phénomène. Le contenu de ces documents est similaire à celui de la publication « Piston Engine Icing » de l'EASA.

Le NTSB a publié le Safety Alert SA-029, dont la dernière version date de décembre 2015.

Dans cette publication, le NTSB précise que le phénomène de givrage carburateur est une cause ou un facteur d'environ 250 accidents entre 2000 et 2011.

Il est rappelé que ce phénomène n'est pas uniquement possible lorsque la température extérieure est très basse. Le NTSB recommande aux utilisateurs de se référer au manuel de vol de leur aéronef pour utiliser efficacement le dispositif de réchauffage.

L'ATSB a publié un article relatif au givrage carburateur appartenant à la série d'articles « Melting Moments ». Dans cet article, le phénomène est décrit, les indices pour le reconnaître sont rappelés. L'ATSB précise que le phénomène de givrage carburateur est évoqué lorsque le moteur ne présente pas d'endommagement ou de singularité, le carburant est présent dans le circuit et les commandes sont en place.

3.5. Consultations des autorités

Afin de mieux comprendre l'origine des diagrammes proposés par l'EASA, la FAA, Transport Canada et les autorités australiennes, ces autorités ont été consultées. Les réponses transmises au BEA sont les suivantes :

Autorités	Informations transmises au BEA
EASA	Pas de réponse reçue.
Etats-Unis / NTSB / FAA	<p>Dans le cadre de l'enquête suite à l'accident de l'avion Cessna 172G Skyhawk, immatriculé N4379L, survenu le 27 août 2018, à Rushville, le NTSB a précisé au BEA qu'un échange était intervenu sur le phénomène de givrage avec la FAA. Cet échange portait sur les points suivants :</p> <ul style="list-style-type: none"> <p>Point 1 : Dans ces diverses publications, la FAA a proposé trois diagrammes différents. Un diagramme supplémentaire est proposé par le TSB. Le NTSB s'interroge sur le diagramme à utiliser.</p> <p>La FAA précise que les informations à prendre en compte sont celles contenues dans les deux documents suivants :</p> <ul style="list-style-type: none"> - Advisory Circular 20-113 ; - Special Airworthiness Information Bulletin (SAIB) CE-09-35. <p>La FAA précise également que les informations spécifiques pouvant être fournies dans les manuels de vol doivent également être considérées.</p> <p>Par ailleurs, la FAA précise que</p> <ul style="list-style-type: none"> - les diagrammes proposés sont destinés à communiquer à la communauté des pilotes l'étendue des conditions atmosphériques où le givrage du carburateur est possible plutôt que le moment où cela se produira ; - le phénomène dépend de nombreux facteurs, qui incluent non seulement les conditions atmosphériques, mais également la configuration et l'état de fonctionnement de l'avion et du moteur ; - le pilote doit utiliser les instruments à sa disposition pour identifier les symptômes du phénomène et mettre en œuvre les pratiques pour éviter une accumulation de glace. <p>Point 2 : Les diagrammes proposés peuvent-ils être utilisés comme un outil durant une démarche d'investigation ?</p> <p>La FAA précise que ces diagrammes peuvent être un guide pour identifier que le phénomène de givrage peut se produire si un aéronef évolue dans l'environnement défini dans l'un de ces graphiques. La FAA spécifie cependant l'importance de ne pas supposer que le phénomène s'est réellement produit simplement parce qu'un aéronef évoluait dans un environnement propice au givrage identifié sur ces diagrammes.</p> <p>Point 3 : Comment doivent être utilisés ces diagrammes ?</p> <p>La FAA précise que ces diagrammes sont présentés pour souligner que le phénomène de givrage peut se produire dans la majorité de l'enveloppe de fonctionnement, et comprend des zones à l'intérieur de cette enveloppe où une accumulation de glace plus grave peut se produire en fonction du type de carburateur. Ces informations ne sont pas fournies pour indiquer aux pilotes quand appliquer le dispositif de réchauffage.</p> <p>La FAA indique que ces diagrammes sont issus de tests en laboratoire effectués dans les années 40, sans précision complémentaire.</p>

Autorités	Informations transmises au BEA
Transport Canada	Pas de réponse reçue.
Australie / ATSB	<p>D'après les informations transmises par l'enquêteur de l'ATSB ayant travaillé sur le dernier diagramme proposé par les autorités australiennes, le diagramme proposé par les autorités Australienne a d'abord été copié d'un document de l'Asia Pacific Air Safety, en 1999, lui-même dérivé de celui proposé dans le Livre de Wood et Sweginnis «Aircraft Accident Investigation - edition 2. Le graphique créé par Wood et Sweginnis serait basé sur un document de l'OACI plus ancien qui avait été dérivé d'un document du TSB Canada encore plus ancien, mais dont l'ATSB n'a pas de copie à fournir. Aucune information précise n'a donc été fournie sur les données ayant permis la construction du diagramme.</p> <p>L'enquêteur de l'ATSB ayant travaillé sur le dernier diagramme proposé par les autorités australiennes précise également :</p> <p>« Un point important à considérer est que certaines configurations de moteur/cellule étaient plus sujettes à une perte de puissance due au givrage carburateur que d'autres. Les anciens avions C175 / 172 équipés d'un moteur Continental O-300 étaient réputés pour leurs arrêts brusques sans avertissement.</p> <p>De plus, les conditions température/humidité n'étaient disponibles qu'au niveau du sol. On pensait que la perte de puissance liée au givrage du carburateur se produisait pendant les descentes prolongées à faible puissance, où les données utiles étaient insuffisantes pour évaluer avec précision le risque et vous pouviez facilement geler lorsque vous étiez encore en altitude. L'article proposé sur le site de l'ATSB a été conçu pour donner une large indication du risque, car le givrage carburateur n'est pas un phénomène « ON/OFF » qui commence soudainement dans des conditions prédéterminées et prévisibles. Le givrage carburateur peut se produire dans des conditions chaudes et humides et s'aggraver régulièrement, et le graphique était destiné à donner une indication de la gravité du risque.</p> <p>Il serait inutile et trompeur de conseiller aux pilotes d'utiliser le dispositif de réchauffage carburateur uniquement lorsque l'OAT est tombée en dessous d'une valeur définie, lorsque le pilote ne pouvait pas connaître l'humidité, c'est pourquoi l'article sur le site de l'ATSB ne mentionnait que le respect des SOP. Je ne conseille pas d'utiliser le graphique hors contexte. Le graphique est un outil utile pour une évaluation approximative par un pilote en activité. »</p>

3.6. Fédérations, associations et sites internet spécialisés

Le phénomène est rappelé dans de nombreux bulletin de sécurité, ou équivalent, dans les multiples fédérations ou, associations. Des exemples sont listés ci-dessous :

Pays	Fédérations ou Association	Articles ou autres	Contenus
France	Fédération Française Aéronautique	Flash sécurité des vols N°14 Disponible à l'adresse suivante : https://www.securitedesvols.aero/initiatives/ffa	Rappel du diagramme proposé par l'EASA et rappel de l'utilisation du dispositif de réchauffage
France	FFPLUM / Fédération Française	Mémo sécurité du pilote ULM, 5 ^{ème} édition Disponible à l'adresse suivante : https://ffplum.fr/securite/memo-securite	Un chapitre est dédié au phénomène. Ce chapitre rappelle : <ul style="list-style-type: none"> • le diagramme proposé par l'EASA ; • le phénomène peut être rencontré sur tous les carburateurs, y compris sur les moteurs 2 temps ; • le risque est maximum entre -5 et 15°C, en présence d'humidité et à des régimes faibles ; • l'importance de descendre si possible, mettre plein gaz et utiliser le dispositif de réchauffage lorsque les symptômes sont identifiés (ratés moteur et/ou perte de régime).
		Bulletin de sécurité des vols N°42, daté de novembre 2017 Disponible à l'adresse suivante : https://ffplum.fr/securite/lettre-securite?idU=4	Rappel très succinct des conditions les plus propices au phénomène et les actions à mener si les symptômes sont identifiés.
Suisse	Fédération Suisse de Vol à Moteur	Article dans le bulletin de sécurité N°21 daté de novembre 2015 Disponible à l'adresse suivante : https://fsvm.ch/index.php/information/safer-flying	Rappel du diagramme proposé par les autorités canadiennes. Le document précise les conditions les plus propices au phénomène (présence d'humidité et température comprise entre -5 et 20°C) et rappelle les conditions d'utilisation du dispositif de réchauffage en fonction du givrage considéré (absent, léger, fort).
Grande Bretagne	Light Aircraft Association	Safety Spot daté de décembre 2016 Disponible à l'adresse suivante : http://www.lightaircraftassociation.co.uk/2016/Magazine/Dec/issue_dec.html	Rappel du document Safety Sense Leaflet – Piston Engine Icing – 14 _ version b et de son contenu. Présentation d'un cas.
Aircraft Owners and Pilots Association (AOPA)	Etats-Unis	https://www.aopa.org/training-and-safety/students/presolo/skills/carburetor-icing Safety Brief Numéro 9 (daté de 2009) Safety Brief Numéro 9 daté de 2009 Disponible à l'adresse suivante : https://www.aopa.org/media/Files/AOPA/Home/Pilot-Resources/ASI/Safety-Briefs/SB09.pdf	Rappel du phénomène, des conditions propices au givrage et de l'utilisation du dispositif de réchauffage

Les informations sont également reprises sur divers sites internet spécialisés. Des exemples sont listés ci-dessous :

- <https://www.boldmethod.com/learn-to-fly/aircraft-systems/dont-let-carb-ice-happen-to-you/>
- <https://www.flightliteracy.com/powerplants-induction-and-carburetor-systems-part-one-2/>
- https://www.skybrary.aero/index.php/Piston_Engine_Induction_Icing

Ces publications n'apportent pas d'informations complémentaires au BEA pour la prise en compte et l'analyse du phénomène de givrage dans les dispositifs d'admission d'air des moteurs à pistons dans les enquêtes.

3.7. Formation de pilote en France

3.7.1. Licence de Pilote Privé (PPL)

Le contenu des manuels ci-dessous a été exploité.

Manuel du pilote d'avion / Edition CEPADUES	Edition 12 / 2008
	Edition 17 / 2015
	Edition 18 / 2018

Dans chaque ouvrage, un chapitre dédié est identifié.

Le contenu de ce chapitre est homogène dans les trois versions exploitées.

Ce chapitre a le contenu suivant :

- description du principe de fonctionnement du carburateur à flotteur ;
- description du phénomène de givrage de carburateur (le type de givrage le plus commun), les autres types de givrage ne sont pas expliqués ;
- présentation des conditions propices à l'apparition de ce phénomène avec les critères de température et d'humidité relative en se basant sur le diagramme proposé par l'EASA ;
- indication des symptômes pouvant indiquer l'apparition du phénomène, en distinguant bien les moteurs équipés d'hélice à pas variable et ceux équipés d'hélice à pas fixe ;
- description du mode d'utilisation du dispositif de réchauffage.

Les informations délivrées sont globalement celles présentées dans le document de l'EASA dédié au phénomène.

3.7.2. Licence de Pilote de Ligne (ATPL)

Le document exploité est le manuel de formation Mermoz, dans sa dernière version (chapitre dédié aux moteurs à pistons).

Dans ce document, le phénomène de givrage du dispositif de carburation est présenté de façon très succincte. Les informations fournies sont les suivantes :

- rappel des symptômes les plus communs :
 - ⇒ chute de régime pour un moteur équipé d'hélice à calage fixe ;
 - ⇒ chute de la pression d'admission équipé d'hélice à calage variable ;
- rappel des deux phénomènes principaux engendrant une baisse de température dans un carburateur :
 - ⇒ baisse de température due au venturi ;
 - ⇒ baisse de température due à l'évaporation du carburant ;
- rappel que le phénomène peut intervenir à des températures de l'ordre de 10 à 20°C.

3.8. Constructeurs

3.8.1. Constructeurs d'aéronefs (hors aéronefs équipés de moteurs Rotax)

Cette recherche a consisté à identifier les informations relatives au phénomène du givrage des dispositifs d'admission d'air délivrés par les constructeurs d'aéronefs dans leurs manuels de vol.

La liste des manuels de vol exploités est présentée dans le tableau à suivre.

Aucun manuel de vol ne fait référence à un document publié par une autorité.

De façon générale, les informations relatives au givrage des dispositifs d'admission des moteurs à pistons délivrées dans les manuels de vol sont très réduites :

- les symptômes les plus communs sont indiqués : baisse de puissance et présence de vibration ;
- les informations concernent essentiellement l'utilisation du dispositif de réchauffage du carburateur, il y est en particulier précisé que ce dispositif est de type tout ou rien et qu'un ajustement du mélange est nécessaire lors de son activation.

On note que le constructeur Robinson a publié deux « *Safety Notice* » SN 25 et SN 31 spécifiques au phénomène.

Constructeurs	Aéronefs	Moteurs	Versions des manuels consultés
Robin	DR400-120	Lycoming O-235-L2A	Septembre 1992, Mai 1998 et Mars 2018
Robin	DR400-140	Lycoming O-320-D Lycoming O-320-D2A	1975 et Mars 2005
Robin	DR400-160	Lycoming O-320-D2A	Novembre 1993
Robin	DR400-180	Lycoming O-360-A3A	Février 1980
Jodel	D112	Continental A65	1975 et Novembre 2014
Jodel	D119	Continental C90	Janvier 2014
Jodel	DR1050M	Continental O200	Décembre 2016
Piper	PA28-140	Lycoming O-320-E3D	Janvier 1973
Piper	PA28-180	Lycoming O-360-A3A Lycoming O-360-A4M	1972 et Février 1980
Piper	PA44-180	Lycoming O-360-E1A6D	1978 et octobre 2011
Morane-Saulnier / Socata	Rallye 110ST	Lycoming O-235-L2A	1978
Morane-Saulnier / Socata	Rallye 150ST	Lycoming O-320-E2A	1975
Cessna	150	Continental O200A	1977
Cessna	172N	Lycoming O-320-H2AD	1978
Cessna	182	Continental O470U	1978
Beechcraft	Skipper 77	Lycoming O-235-L2C	Janvier 1982
Beechcraft	Sport 150	Lycoming O-320-E2B	Juillet 1994
Socata	TB10	Lycoming O-360-A1AD	Septembre 1989
Robinson	R22	Lycoming O-320 ou O-360	Dernière version disponible sur le site du constructeur
Robinson	R44	Lycoming O-540-F1B5	Dernière version disponible sur le site du constructeur

Aucune information permettant de connaître plus précisément la sensibilité d'un aéronef au phénomène de givrage de son dispositif d'admission d'air n'a été identifiée.

3.8.2. Constructeurs de moteurs

La recherche a été menée uniquement sur les moteurs Lycoming (<https://www.lycoming.com/>) et Continental (<http://www.continental.aero/home/>). Les résultats des recherches relatives aux moteurs Rotax sont présentés au § 5.

- **Lycoming :**

Lycoming a publié le *Service Instruction* No1148C (<https://www.lycoming.com/content/service-instruction-no-1148c>).

Dans ce document, le constructeur rappelle les principales caractéristiques du givrage. Il est alors indiqué le mode d'utilisation du dispositif de chauffage en fonction de la phase de vol. Cette information est également incluse dans les manuels d'utilisation des moteurs équipés de carburateurs.

- Au sol : l'appareil doit être utilisé un minimum, juste pour vérifier son fonctionnement ;
- Décollage : l'appareil ne doit pas être utilisé. Il est précisé que le phénomène de givrage est peu probable à pleine vitesse.
- Montée : l'utilisation de l'appareil doit être évitée. Si son utilisation est choisie, le mélange doit être légèrement appauvri.
- En croisière : En cas de baisse incontrôlée de la pression d'admission ou de la vitesse de rotation, il faut utiliser le réchauffeur et mettre le moteur à plein régime.
- Approche à l'atterrissage : si des conditions de givrage sont suspectées, le réchauffeur doit être utilisé. Dans le cas où la pleine puissance est nécessaire, remettez le réchauffeur du carburateur sur "Full Cold".

Lycoming cite également le phénomène de givrage dans la *Service Instruction* No1070AB (<https://www.lycoming.com/service-instruction-no-1070-AB>), « Specific Fuels for Spark-Ignited Gasoline Aircraft Engine Models », publiée le 8 avril 2020.

Dans ce document, il est précisé : « L'alcool isopropylique en quantités ne dépassant pas 1 % en volume ne peut être ajouté qu'au carburant d'aviation (et non au carburant automobile) pour empêcher la formation de glace dans les conduites et les réservoirs de carburant. Bien qu'approuvé pour une utilisation dans les moteurs Lycoming, n'utilisez pas d'alcool isopropylique dans les systèmes de carburant de l'avion, sauf approbation par le constructeur de l'avion. »

- **Continental :**

Le phénomène de givrage du carburateur est mentionné dans les notices d'utilisation des moteurs équipés de carburateurs.

Le manuel d'utilisation du moteur O-200 spécifie, par exemple :

- Le phénomène peut se produire au sol lorsque le moteur tourne au ralenti. Dans ce cas, il est recommandé d'activer le dispositif de chauffage.
- Le dispositif de chauffage doit être utilisé lorsque le phénomène est détecté (moteur rugueux ou lors de perte de vitesse).

3.8.3. Constructeurs de carburateurs

Le constructeur principal est Marvel Schelber (<https://msacarbs.com/>). Les résultats des recherches relatives aux carburateurs équipant les moteurs Rotax sont présentés au § 5.

Aucune information relative au givrage du dispositif d'admission d'air n'a été identifiée.

3.9. Articles scientifiques

3.9.1. Introduction

La recherche bibliographique s'est concentrée sur les documents rendus publics et accessibles à tous.

Le premier article identifié traitant d'essais dont l'objectif était d'étudier le phénomène de givrage du carburateur date de mars 1938 : Carburetor Icing / R.Sanders (<https://www.sae.org/publications/technical-papers/content/380067/?PC=DL2BUY>).

Cet article s'appuie sur des essais menés en vol, sur un avion Douglas DC-2 équipé de moteurs de type Wright Cyclone¹ (Figure 21).

Il est indiqué que sur ce type de motorisation, la vaporisation du carburant dans le carburateur entraînait une baisse de température de 20 à 30°C.



Figure 21 : Avion Douglas DC-2
Source : Carburetor Icing / R.Sanders / Mars 1938

¹ La famille de moteur Wright Cyclone R-1820 est un moteur neuf cylindres en étoile à refroidissement par air. Ce moteur était équipé d'un carburateur à pression et d'un compresseur associé. Ce dispositif d'admission est très différent des dispositifs traités par le BEA à ce jour.

Le document propose un diagramme (Figure 22) permettant au pilote de savoir si, en fonction des conditions, un risque de givrage était possible.

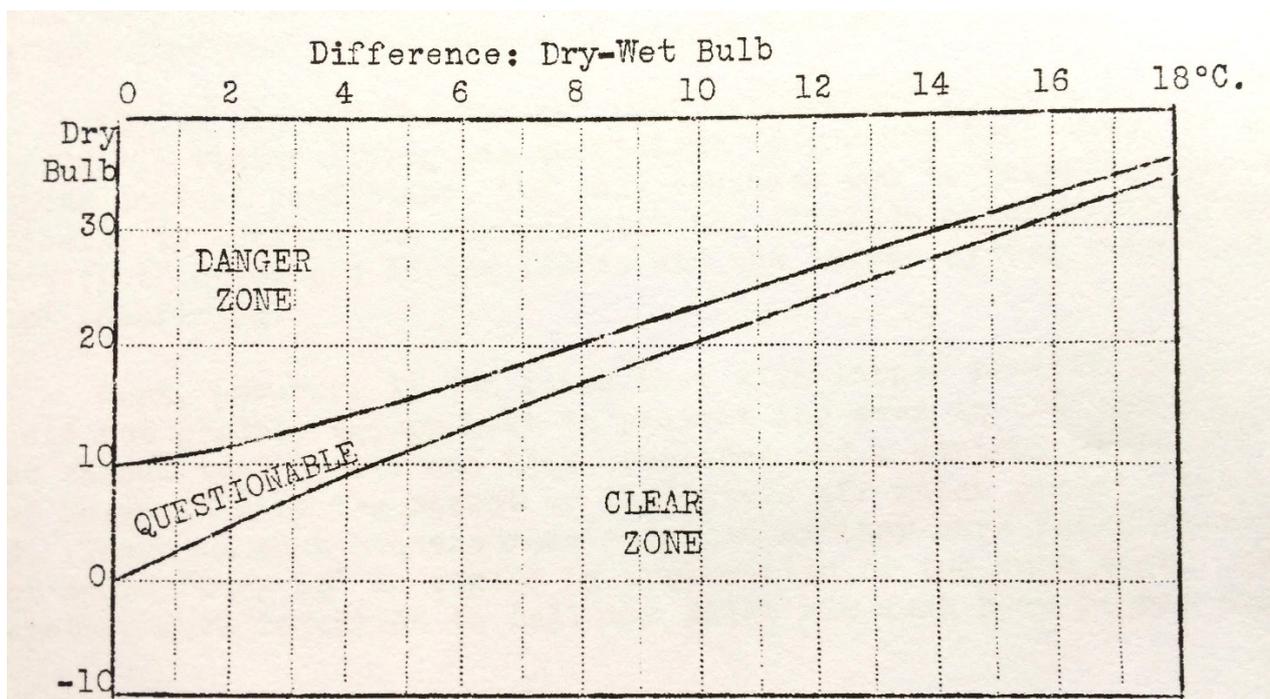


Figure 22 : Diagramme proposé dans la publication
Source : Carburetor Icing / R.Sanders / Mars 1938

Définition des températures lues :

- Dry bulb : température extérieure, mesure protégée des rayons direct du soleil ;
- Dry-wet bulb : température du mélange air-eau pulvérisé.

Les premiers articles détaillés et exploitables ont été identifiés dans les années 40 (voir § 3.9.2). À cette époque l'augmentation des opérations aériennes en conditions météorologiques complexes a conduit l'Association des Transports Aériens Américains à reconnaître la nécessité d'une meilleure compréhension des causes, des effets et des solutions contre le givrage du système d'admission d'air des moteurs à pistons. Un programme d'étude a été demandé à la NACA (*National Advisory Committee for Aeronautics*), dont les activités ont été reprises par la NASA en 1958.

Ce programme de recherche avait pour objectif la détermination des caractéristiques de givrage et la définition des exigences de dégivrage à air chaud et à fluide pour les divers types de carburateurs (à flotteurs, à pression et à injection), en y associant les collecteurs représentatifs et les compresseurs associés. Ces travaux ont été menés en très grande partie en laboratoire, en soufflerie pour le givrage d'impact et un peu sur des installations motrices complètes.

Moteur en place sur
l'aéronef et testé au sol

Veine de
conditionnement



Figure 23 : Illustration d'un montage d'essais sur une installation motrice complète
Source : Investigation of ice formation in the induction system of an aircraft engine _ I-Ground tests _ Henry A. Essex,
Edward D. Zlotowski and Carl Ellisman _ Mars 1946

3.9.2. Publications entre 1943 et 1950

De nombreuses publications sont issues du programme d'étude de la NACA. Celles exploitées pour ce rapport sont répertoriées dans le tableau à suivre.

Titre de l'article	Auteurs	Date de Publication
Icing Tests of Aircraft -Engine Induction system.	Léo B.Kimball	01/1943
Laboratory investigation of icing in the carburetor and supercharger inlet elbow of an aircraft engine / I – Description of setup and testing technique https://ntrs.nasa.gov/citations/19930093100	Donald R. Mulholland, Vern G. Rollin, Herman B. Galvin	12/1945
Laboratory investigation of icing in the carburetor and supercharger inlet elbow of an aircraft engine / II – Determination of the limiting-icing conditions https://ntrs.nasa.gov/citations/19930093068	Henry A. Essex, Wayne C. Keith, Donald R. Mulholland	12/1945
Laboratory investigation of icing in the carburetor and supercharger inlet elbow of an aircraft engine / III – Heated air as a means of de-icing https://ntrs.nasa.gov/citations/19930093069	Richard E. Lyons, Willard D. Coles	12/1945
Laboratory investigation of icing in the carburetor and supercharger inlet elbow of an aircraft engine / IV – Effect of throttle design and method of throttle operation on induction-system icing characteristics https://ntrs.nasa.gov/citations/19930093070	G.E. Chapman, E.D. Zlotowski	01/1946
Laboratory investigation of icing in the carburetor and supercharger inlet elbow of an aircraft engine / V – Effect of injection of water-fuel mixtures and water-ethanol-fuel mixtures on the icing characteristics https://ntrs.nasa.gov/citations/19930093061	Clark E. Renner	12/1945
Laboratory investigation of icing in the carburetor and supercharger inlet elbow of an aircraft engine / VI – Effect of modifications to fuel-spray nozzle on icing characteristics https://ntrs.nasa.gov/citations/19930093062	Donald R. Mulholland, Gilbert E. Chapman	01/1946
Investigation of ice formation in the induction system of an aircraft engine _ I-Ground tests https://ntrs.nasa.gov/citations/19930093063	Henry A. Essex, Edward D. Zlotowski and Carl Ellisman	03/1946
A Preliminary investigation of the Icing Characteristic of a Large Rectangular-Throat Pressure-Type Carburetor https://ntrs.nasa.gov/citations/19930093067	Gilbert E. Chapman	07/1946
An investigation of the icing and heated-air de-icing characteristics of the R-2600-13 induction system https://ntrs.nasa.gov/citations/20090026508	Gilbert E. Chapman	12/1946
Effects of Induction-System Icing on Aircraft-Engine Operating Characteristics https://ntrs.nasa.gov/citations/20050080796	Stevens, Howard C., Jr.	01/1947
Carburetor icing	E. E. Dean	06/1947
Laboratory investigation of ice formation and elimination in the induction system of a large twin-engine cargo aircraft https://ntrs.nasa.gov/citations/19930082173	Willard D. Coles	09/1947
Investigation of icing characteristics of typical light-airplane engine induction systems https://ntrs.nasa.gov/citations/19810068626	Willard D. Coles	02/1947
Icing protection requirements for reciprocating-engine induction systems https://ntrs.nasa.gov/citations/19930092043	Willard D.Coles, Vern G.Rollin, Donald R.Mulholland	03/1950

Comme indiqué précédemment, la majorité des travaux a été menée en laboratoire. L'installation type utilisée est présentée en page suivante.

Les conditions d'essais détaillées ne sont pas toujours précisées. Les conditions suivantes sont en revanche communes :

Carburants	AN-F-22 (ou AVGAS 115/145, carburant à haute indice d'octane, développé à l'époque pour retarder les effets du phénomène de détonation) ou AN-F-28		
	Caractéristiques de l'AN-F-22, comparées à celles de l'AVGAS 100 LL actuel (LL : Low Lead, carburant avec une faible teneur en tétraéthyle de plomb destiné à retarder le phénomène de détonation) :		
		AN-F-22 ou AVGAS 115/145	AVGAS 100LL
	Aviation Lean Rating	115 Min	100 Min
	Performance Number	145 Min	130 Min
	Energie spécifique (MJ/kg)	44 Min	43,5 Min
	Freezing Point (°C)	-60°C Max	-58°C Max
	Teneur en soufre (%(m/m))	0,05 % Max	0,05 % Max
	Teneur en plomb (gPb/L)	1,28 Max	0,56 Max
	Pression de vapeur Reid ((kPa)	38,5-49	38-49
	Distillation		
	10 % récupéré à	75 Max	75 Max
40 % récupéré à	75 Min	75 Min	
50 % récupéré à	105 Max	105 Max	
90 % récupéré à	135 Max	135 Max	
Final Boiling Point	170 Max	170 Max	
Résidu	1,5 Max	1,5 Max	
Perte	1,5 Max	1,5 Max	
Température carburant	Généralement 40°F (soit 4,4°C)		
Température de l'eau	Généralement 40°F (soit 4,4°C)		

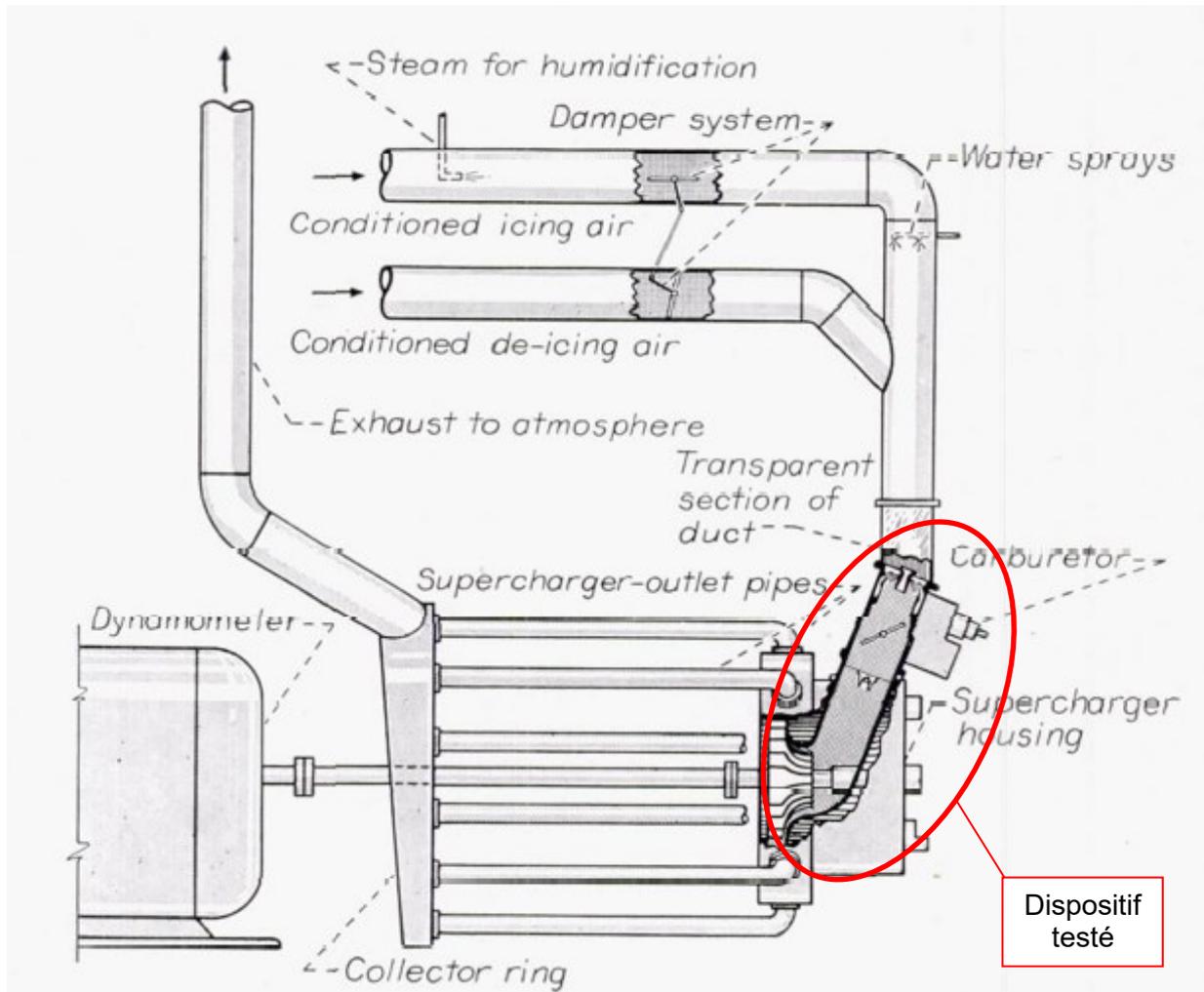


Figure 24 : Installation type mise en œuvre en laboratoire

Source : *Icing protection requirements for reciprocating-engine induction systems* - Willard D.Coles, Vern G.Rollin, Donald R.Mulholland - 1950

L'exploitation des diverses publications montre qu'une grande partie des travaux a été menée avec un carburateur à pression associé à un compresseur, avec diverses configurations présentées en **Figure 27**. Ces configurations semblent éloignées des dispositifs d'admission traités par le BEA à ce jour. De plus, l'influence du moteur n'est pas prise en compte et en particulier l'environnement thermique associé.

Les essais ainsi menés ont montré que la glace se formait préférentiellement sur les vannes à papillons et le collecteur aval (Figure 25 et Figure 26).

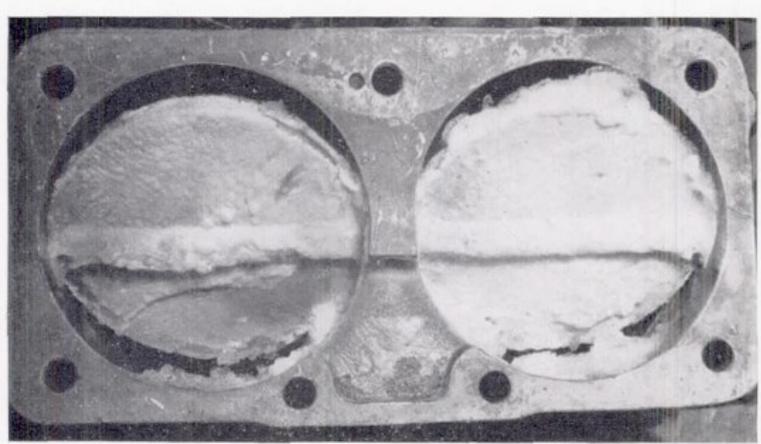


Figure 25 : Glace formée sur les vannes à papillon
 Source : *Icing protection requirements for reciprocating-engine induction systems*” -
 Willard D.Coles, Vern G.Rollin, Donald R.Mulholland - 1950

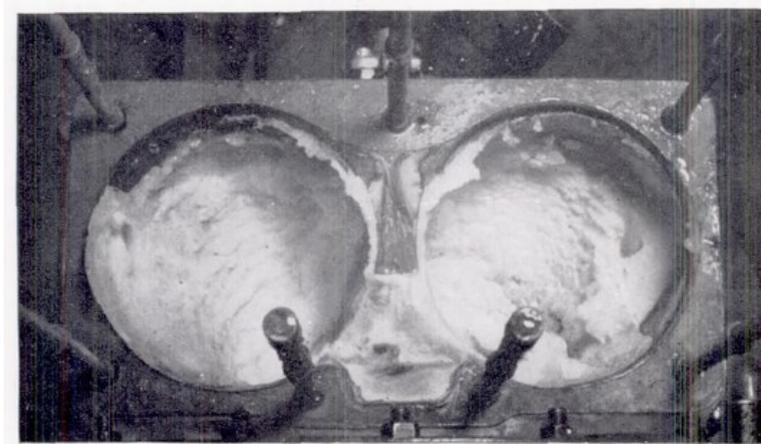


Figure 26 : Glace formée sur les collecteurs en aval des vannes à papillon
 Source : *Icing protection requirements for reciprocating-engine induction systems*” -
 Willard D.Coles, Vern G.Rollin, Donald R.Mulholland - 1950

Ces publications précisent également l'influence de divers facteurs détaillés dans le tableau ci-dessous :

Facteurs	Influence
Type de vanne à papillon	Les études ont montré la susceptibilité plus forte au givrage de certaines installations (de type E, telle que décrite en Figure 27) par rapport à d'autres (de type B) (Figure 30). Il est indiqué que les vannes papillon classiques (de type E) créent des turbulences favorisant le phénomène.
Taille du dispositif	Influence non significative.
Richesse du mélange	Influence non significative.
Localisation de l'injecteur carburant	Influence identifiée sur la température maximale à laquelle du givrage est constaté.
Volatilité du carburant	Influence importante. Le phénomène de givrage est d'autant plus sévère que le carburant est volatil.
Température du carburant	Influence non significative.

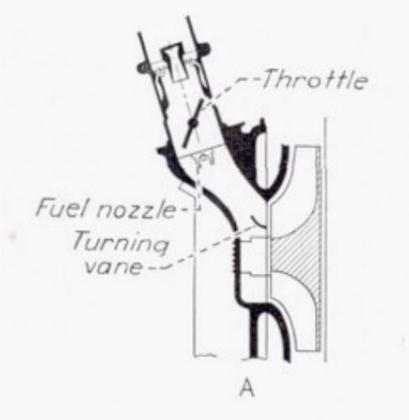
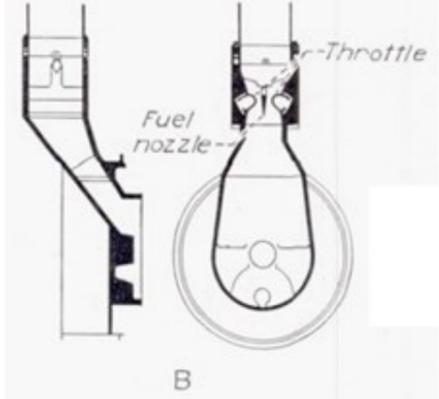
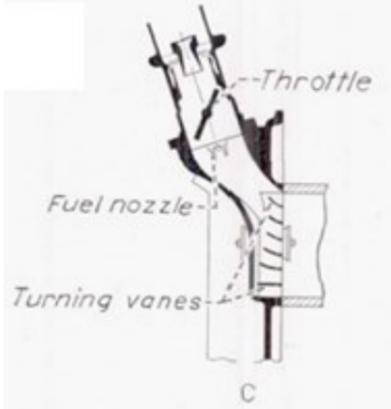
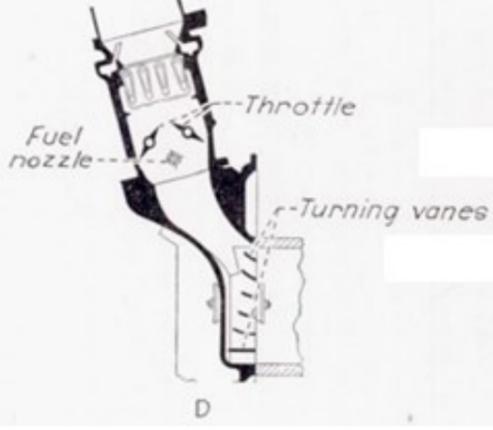
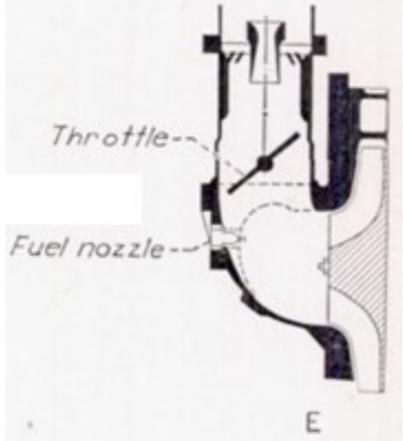
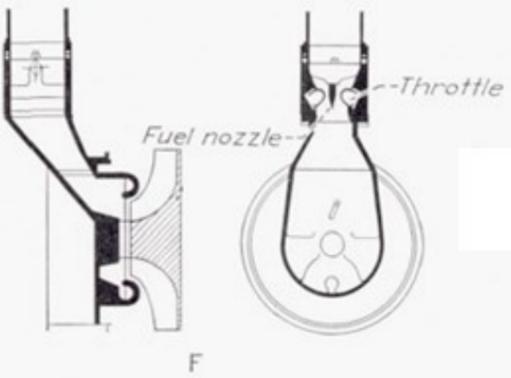
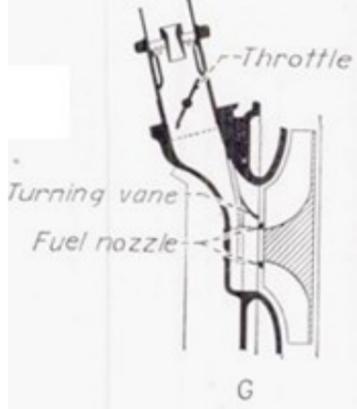
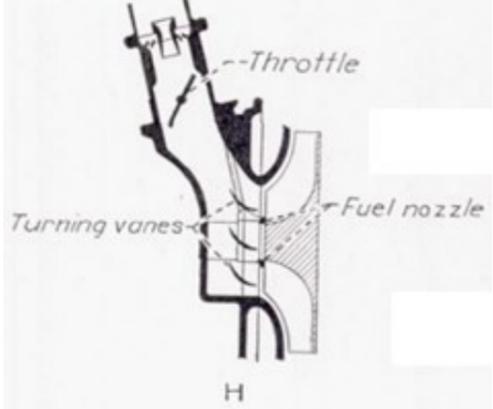
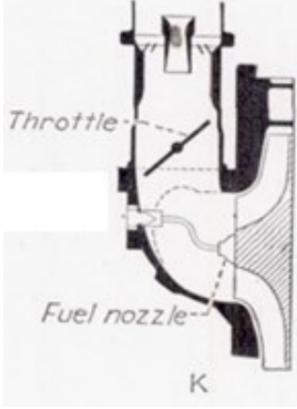
 <ul style="list-style-type: none"> • Section de passage de l'air : 2 sections cylindriques • Installation équipée d'un papillon • Injecteur positionné en aval du papillon • Installation associée normalement à un moteur 14 cylindres en étoile 	 <ul style="list-style-type: none"> • Section de passage de l'air : section rectangulaire • Installation équipée d'un « venturi variable » • Injecteur positionné dans le venturi • Installation associée normalement à un moteur 9 cylindres en étoile 	 <ul style="list-style-type: none"> • Section de passage de l'air : 2 sections cylindriques • Installation équipée d'un papillon • Injecteur positionné en aval du papillon • Installation associée normalement à un moteur 14 cylindres en étoile 	 <ul style="list-style-type: none"> • Section de passage de l'air : section rectangulaire • Installation équipée de deux papillons rectangulaires • Injecteur positionné en aval des deux papillons, en position centrale • Installation associée normalement à un moteur 14 cylindres en étoile 	 <ul style="list-style-type: none"> • Section de passage de l'air : 2 sections cylindriques • Installation équipée d'un papillon • Injecteur positionné en aval du papillon • Installation associée normalement à un moteur 12 cylindres en V
 <ul style="list-style-type: none"> • Section de passage de l'air : section rectangulaire • Installation équipée d'un « venturi variable » • Injecteur positionné dans le venturi • Installation associée normalement à un moteur 14 cylindres en étoile 	 <ul style="list-style-type: none"> • Section de passage de l'air : 2 sections cylindriques • Installation équipée d'un papillon • Injecteur en anneau positionné au droit de la section d'entrée du compresseur • Installation associée normalement à un moteur 14 cylindres en étoile 	 <ul style="list-style-type: none"> • Section de passage de l'air : 2 sections cylindriques • Installation équipée d'un papillon • Injecteur en anneau positionné au droit de la section d'entrée du compresseur • Installation associée normalement à un moteur 18 cylindres en étoile 	 <ul style="list-style-type: none"> • Section de passage de l'air : 2 sections cylindriques • Installation équipée d'un papillon • Injecteur en anneau positionné au droit de la section d'entrée du compresseur • Installation associée normalement à un moteur 12 cylindres en V 	

Figure 27 : Configurations diverses étudiées, comprenant systématiquement un carburateur à pression et un compresseur
 Source : *Icing protection requirements for reciprocating-engine induction systems* - Willard D.Coles, Vern G.Rollin, Donald R.Mulholland - 1950

Plusieurs publications proposent des diagrammes précisant les limites de zones givrantes. On note sur les diagrammes proposés en pages suivantes que ces limites varient suivant l'installation considérée (cf Figure 27). Pour chaque diagramme, l'installation est précisée. Certains de ces diagrammes ont été reconstruits par le BEA suivant les mêmes références que les diagrammes actuellement proposés par les diverses autorités (Température / Point de rosée).

Dans ces diagrammes, les diverses zones prises en compte sont définies comme suit :

givrage sévère	lorsque le débit d'air chute de 2 % en 15 minutes ou moins
givrage visible	givrage visible (observation visuelle des parois ²) sans chute de débit d'air significatif
givrage non visible	

Dans ces publications, cinq niveaux de puissance sont considérés, correspondant chacun à un rapport entre la pression au droit du papillon et la pression d'admission :

Glise	Ratio d'environ 0,53
Low Cruise	Ratio d'environ 0,6
High Cruise	Ratio d'environ 0,7
Normal Rated	Ratio d'environ 0,8
Take-off	Ratio d'environ 0,95

² Les travaux présentés ayant tous été réalisés dans le même centre de recherche, on peut raisonnablement penser que les critères visuels étaient similaires.

Dans le document publié en mars 1950, *Icing protection requirements for reciprocating-engine induction systems*, un diagramme définissant les limites supérieures des zones givrantes est proposé (Figure 28), pour le type de givrage associé à l'évaporation du carburant et en considérant les configurations étudiées (cf Figure 27). Ce diagramme a été reconstruit suivant les références actuelles (Température / Point de rosée).

Diagramme issue de la publication « Icing protection requirements for reciprocating-engine induction systems »

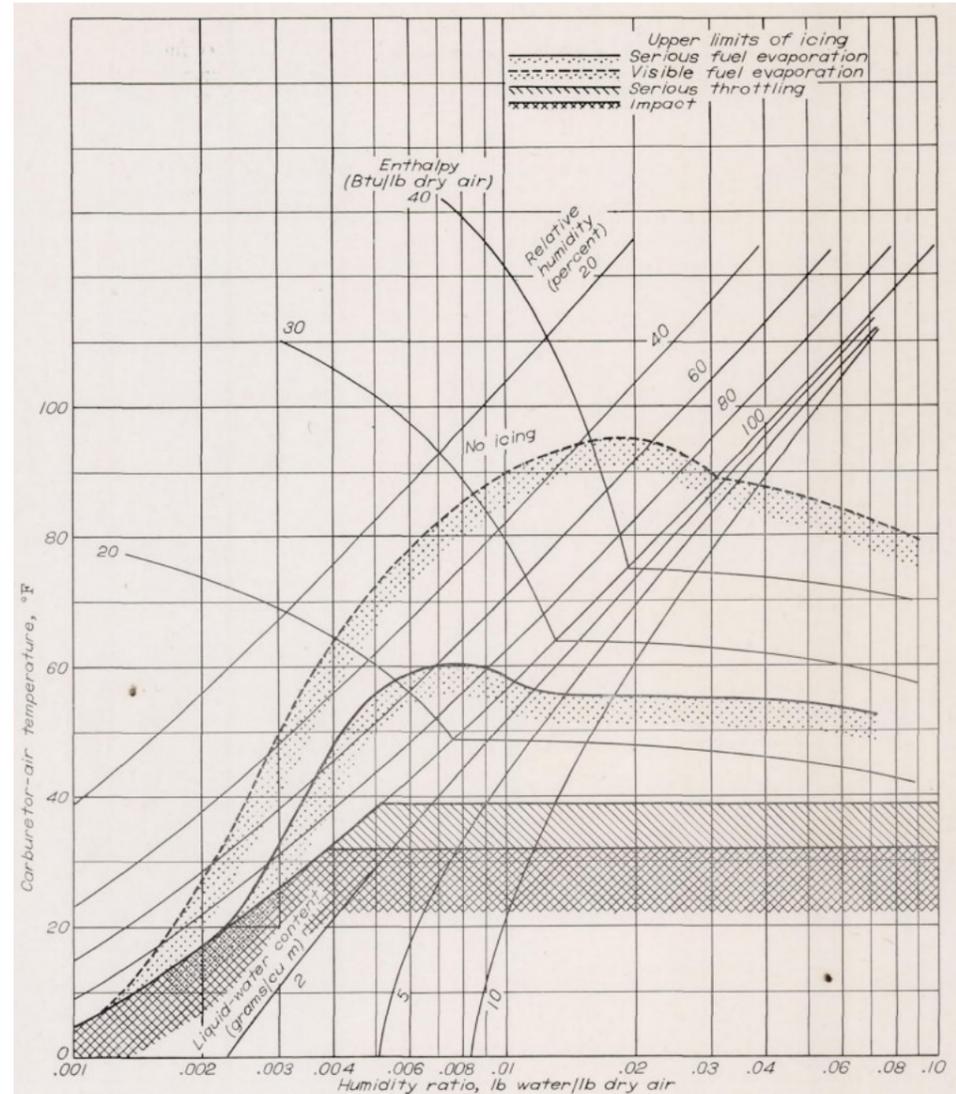
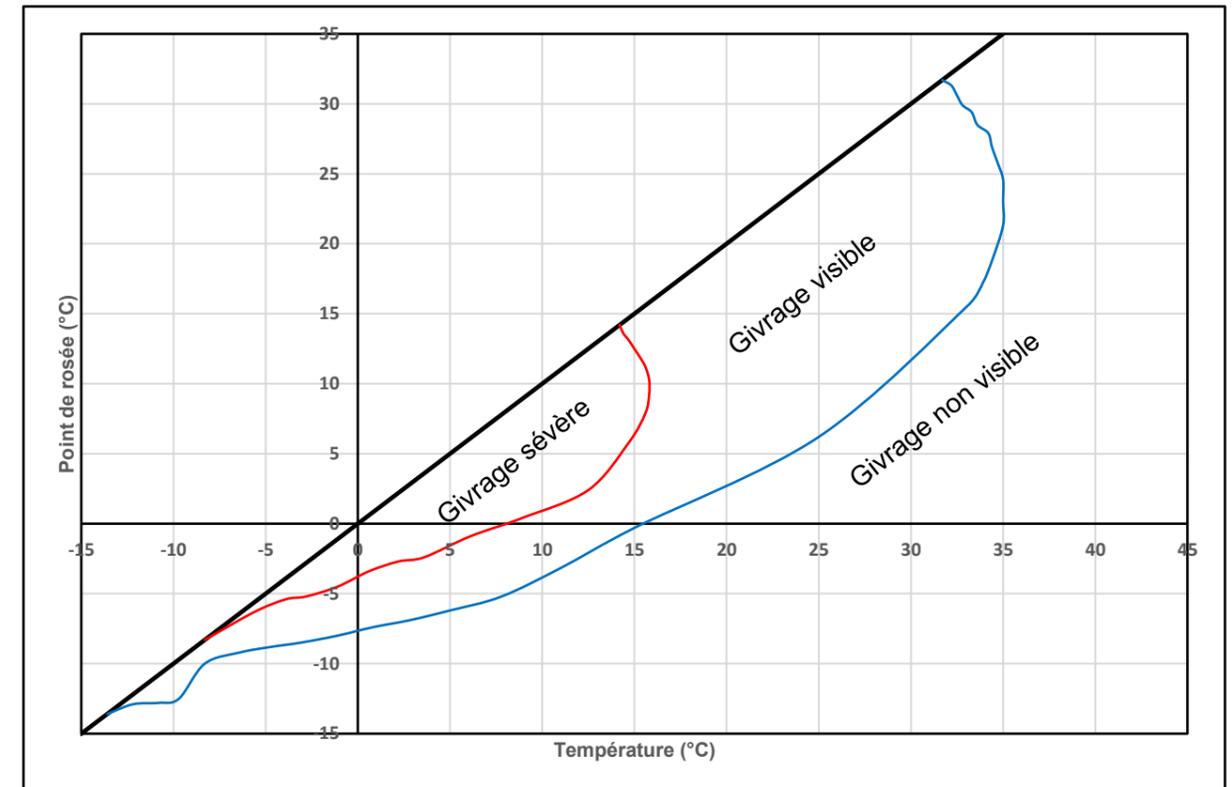


Diagramme reconstruit suivant les références actuelles



	Limite entre la zone de givrage sévère et la zone de givrage visible
	Limite entre la zone de givrage visible et la zone de givrage non visible

Figure 28 : Diagramme définissant les limites supérieures des zones givrantes, pour le type de givrage associé à l'évaporation du carburant et en considérant les configurations étudiées
 Source : *Icing protection requirements for reciprocating-engine induction systems* - Willard D.Coles, Vern G.Rollin, Donald R.Mulholland - 1950

Les diagrammes en **Figure 29** définissent la limite du domaine de givrage sévère pour quatre types d'installations, pour un même réglage de puissance (*Low Cruise*). On note que cette limite diffère suivant le type d'installation considéré.

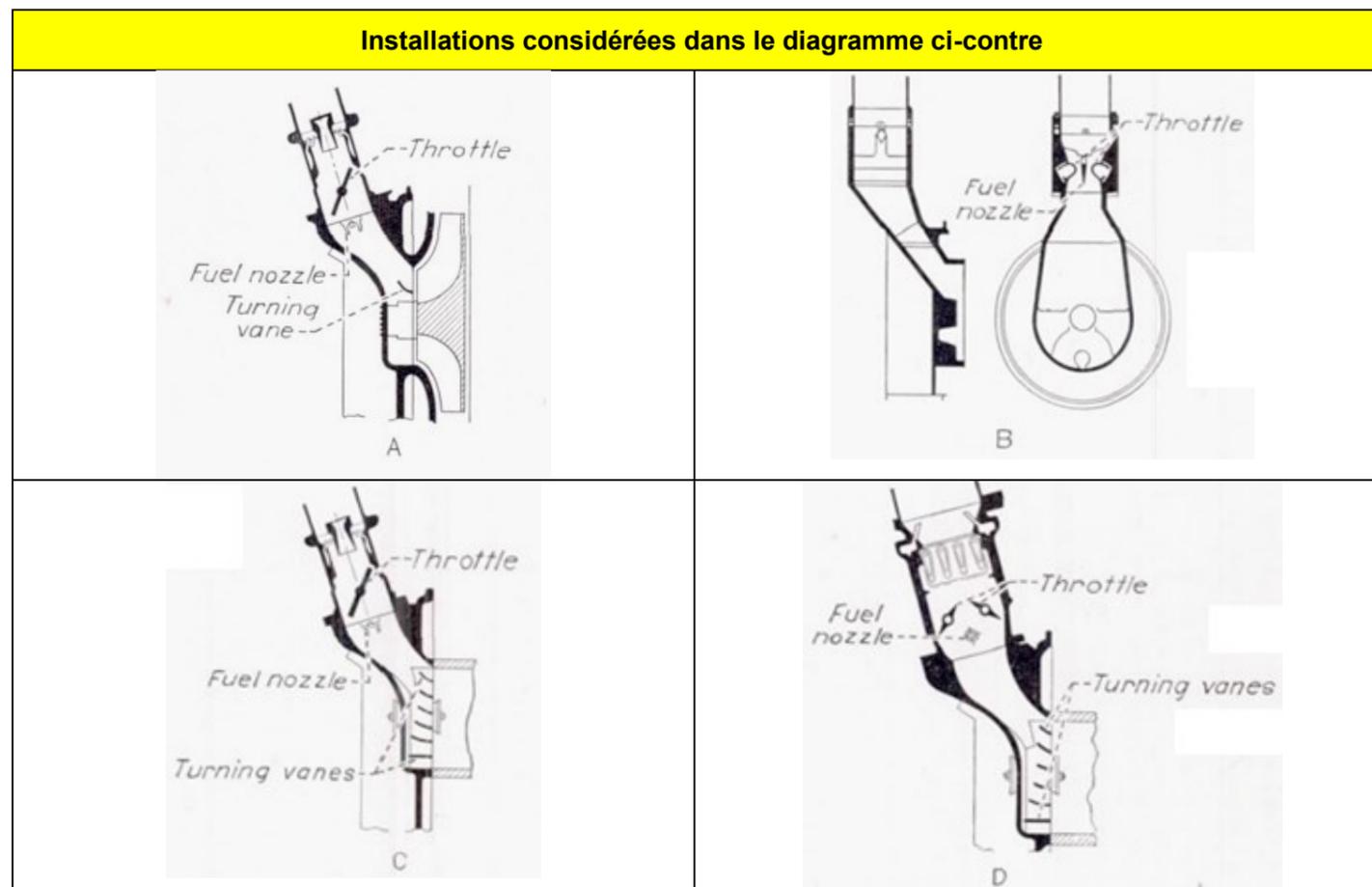
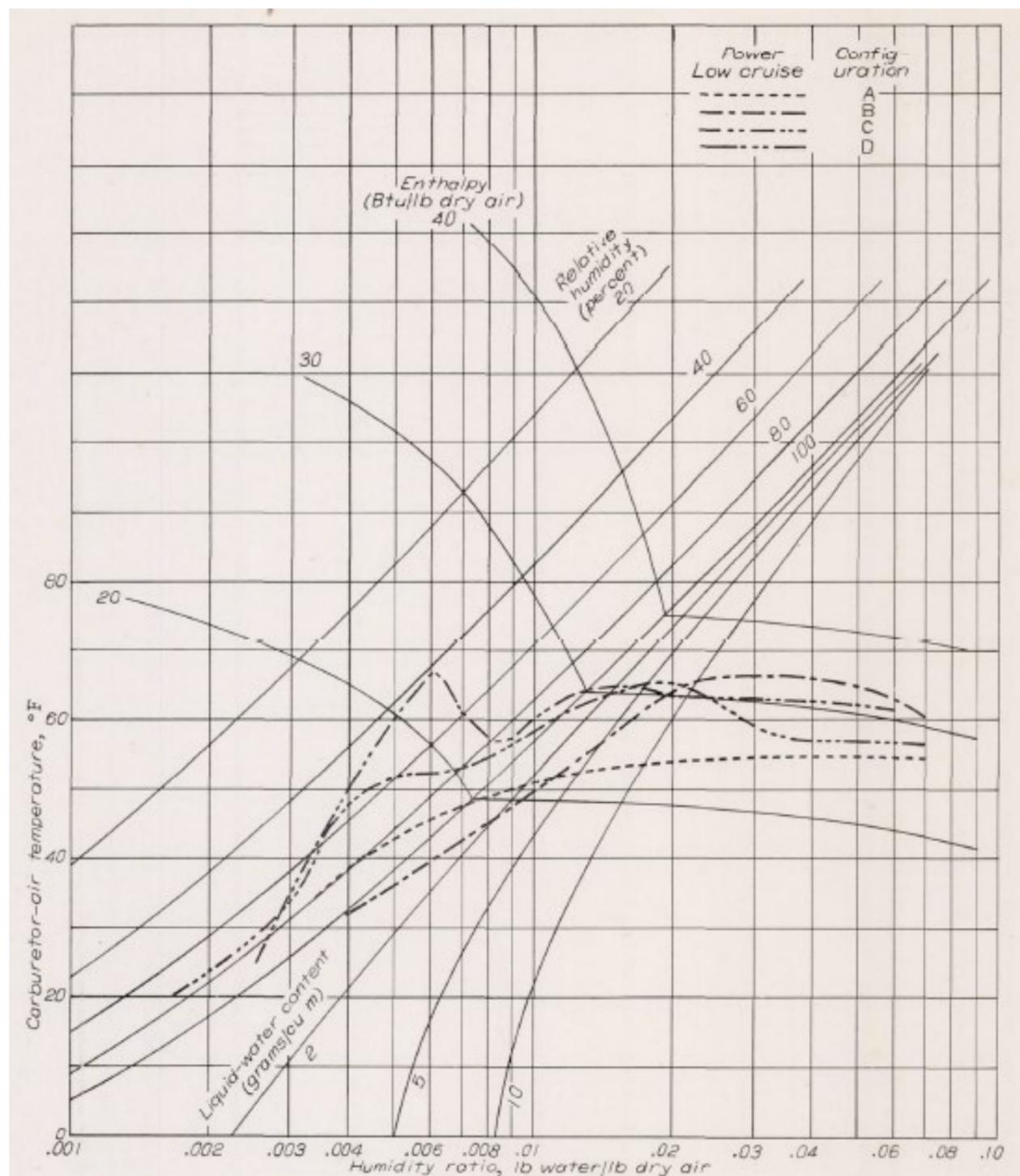


Figure 29 : Diagrammes définissant la limite du domaine de givrage sévère pour quatre types d'installations
 Source : *Icing protection requirements for reciprocating-engine induction systems* - Willard D.Coles, Vern G.Rollin, Donald R.Mulholland - 1950

Les diagrammes en Figure 30 définissent la limite du domaine de givrage sévère pour trois types d'installations ayant des types de papillons différents, pour un même réglage de puissance (*Low Cruise*). On note que cette limite diffère suivant le type d'installation considéré.

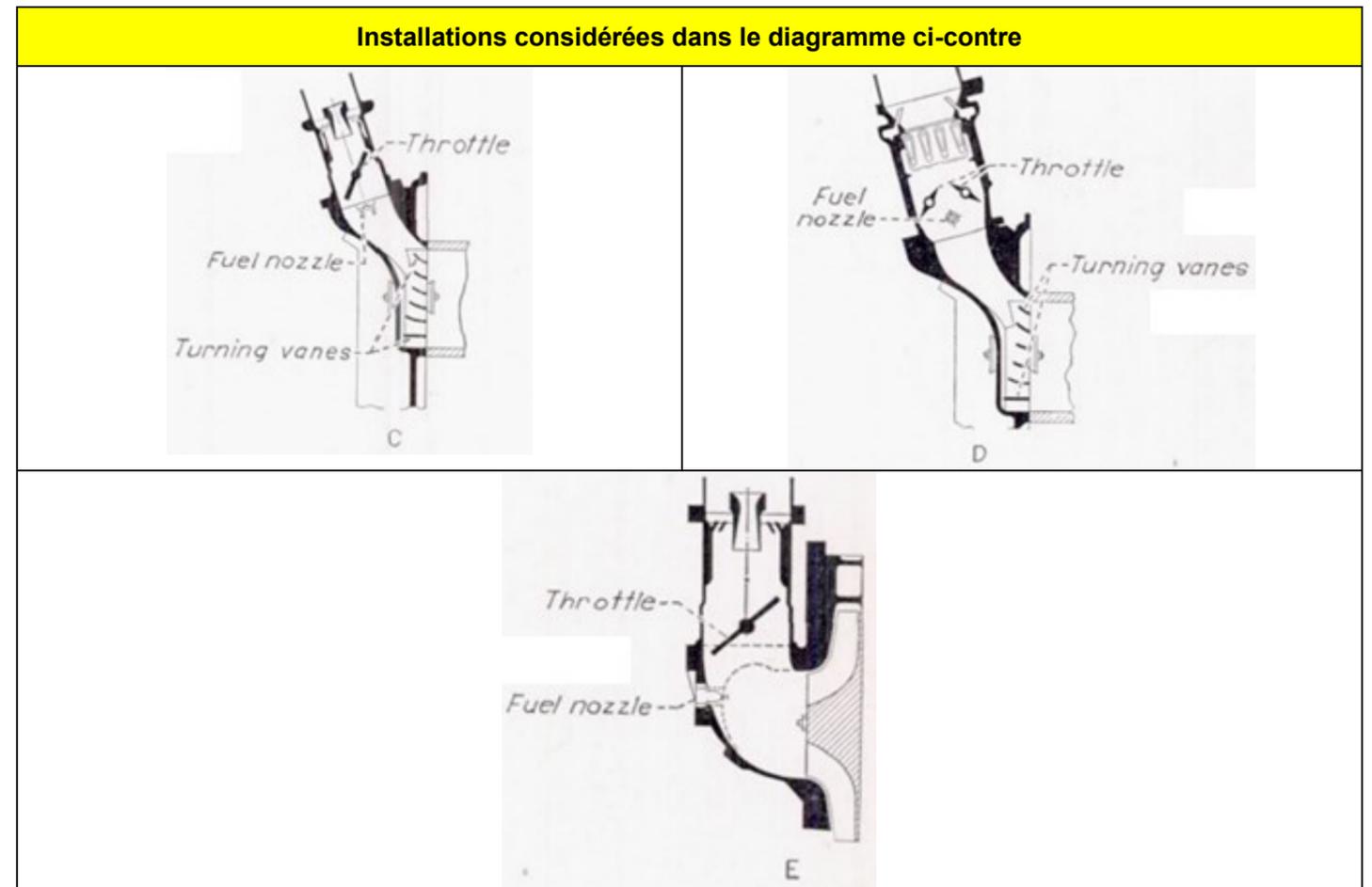
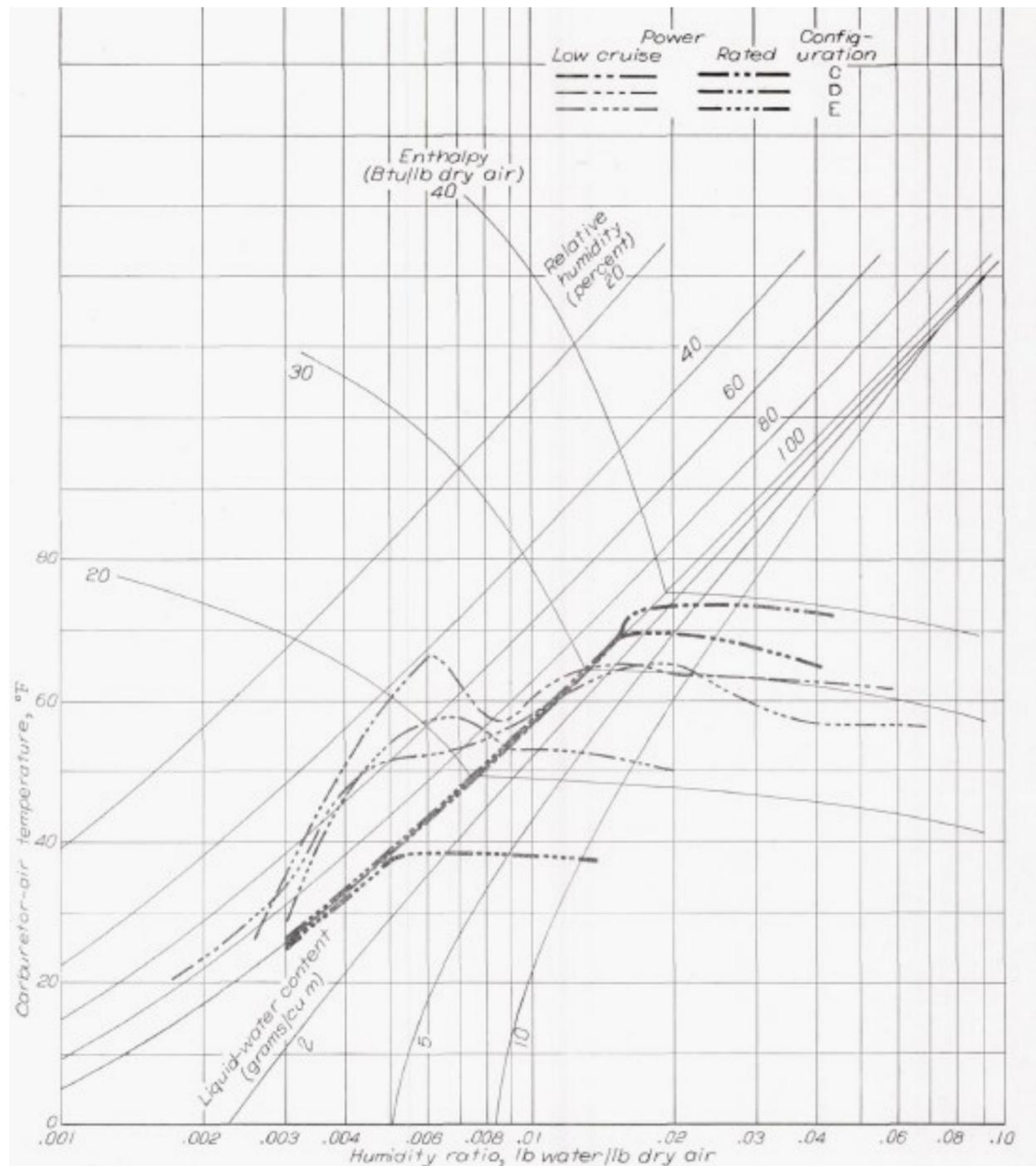


Figure 30 : Diagrammes définissant la limite du domaine de givrage sévère pour trois types d'installations illustrant l'effet du type de papillon
 Source : *Icing protection requirements for reciprocating-engine induction systems* - Willard D.Coles, Vern G.Rollin, Donald R.Mulholland - 1950

La **Figure 31** indique le type d'installation pour lequel le diagramme en **Figure 32** a été obtenu. Ce diagramme présente le domaine de givrage associé dans les conditions listées ci-dessous, ce diagramme a été construit suivant les critères actuels (Température / Point de rosée) :

- essais réalisés en laboratoire ;
- altitude pression à l'entrée du carburateur : environ 5000 ft ;
- régime : 2000 rpm correspondant au régime Low Cruise Power (60 %) ;
- mélange = 0,079.

Dans ces conditions, le givrage sévère n'est rencontré que lorsque l'humidité relative est à 100 %, avec l'ajout d'eau liquide.

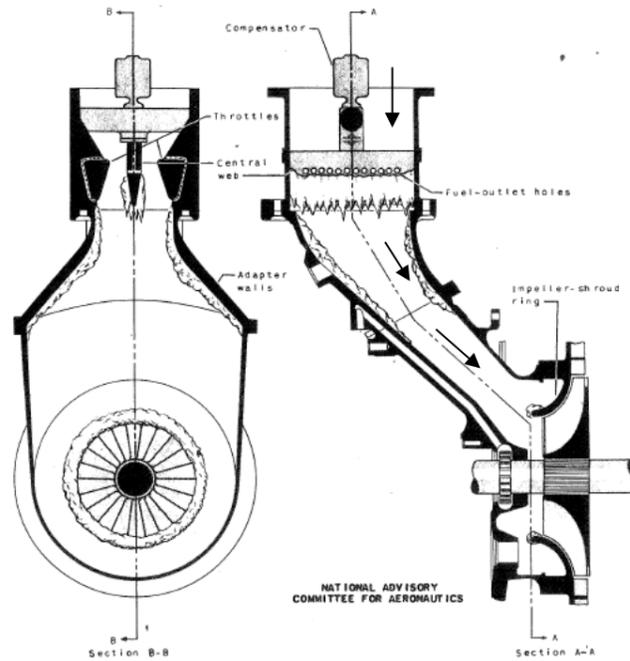


Figure 31 : Installation testée

Source : *An investigation of the icing and heated-air de-icing characteristics of the R-2600-13³ induction system – Gilbert E. Chapman – 12/1946*

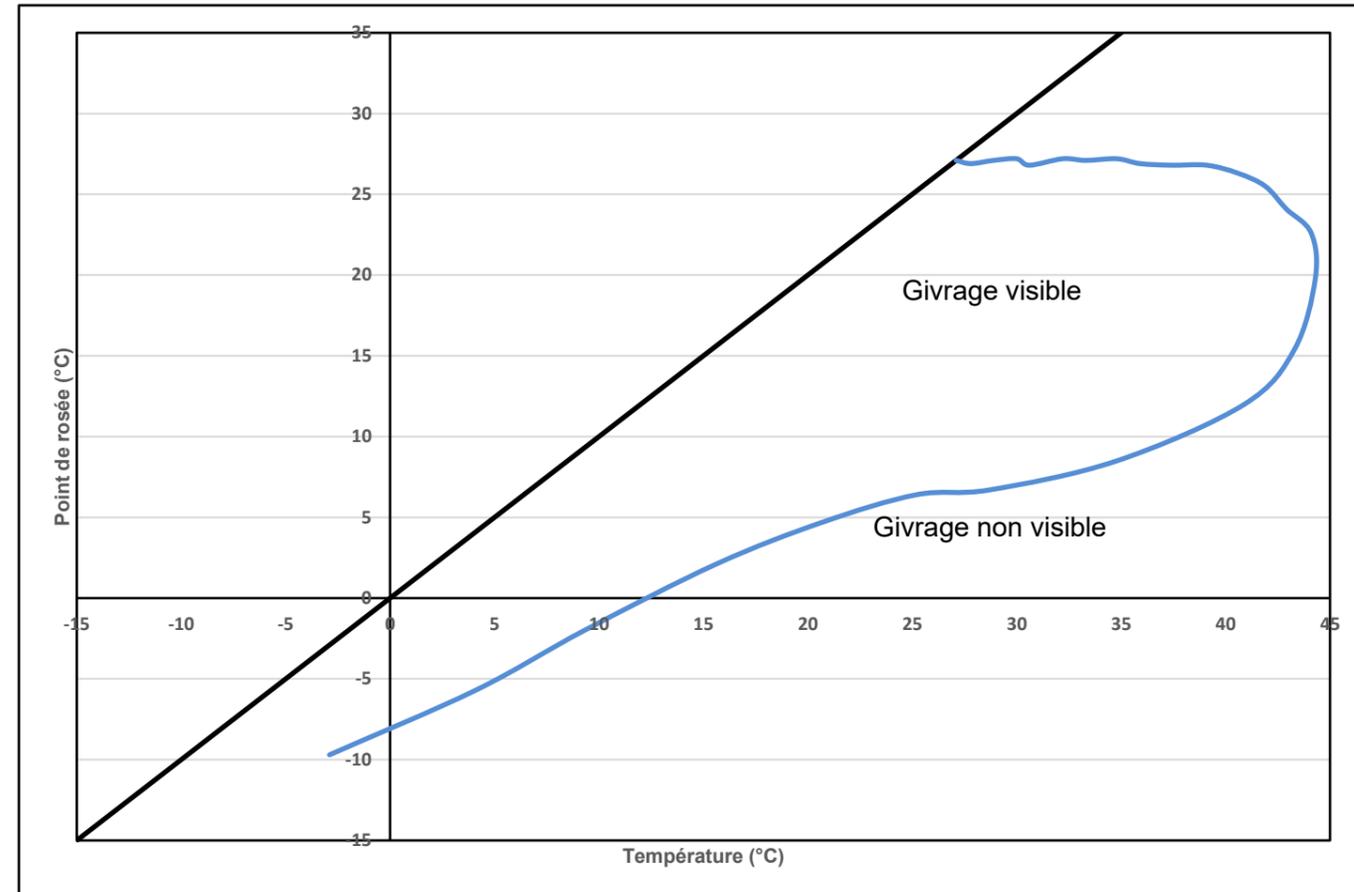


Figure 32 : Diagramme définissant la limite entre la zone de givrage visible et la zone de givrage non visible

³ La famille de moteur Wright Cyclone R-2600 était des moteurs 14 cylindres en étoile à refroidissement par air, équipé d'un carburateur à pression avec un compresseur associé. Quelques avions équipés de ce type de moteur : Boeing 314, Curtiss SB2C, Douglas B-23, Douglas A-20.

La Figure 33 indique le type d'installation pour lequel le diagramme en Figure 34 a été obtenu. Ce diagramme présente le domaine de givrage associé dans les conditions listées ci-dessous, ce diagramme a été construit suivant les critères actuels (température vs point de rosée) (Figure 35) :

- essais réalisés en laboratoire ;
- altitude pression à l'entrée du carburateur : environ 4200 ft ;
- mélange = 0,082.

Dans ces conditions, le givrage sévère n'est rencontré que lorsque l'humidité relative est à 100 %, avec l'ajout d'eau liquide.

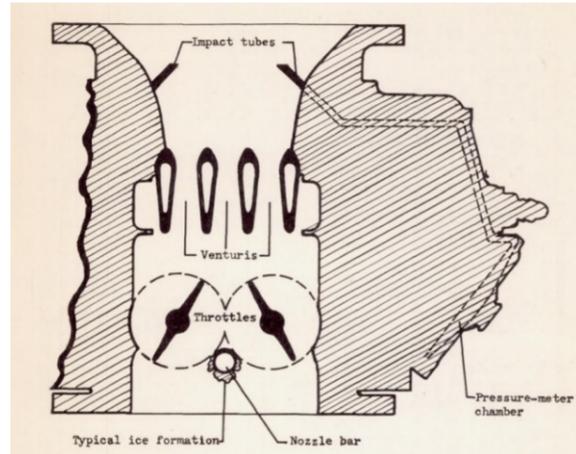


Figure 33 : Installation testée

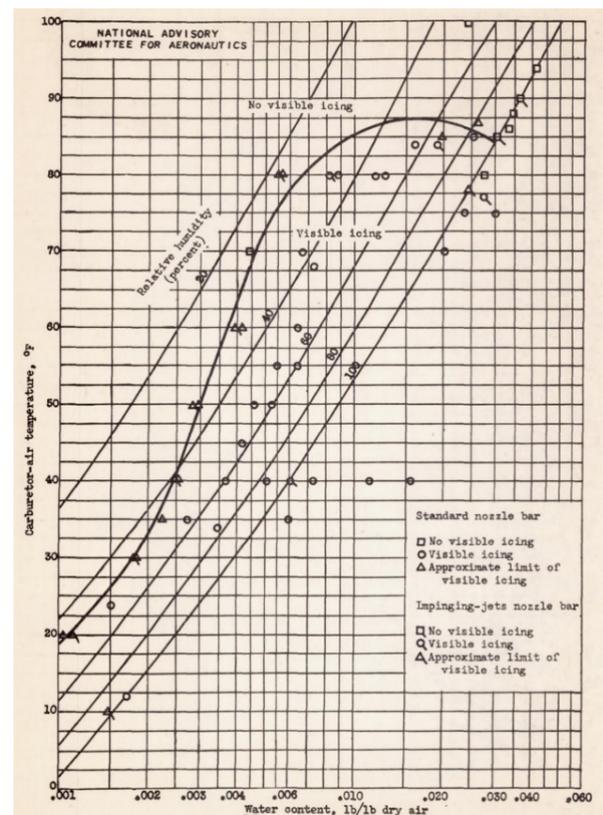


Figure 34 : Diagramme issu de la publication *A Preliminary investigation of the Icing Characteristic of a Large Rectangular-Throat Pressure-Type Carburetor* - Gilbert E. Chapman – 1946

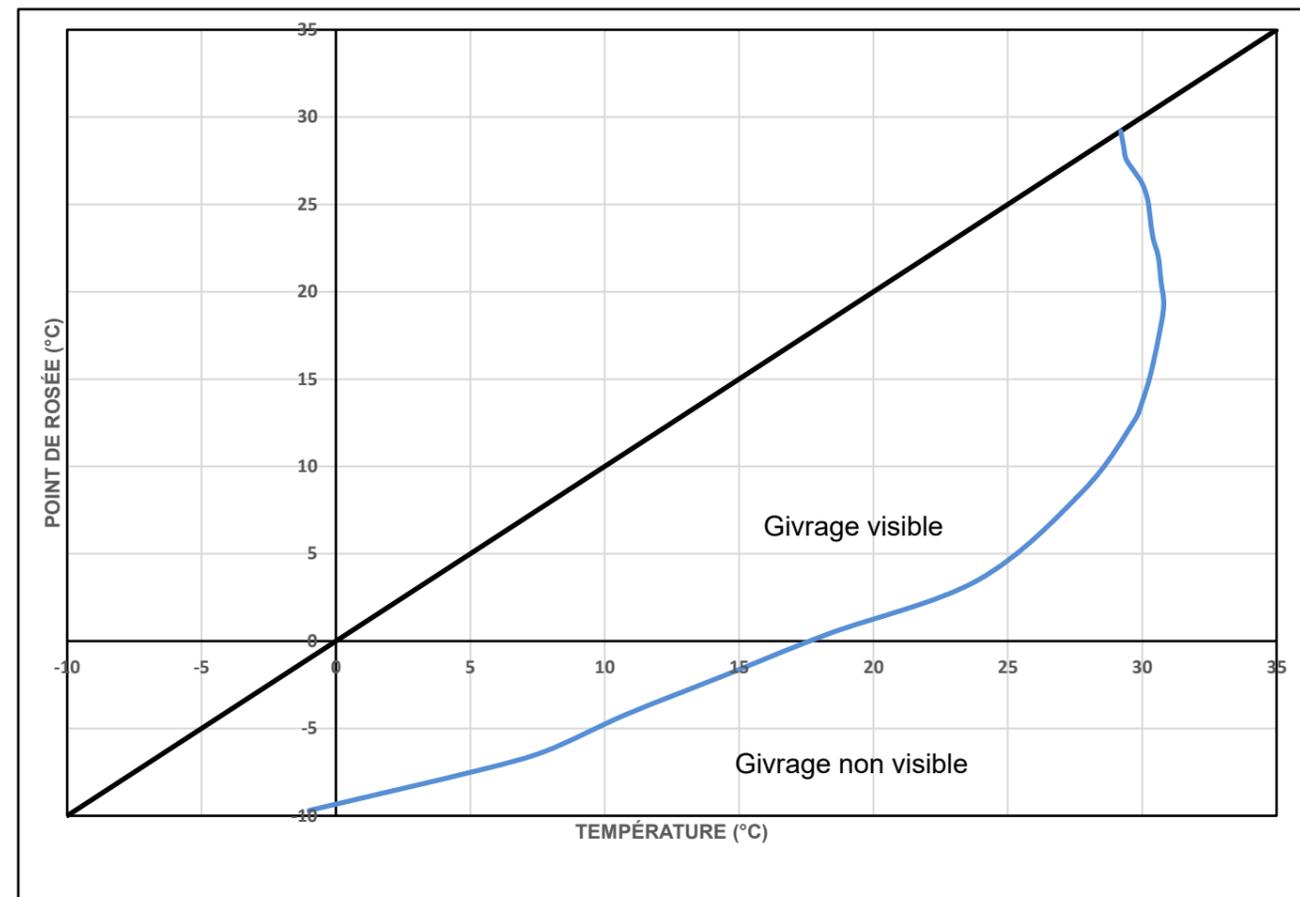


Figure 35 : Diagramme définissant la limite entre la zone de givrage visible et la zone de givrage non visible

Le diagramme en **Figure 37** a été reconstruit suivant les critères actuels (Température / Point de rosée) à partir des données extraites de la publication *Laboratory investigation of icing in the carburetor and supercharger inlet elbow of an aircraft engine / II – Determination of the limiting-icing conditions* - Henry A. Essex, Wayne C. Keith, Donald R. Mulholland – 12/1945.

La **Figure 36** présente l'installation d'essais mise en œuvre. Le carburateur étudié était un carburateur à double papillons, positionné chacun dans un conduit cylindrique. Ces essais ont été réalisés en laboratoire. L'altitude pression à l'entrée du carburateur était fixée à environ 4200 ft, avec un mélange de 0,080.

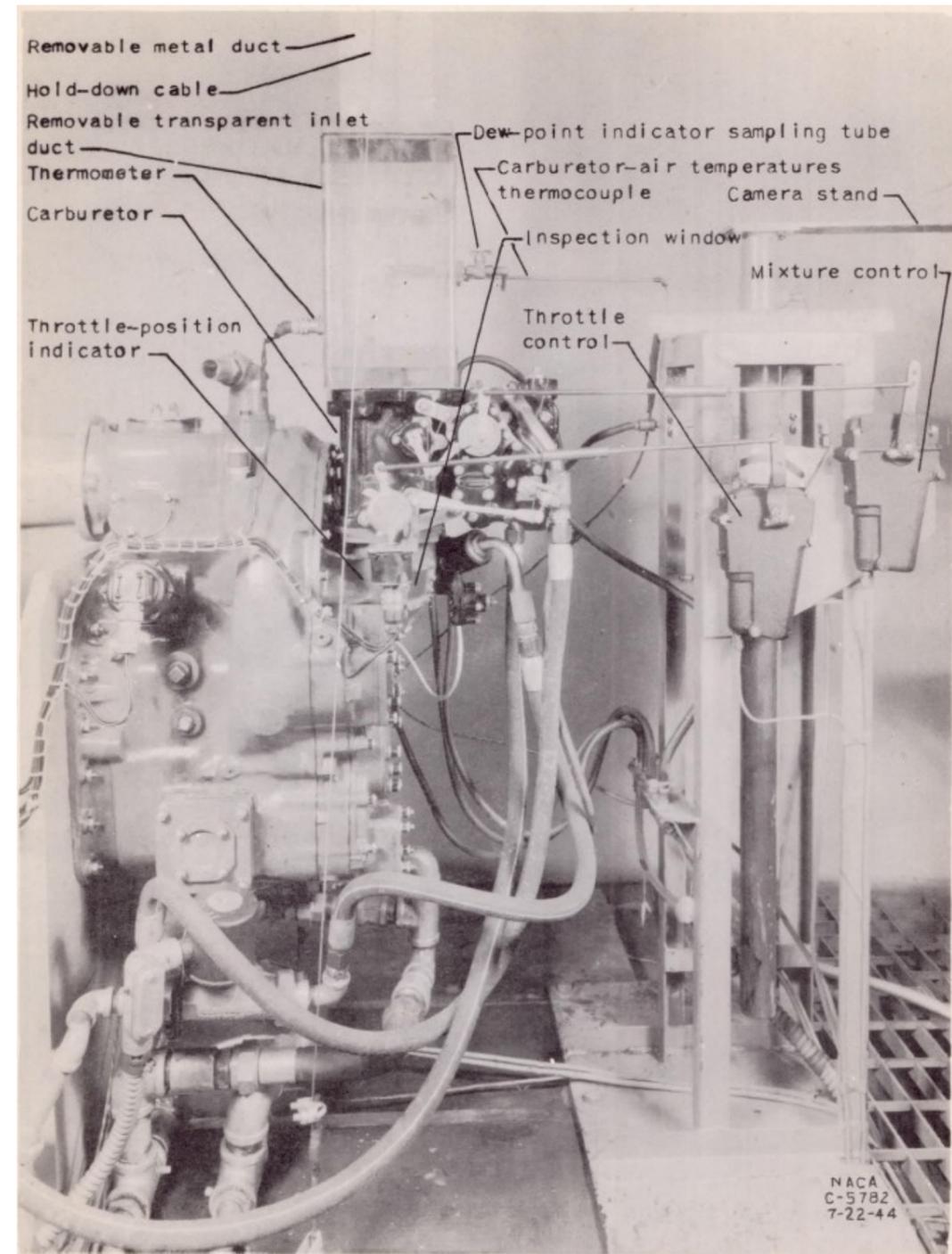
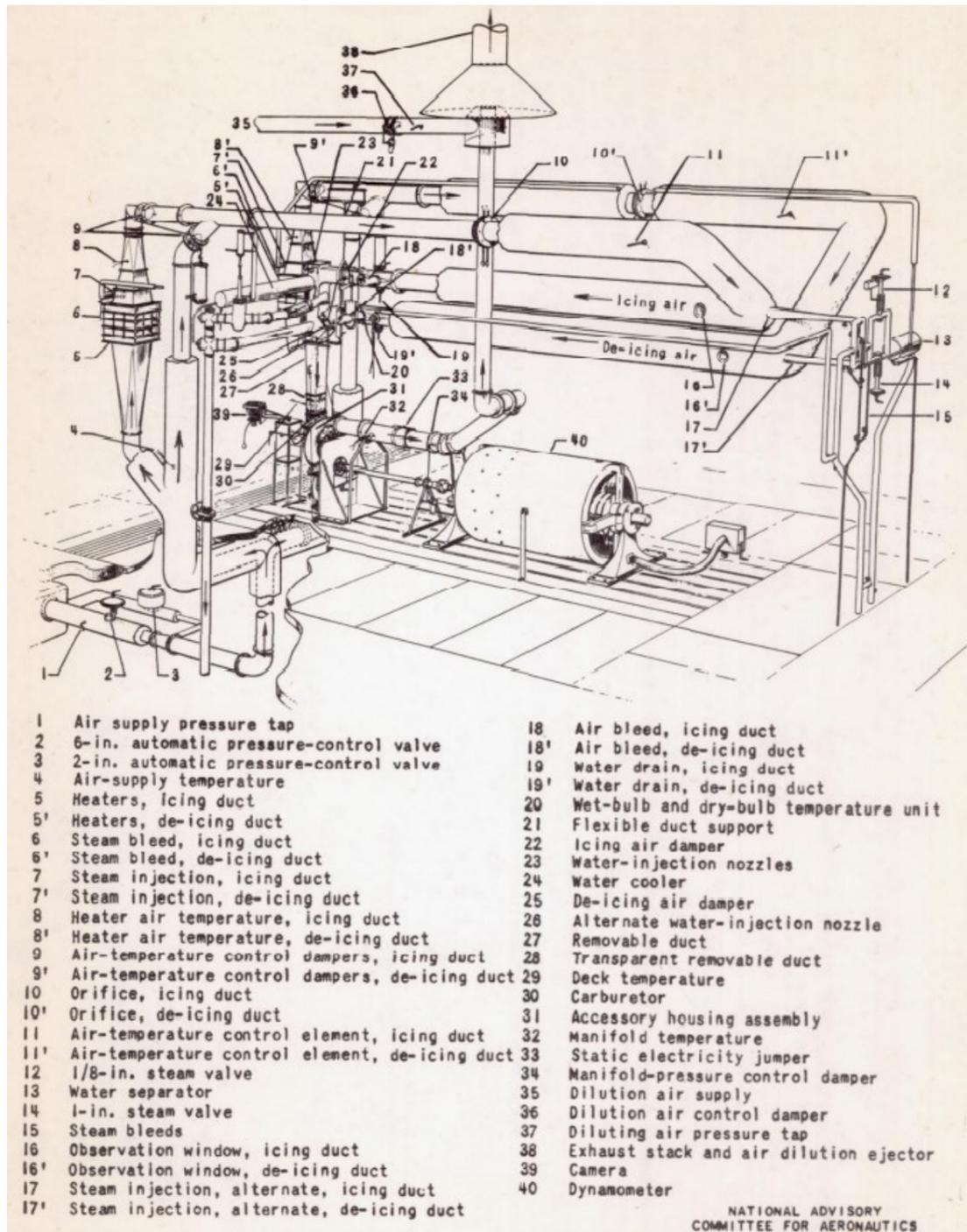
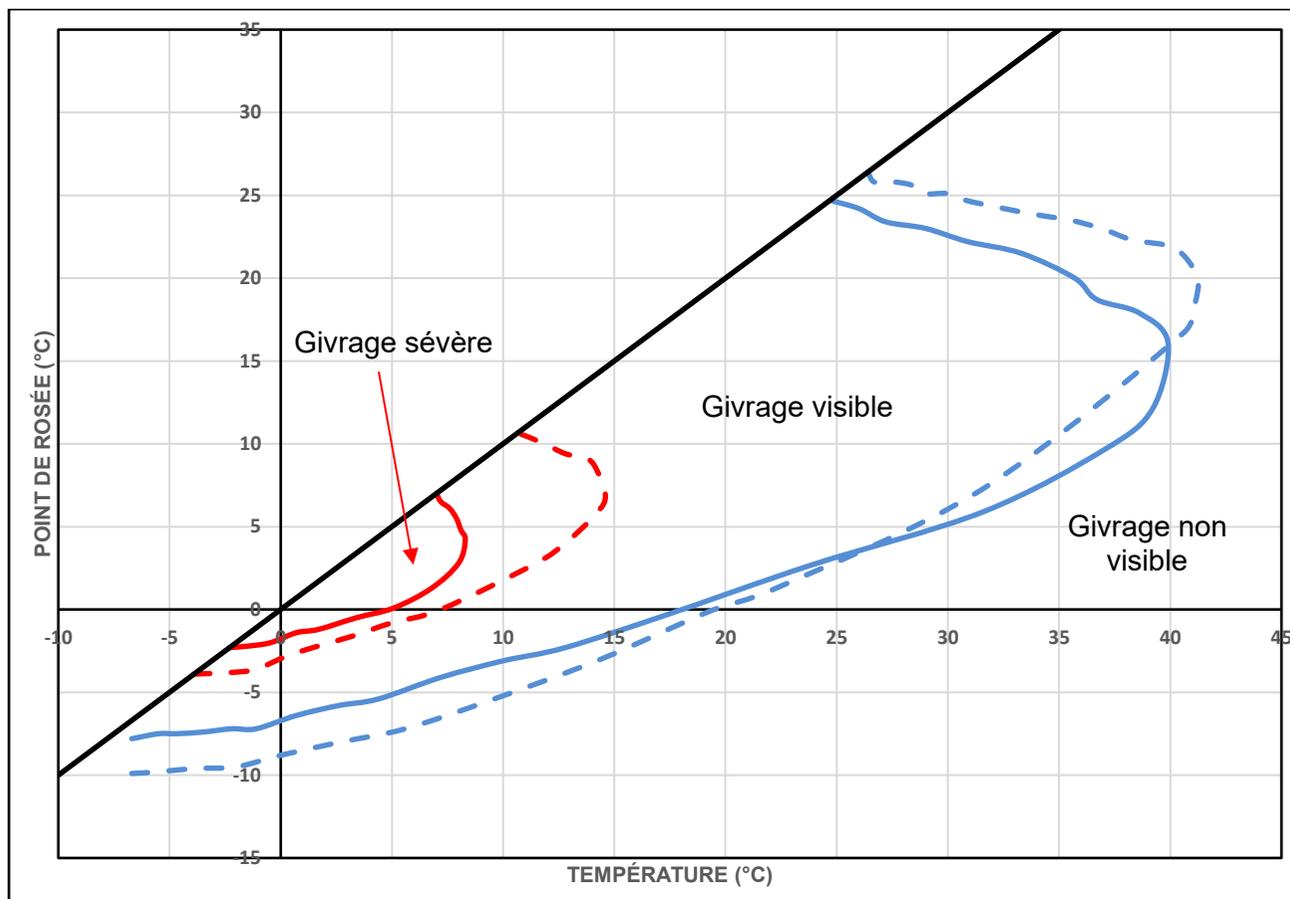


Figure 36 : Installation d'essais

Source : *Laboratory investigation of icing in the carburetor and supercharger inlet elbow of an aircraft engine / I – Description of setup and testing technique* - Henry A. Essex, Wayne C. Keith, Donald R. Mulholland – 12/1945



	Régime High Cruise Power / Limite entre la zone de givrage sévère et la zone de givrage visible
	Régime Low Cruise Power / Limite entre la zone de givrage sévère et la zone de givrage visible
	Régime High Cruise Power / Limite entre la zone de givrage visible et la zone de givrage non visible
	Régime Low Cruise Power / Limite entre la zone de givrage visible et la zone de givrage non visible

Figure 37 : Diagramme reconstruit à partir des données extraites de la publication *Laboratory investigation of icing in the carburetor and supercharger inlet elbow of an aircraft engine / II – Determination of the limiting-icing conditions* - Henry A. Essex, Wayne C. Keith, Donald R. Mulholland – 12/1945

Parmi ces publications exploitées, on note les travaux réalisés par Willard D. Coles en février 1947. Ces travaux ont été menés en laboratoire, dans des conditions identiques, sur deux types de carburateurs :

- un carburateur à flotteur équipant un moteur à pistons délivrant une puissance comprise entre 65 et 85 hp (**Commentaire BEA : le modèle exact de carburateur n'est pas précisé**).
- un carburateur à pression équipant un moteur à pistons délivrant une puissance comprise entre 165 et 185 hp.

Le premier cas de carburateur étudié est particulièrement intéressant en raison du type de carburateur plus proche des matériels rencontrés par le BEA à ce jour.

Les conditions d'essais présentées dans la publication sont les suivantes :

Pression de l'air	Pression standard au niveau de la mer (considérée comme conservative)
Température carburant	Moins de 10°F supérieure à la température de l'air
Niveaux de puissance moteur	Trois configurations : <ul style="list-style-type: none">• Glide ;• Low cruise ;• High cruise.

La Figure 38 à suivre présente l'installation d'essais. Une nouvelle fois, nous pouvons noter que les carburateurs ne sont pas associés aux systèmes propulsifs. L'influence du moteur n'est donc pas prise en compte et en particulier l'environnement thermique associé.

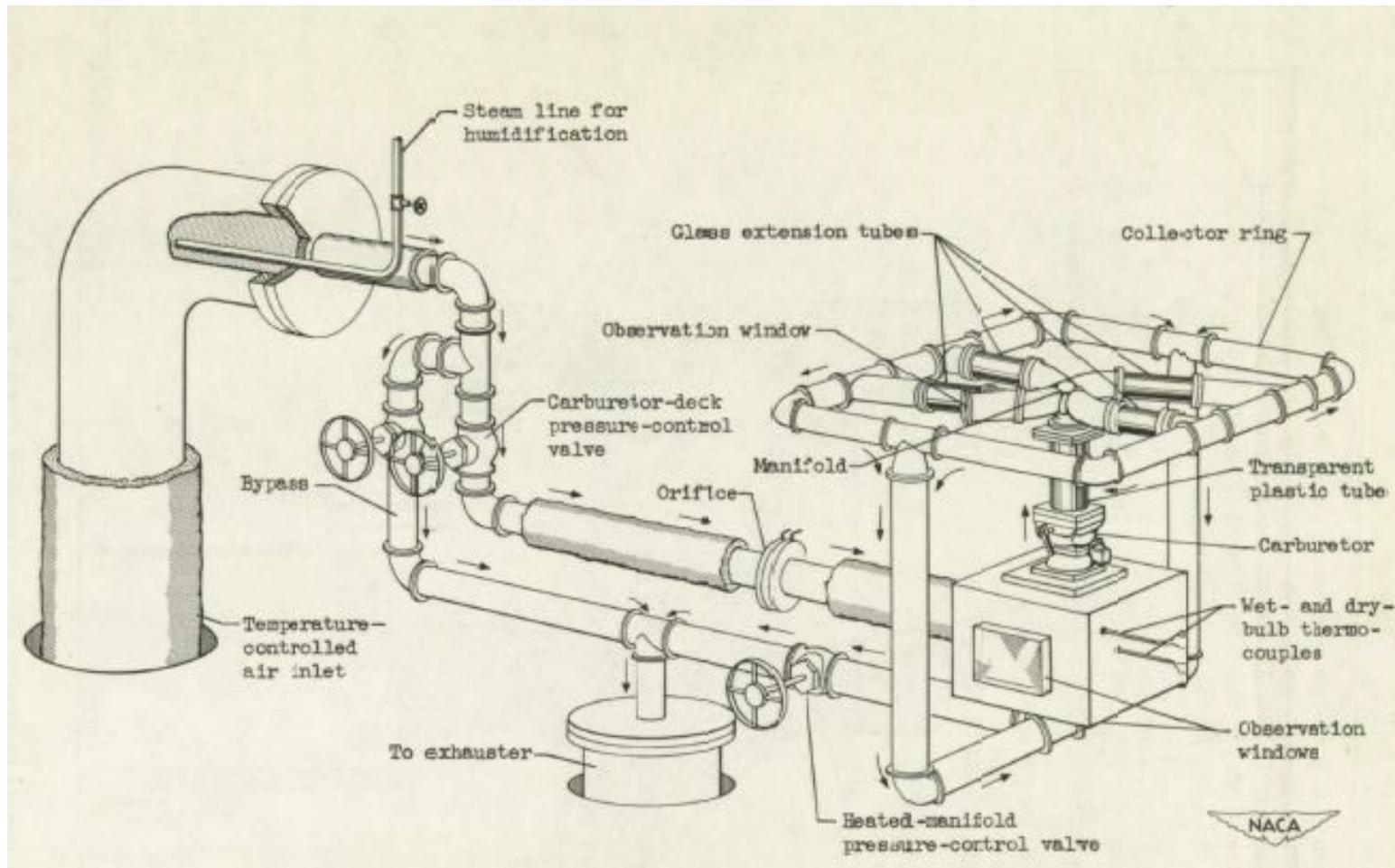


Figure 38 : Schéma de l'installation d'essais

Source : *Investigation of icing characteristics of typical light-airplane engine induction systems* _ Willard D. Coles _ février 1947

Pour chaque carburateur, un diagramme définissant les limites des zones givrantes est proposé. Ces diagrammes ont été reconstruits suivant les mêmes références que les diagrammes actuellement proposés par les diverses autorités (Température / Point de rosée).

On note que les diagrammes sont totalement différents, montrant bien que le type de carburateur est un critère pour la définition des zones givrantes.

Carburateur à flotteur

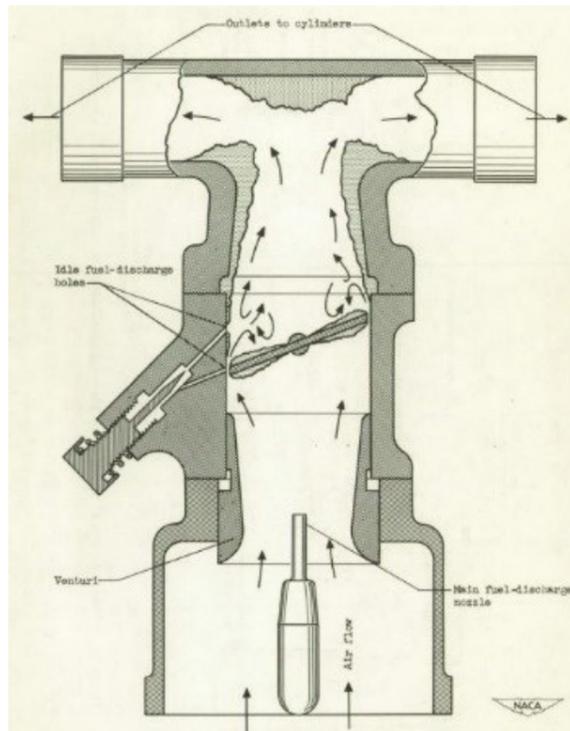


Figure 39 : Schéma du carburateur

Source : *Investigation of icing characteristics of typical light-airplane engine induction systems* _ Willard D. Coles _ février 1947

Figure 40 : Diagrammes obtenus pour le régime « Glide Power »

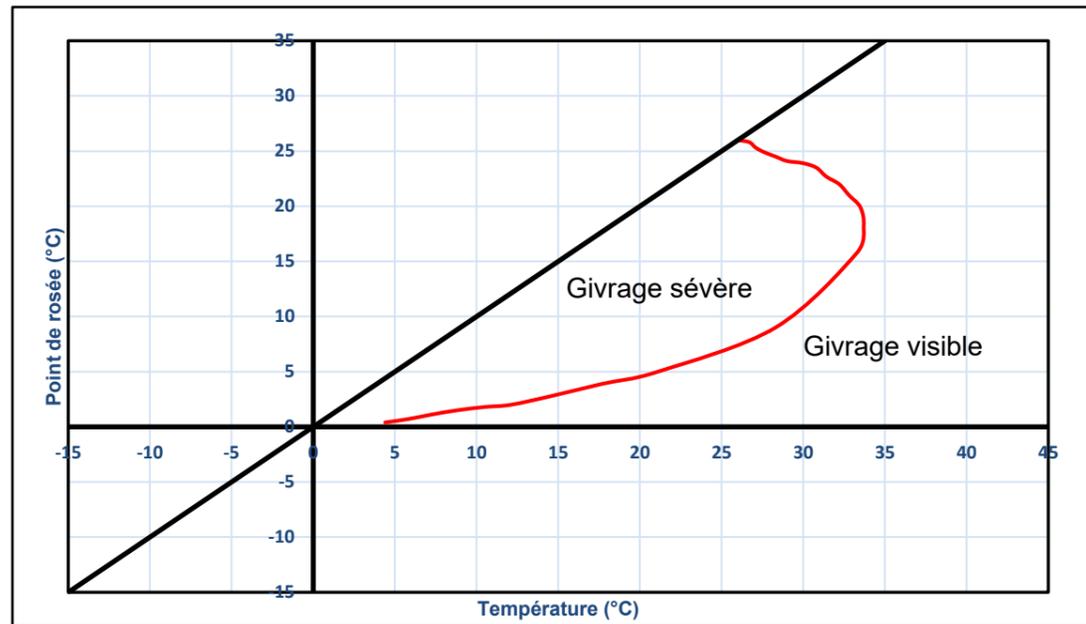
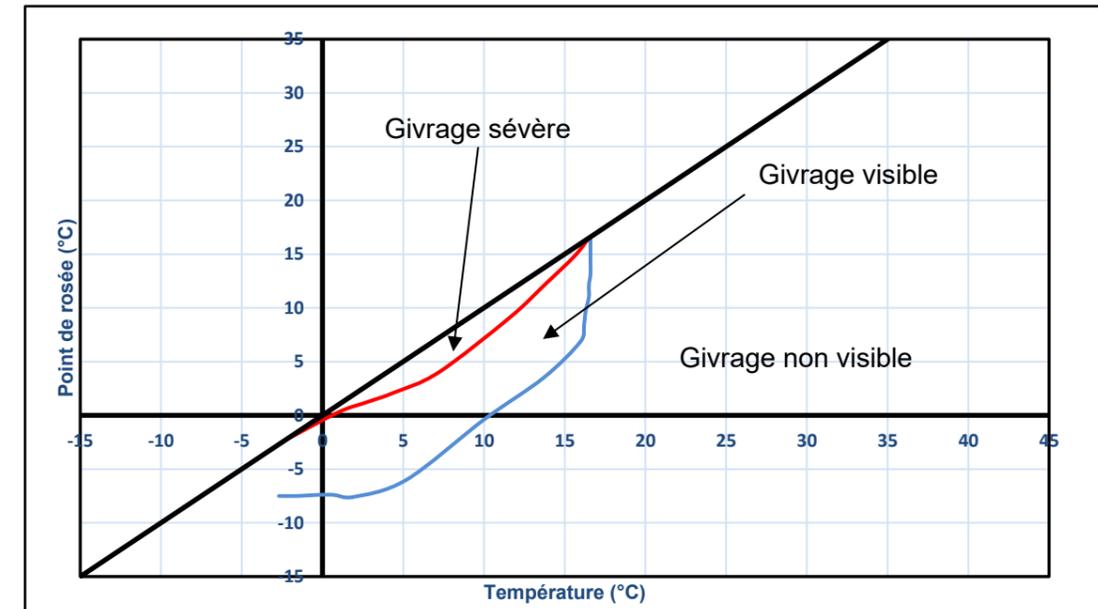
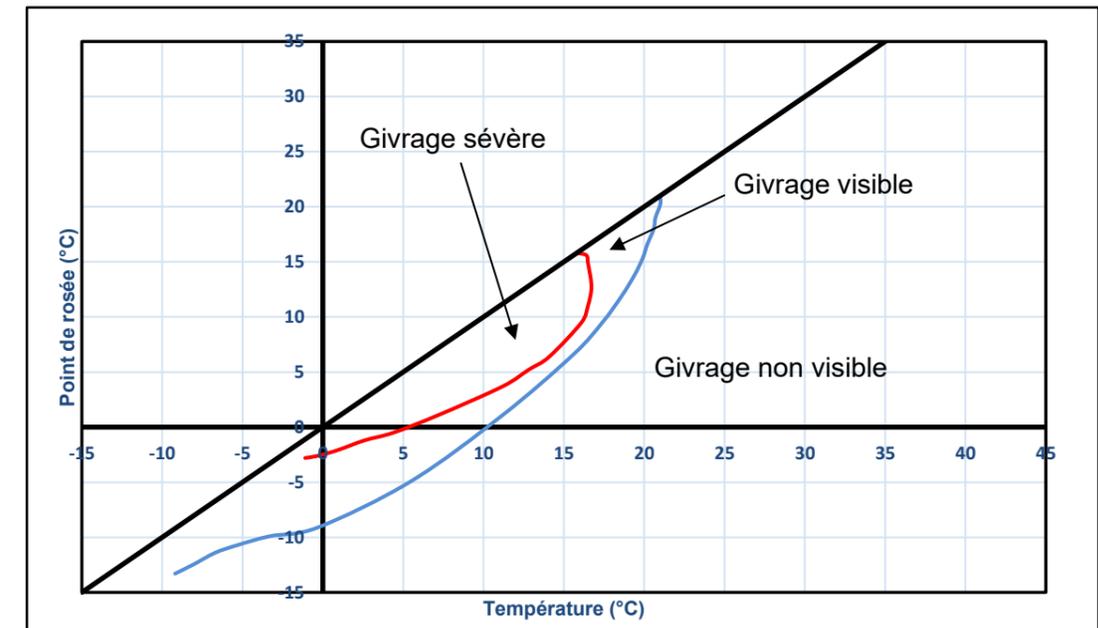


Figure 41 : Diagrammes obtenus pour le régime « High Cruise Power »



—	Limite entre la zone de givrage sévère et la zone de givrage visible
—	Limite entre la zone de givrage visible et la zone de givrage non visible

Figure 42 : Diagrammes obtenus pour le régime « Low Cruise Power »



Carburateur à pression

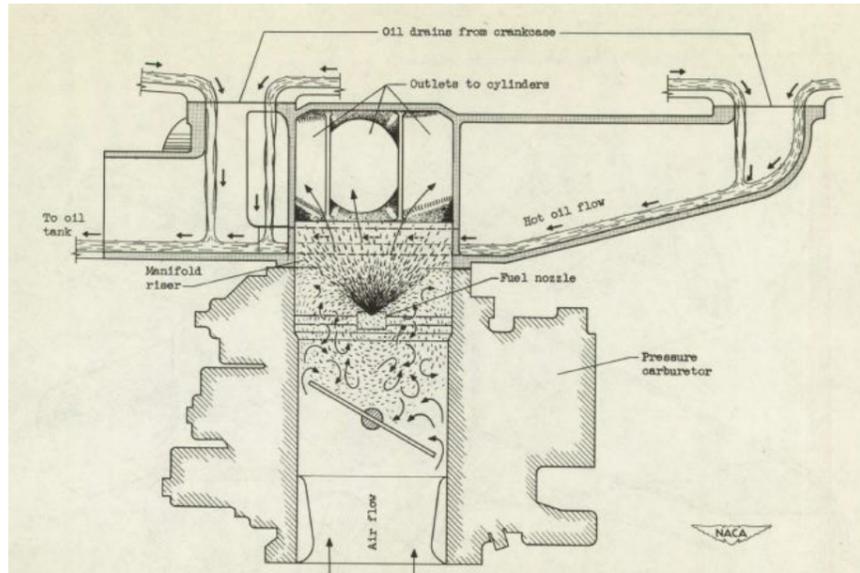
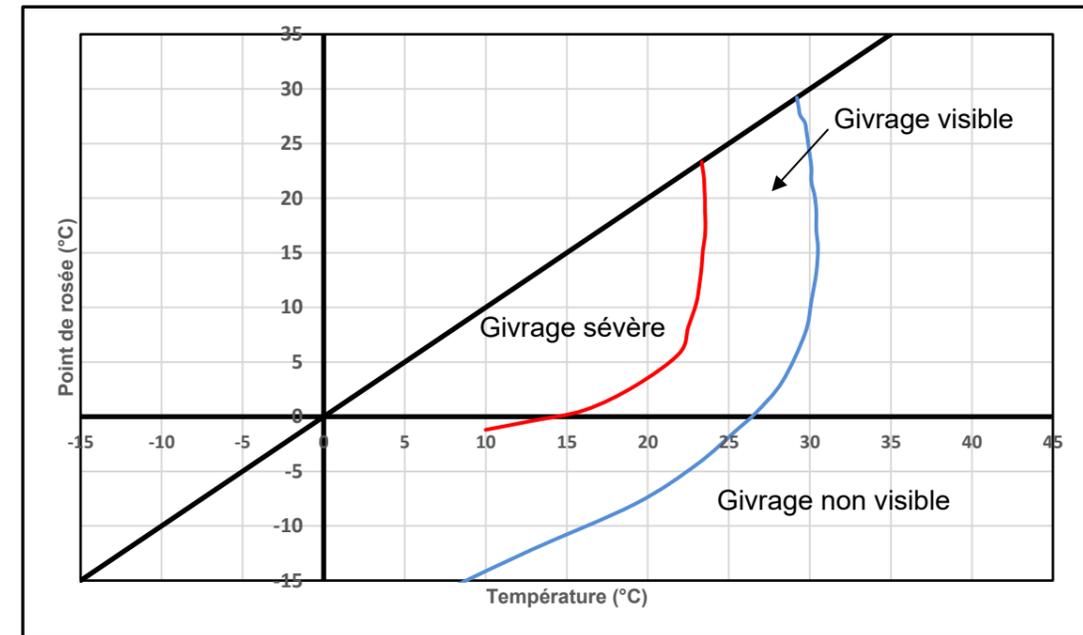


Figure 43 : Schéma du carburateur

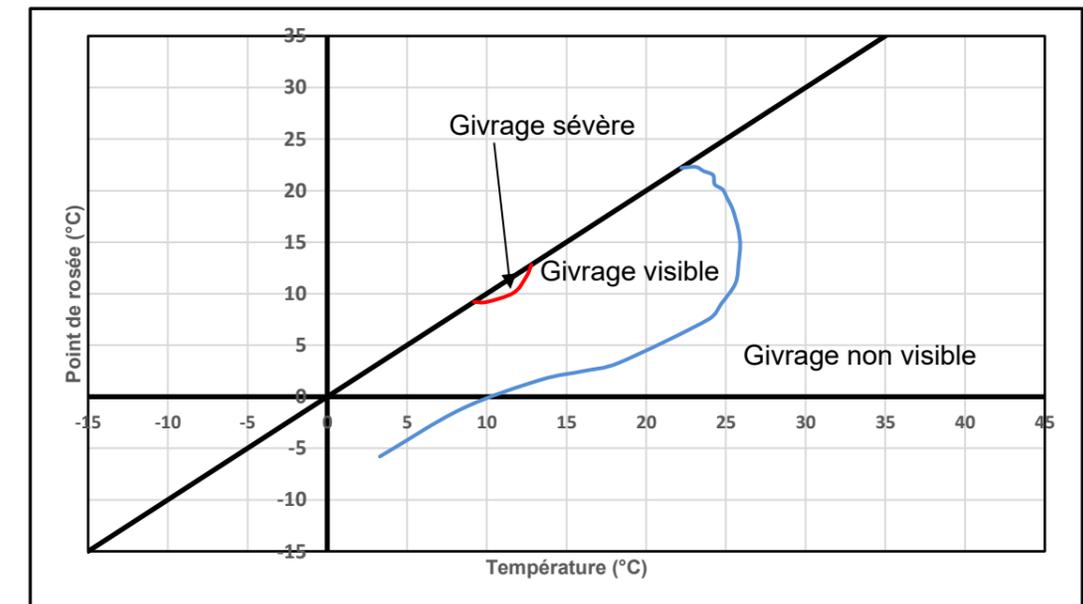
Source : *Investigation of icing characteristics of typical light-airplane engine induction systems* _ Willard D. Coles _ février 1947

Figure 44 : Diagrammes obtenus pour le régime « Glide Power »



—	Limite entre la zone de givrage sévère et la zone de givrage visible
—	Limite entre la zone de givrage visible et la zone de givrage non visible

Figure 45 : Diagrammes obtenus pour le régime « Low Cruise Power »



3.9.3. Publications entre 1950 et ce jour

À la suite du programme d'étude riche en publications lancé par la NACA, on note des publications régulières jusqu'aujourd'hui sur le phénomène.

Plusieurs de ces publications indiquent la réalisation d'essais. Contrairement aux études précédentes, les carburateurs utilisés durant ces essais sont des modèles que l'on retrouve régulièrement en aviation générale aujourd'hui (modèles Marvel Schebler).

Peu de données d'essais précises sont en revanche présentées. Aucune donnée permettant la construction de nouveaux diagrammes de limites de zones givrantes n'a en particulier été identifiée.

Les publications exploitées sont répertoriées dans le tableau à suivre.

Titre de l'article	Auteurs	Date de Publication
Variables Affecting Carburetor Icing in Controlled Laboratory Tests https://www.sae.org/publications/technical-papers/content/630488/	G. R. Dunton, H. J. Scheule, J. D. Rogers	1963
Aircraft Carburetor Icing Studies https://www.sae.org/publications/technical-papers/content/710371/	Gardner, L ; Moon, G.	1970
A study of carburetor/induction system icing in general aviation accidents https://ntrs.nasa.gov/citations/19750011136	L. Gardner, G. Moon et R. B. Whyte	Mars 1971
A STUDY OF CARBURETOR/INDUCTION SYSTEM ICING IN GENERAL AVIATION ACCIDENTS https://ntrs.nasa.gov/citations/19750011136	Richard W. Obermayer and William T. Roe	Mars 1975
Flight Test Results of the Use of Ethylene Glycol Monomethyl Ether (EGME) as an Anti-Carburetor Icing Fuel Additive https://www.researchgate.net/publication/235158226_Flight_Test_Results_of_the_Use_of_Ethylene_Glycol_Monomethyl_Ether_EGME_as_an_Anti-Carburetor_Icing_Fuel_Additive	Newman, Richard L	1979
LIGHT AIRCRAFT ENGINES, THE POTENTIAL AND PROBLEMS FOR USE OF AUTOMOTIVE FUELS PHASE I - LITERATURE SEARCH https://apps.dtic.mil/sti/citations/ADA094154	D. Patterson et a. UNIVERSITY OF MICHIGAN	Janvier 1981
Light Aircraft Piston Engine Carburetor Ice Detector/Warning Device Sensitivity/Effectiveness https://apps.dtic.mil/sti/citations/ADA117745	Cavage, William ; Newcomb, James ; Biehl, Keith	Juin 1982
Calculational method for determination of carburetor icing rate https://www.osti.gov/biblio/5373635	Nazarov, V.I. ; Emel'yanov, V.E. ; Gonopol'ska, A.F. ; Zaslavskii, A.A.	1986
The use of automotive gasoline (mogas) in aviation	Transport Canada	Mars 1993
Carburetor Ice Test Methodology Evaluation Final Report / CRC Report No. AV-17-13 https://crcao.org/published-report/aviation/page/3/	J. M. Thom, Associate Professor, Purdue University B. Kozak, PhD., Purdue University T. Yother, Purdue University	Décembre 2015

Ces publications sont essentiellement nord-américaines.

La publication datée de 1971, *A study of carburetor/induction system icing in general aviation accidents* - L. Gardner, G. Moon et R. B. Whyte, présente des travaux dont l'objectif était de déterminer si le givrage carburateur pouvait être annihilé par l'utilisation d'additifs dans le carburant ou le traitement des surfaces internes du carburateur. Ces essais étaient menés dans des conditions de givrage sévère.

Ces travaux ont été menés en laboratoire (**Figure 46**) sur un carburateur Marvel Schebler MA4-5.

Les conditions d'essais étaient les suivantes :

Puissance moteur	Idling => Take off power
Carburant utilisé	Carburant aviation grade 100/130 (MIL G 5572) ou AVGAS 100 qui se différencie par une teneur en plomb tétraéthyl supérieure à l'AVGAS 100 LL.
Température carburant	45°F au droit du carburateur (soit 7,2°C)
Température air	37 à 40°F (soit 2,8 à 4,4°C)
Humidité relative	95-98 % (un orifice était prévu pour pulvériser des gouttelettes d'eau)

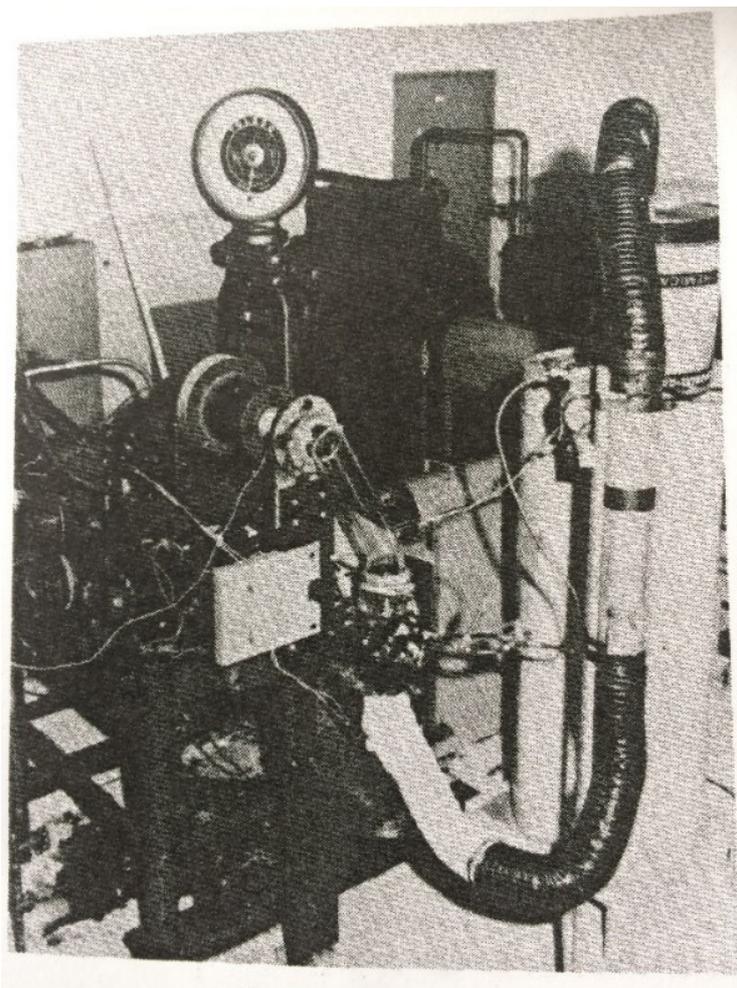


Figure 46 : Photo de l'installation d'essais

Source : *A study of carburetor/induction system icing in general aviation accidents* _ L. Gardner, G. Moon et R. B. Whyte
_ Mars 1971

Lors des essais, la formation de glace a été constatée essentiellement sur la vanne à papillon. À l'issue de ces essais, l'utilisation d'un revêtement, de type Teflon, est privilégiée à celle d'un additif.

Les documents publiés en 1981 et 1993 affirment que la volatilité du carburant est un facteur avec une influence importante sur la formation de glace dans un carburateur. Plus cette volatilité est importante, plus le risque de givrage sera augmenté.

La publication la plus récente (décembre 2015) avait pour objectif de reproduire des essais menés en 1951. Dans le cadre de cette étude, l'installation d'essais en Figure 47 a été mise en œuvre.



Figure 47 : Installation motrice mise en œuvre

Source : *Carburetor Ice Test Methodology Evaluation Final Report / CRC Report No. AV-17-13 _ J. M. Thom, Associate Professor, Purdue University B. Kozak, PhD., Purdue University T. Yother, Purdue University _ Décembre 2015*

L'installation est équipée d'un moteur Continental C-85-12 qui est un moteur quatre cylindres, à entraînement direct et opposés horizontalement, refroidis par air. Cette version du moteur délivre la puissance maximale de 85 hp.

Ce moteur est associé à un carburateur Marvel Schebler MA-3A (carburateur à flotteur). Le carburateur est installé sur la surface inférieure du moteur.

Le moteur a été fixé sur un support métallique. Durant les essais, l'ensemble reste à l'extérieur. Il est donc soumis aux conditions extérieures du jour.

Les essais ont été réalisés à un régime constant de 1750 tr.min⁻¹.

Le carburant utilisé était de l'AVGAS 100LL.

Le carburateur est surmonté d'une boîte métallique tel qu'illustré en Figure 48.



Figure 48 : Enceinte entourant le carburateur pour fournir les conditions de température et d'hygrométrie commandées

Source : Carburetor Ice Test Methodology Evaluation Final Report / CRC Report No. AV-17-13_ J. M. Thom, Associate Professor, Purdue University B. Kozak, PhD., Purdue University T. Yother, Purdue University _ Décembre 2015

Les conditions de température et d'hygrométrie sont fournies au carburateur par l'enceinte climatique illustrée en Figure 49, via un boa métallique flexible.



SPECIFICATIONS

Temperature:

Range: -17 to 49°C (1 to 120°F)

Accuracy: ±1°C (±1.8°F)

Relative Humidity:

Range: 2 to 98% RH

Accuracy: ±3% RH (@ 15 to 90% RH)

Repeatability: ±1% RH

PC Interface: USB

USB Cable: Integral to sensor, 2 m (6') (shielded) Type A plug

Software (Included): Requires Windows® 2000, XP, or Vista operating system

Housing: 316 stainless steel

Dimensions: 138 L x 16 mm D (5.5 x 0.625")

Weight: 67 g (0.18 lbs)

Figure 49 : Enceinte climatique utilisée durant les essais

Source : Carburetor Ice Test Methodology Evaluation Final Report / CRC Report No. AV-17-13_ J. M. Thom, Associate Professor, Purdue University B. Kozak, PhD., Purdue University T. Yother, Purdue University _ Décembre 2015

A l'issue des tests menés, plusieurs critères d'amélioration de l'installation d'essais ont été notés :

- L'importance que les conditions fournies par l'enceinte climatique soient envoyées dans la veine du carburateur et également dans son environnement. En effet lorsque les parois extérieures du carburateur sont soumises à des conditions totalement différentes de celles délivrées par l'enceinte climatique, le phénomène de givrage peut être retardé en raison de la température des parois.
- Le contrôle de la pression barométrique dans la veine d'alimentation du carburateur est primordial. Sa variation, due aux conditions atmosphériques du jour, fait varier l'hygrométrie. La qualité du contrôle de la pression est directement associée à l'enceinte climatique utilisée.
- L'installation d'essais permettant à l'opérateur d'être au plus proche du moteur a en revanche permis à ce dernier de distinguer des preuves audibles de la formation de glace.

Les essais ont permis la création de glace dans des conditions bien spécifique (température = 55 F, soit 12,8°C, et une humidité relative de 95 %). Le moteur utilisé a semblé être tolérant à la glace. Dans les nombreux réglages et essais effectués, il était évident qu'après une formation initiale de glace mineure, entraînant une chute de 50 à 200 tr.min⁻¹, le moteur a continué de fonctionner malgré la glace et, dans plusieurs cas, s'est dégagé de la glace et est retourné à pleine puissance.

Cette publication montre les courbes suivantes illustrant l'apparition et la propagation du phénomène de givrage.

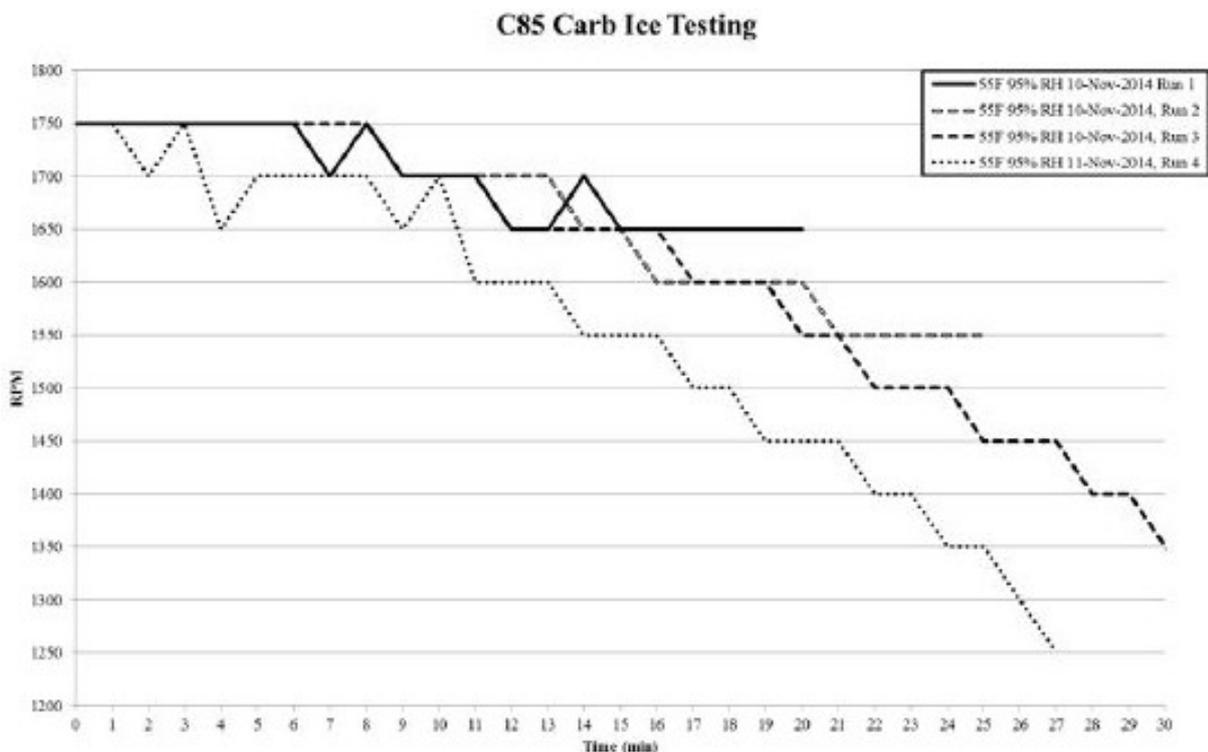


Figure 50 : Résultats des essais

Source : Carburetor Ice Test Methodology Evaluation Final Report / CRC Report No. AV-17-13 _ J. M. Thom, Associate Professor, Purdue University B. Kozak, PhD., Purdue University T. Yother, Purdue University _ Décembre 2015

3.10. Comparaison des différents diagrammes

3.10.1. Rappel des sources identifiées

Deux types de sources ont permis l'identification de diagrammes fournissant des zones givrantes fonction de la température de l'air et du point de rosée :

- les autorités principales de l'aviation et les autorités chargées des enquêtes de sécurité (EASA, FAA, Canada, Australie) ;
- divers articles scientifiques publiés essentiellement entre 1945 et 1950.

Chaque diagramme consiste à déterminer des zones du domaine dans lesquelles la probabilité de givrage du dispositif d'admission d'air des moteurs à pistons est plus ou moins importante, fonction du régime moteur considéré.

Pour les diagrammes proposés par les autorités, la définition des zones givrantes n'est pas précisée et la nature des données ayant permis leur construction est inconnue. Des informations, non vérifiées, ont été identifiées dans deux articles :

- un article publié dans la revue FAA Safety Briefing : "The data is from a NASA study of carb ice accidents back in the 1980's";
- un article dans le Bulletin de sécurité de la DSAC N°16 : « Ces zones à risque ont été établies après près de 5400 cas de givrage carburateur avec les conditions températures observées au sol ».

Les autorités ne précisent pas si ces diagrammes sont valables quelle que soit l'installation motrice considérée.

Rappel : les diagrammes proposés par les autorités sont accessibles aux adresses indiquées dans le tableau ci-dessous :

EASA	https://www.easa.europa.eu/document-library/general-publications/egast-leaflet-ga-5-piston-engine-icing
FAA	https://rgl.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgSAIB.nsf/(LookupSAIBs)/CE-09-35?OpenDocument
Canada	https://www.tc.gc.ca/fra/aviationcivile/publications/tp2228-6036.htm
Australie	https://www.atsb.gov.au/publications/2009/carburettor-icing/

Pour les articles scientifiques, ces zones sont définies, elles sont les suivantes :

- non visible ;
- visible : givre visible sans diminution du débit d'air ;
- sévère : givre conduisant à une réduction du débit d'air d'au moins 2 % en 15 minutes au moins.

Pour ces diagrammes, les régimes moteur considérés sont les suivants :

- glide power ;
- low cruise power ;
- high cruise power.

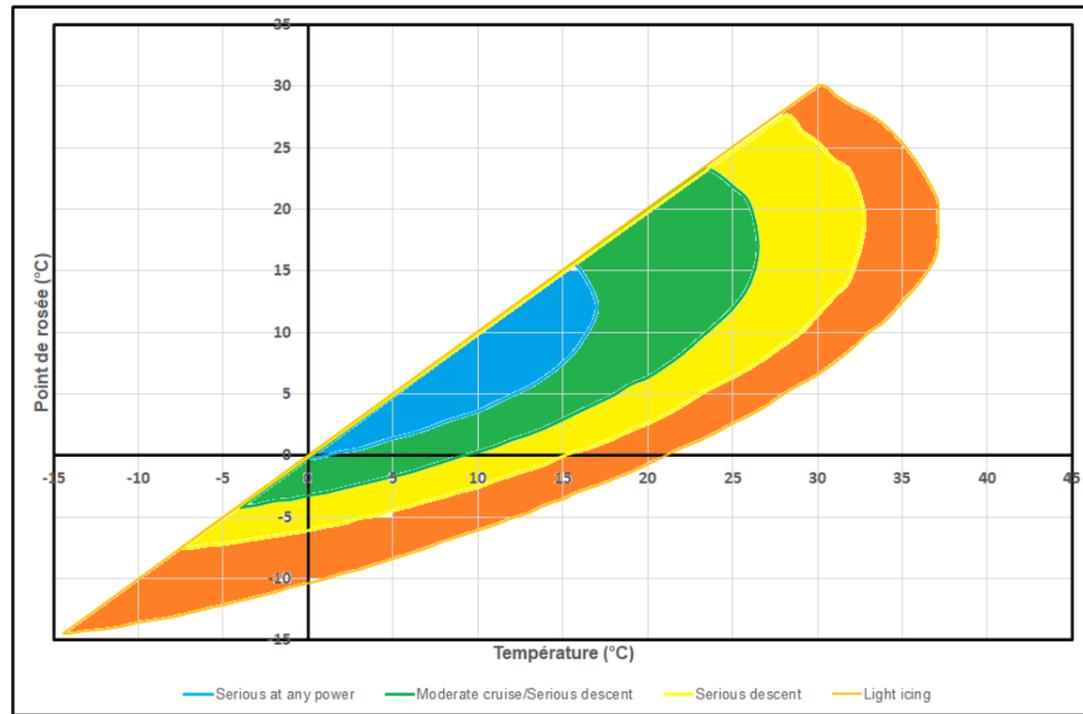
Les essais ayant permis la construction de ces diagrammes ont été réalisés essentiellement en laboratoire. Les conditions de ces essais sont plus ou moins bien définis, le type de carburateur utilisé est en revanche défini systématiquement.

Les articles scientifiques contenant des diagrammes sont rappelés dans le tableau suivant :

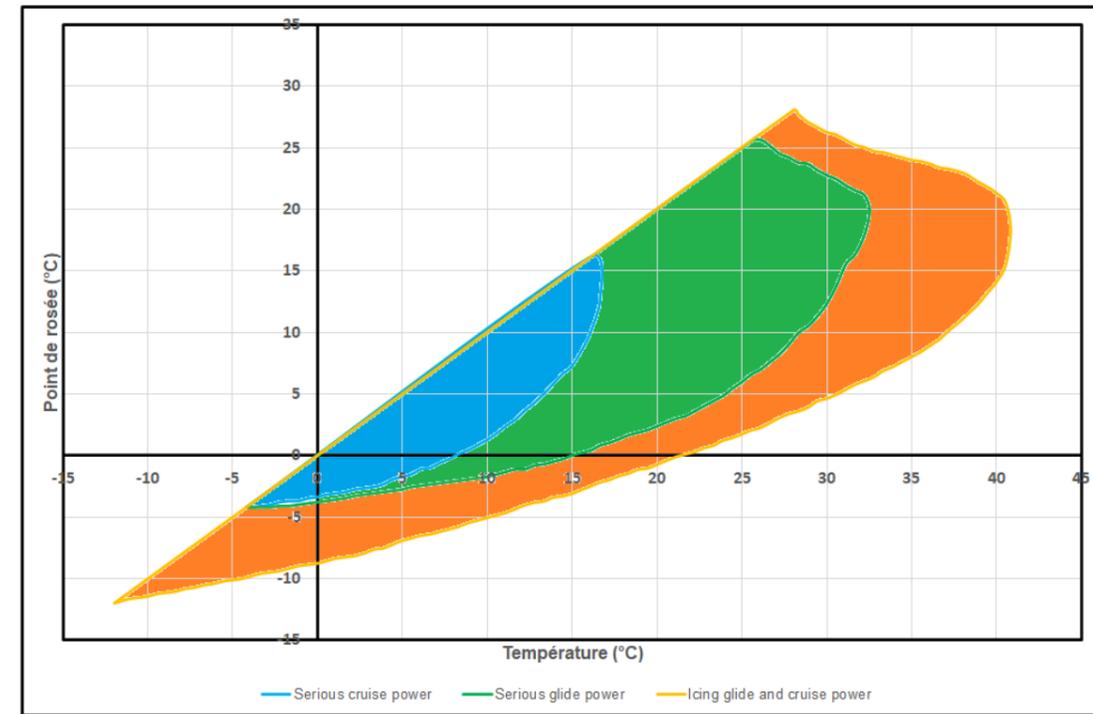
Titre de l'article	Auteurs	Date de publication
Laboratory investigation of icing in the carburetor and supercharger inlet elbow of an aircraft engine / II – Determination of the limiting-icing conditions	Henry A. Essex, Wayne C. Keith, Donald R. Mulholland	12/1945
A Preliminary investigation of the Icing Characteristic of a Large Rectangular-Throat Pressure-Type Carburetor	Gilbert E. Chapman	07/1946
An investigation of the icing and heated-air de-icing characteristics of the R-2600-13 induction system	Gilbert E. Chapman	12/1946
Effects of Induction-System Icing on Aircraft-Engine Operating Characteristics	Stevens, Howard C., Jr.	01/1947
Investigation of icing characteristics of typical light-airplane engine induction systems	Willard D. Coles	02/1947
Icing protection requirements for reciprocating-engine induction systems	Willard D.Coles, Vern G.Rollin, Donald R.Mulholland	03/1950

3.10.2. Comparaison des diagrammes proposés par les diverses autorités

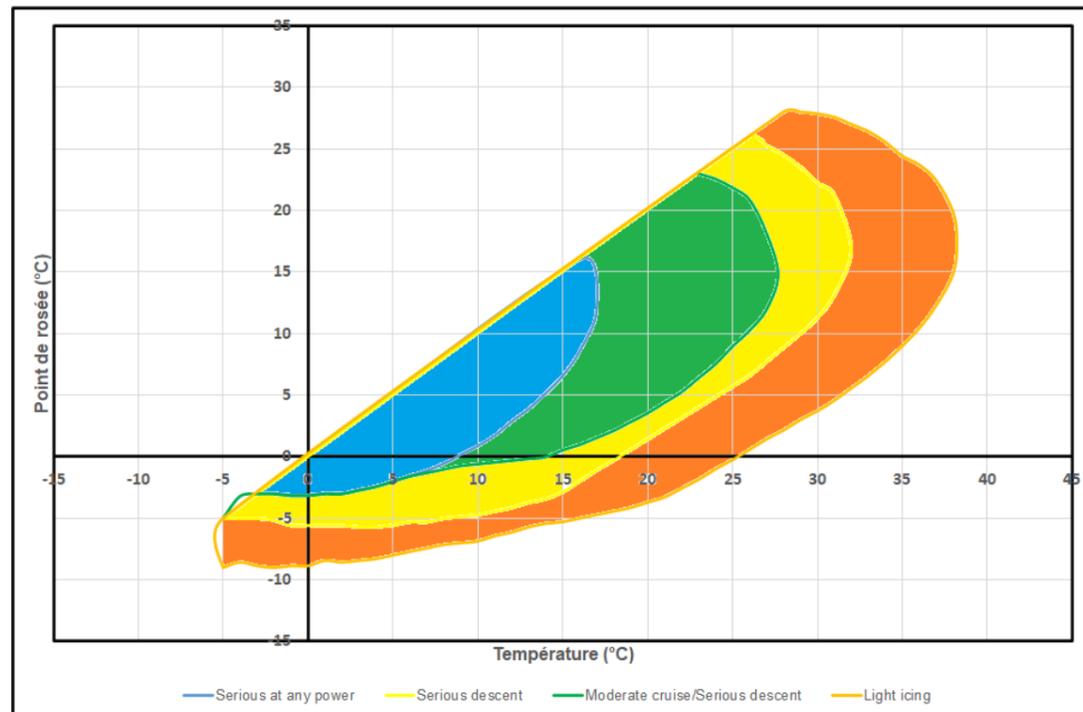
* Les légendes des diagrammes ci-dessous sont celles employées par les autorités.



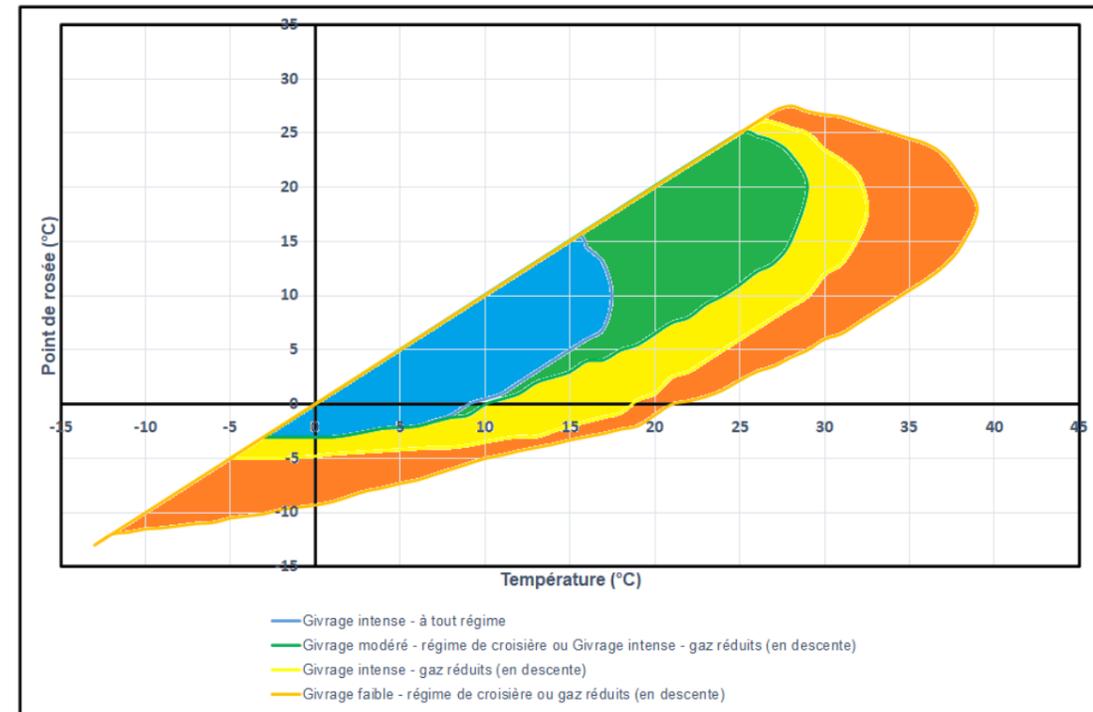
EASA



FAA



ATSB



Transport Canada

Figure 51 : Diagrammes proposés par les autorités
Source : Construit par le BEA

Pour les diagrammes proposés par l'EASA, le Canada et l'Australie, le domaine est divisé en quatre zones. Sur ces trois diagrammes, ces quatre zones sont identifiées d'une manière identique :

- Serious at any power ;
- Moderate cruise/Serious descent ;
- Serious descent ;
- Light icing.

Parmi les autorités, seul le Canada précise que le diagramme ne doit pas être utilisé lors d'un fonctionnement moteur avec du carburant MOGAS (carburant pour automobile), plus volatile que le carburant aéronautique.

Le diagramme proposé par la FAA distingue les deux types de carburateurs : à flotteur et à pression. Le diagramme relatif aux carburateurs à pression n'est pas traité dans ce document.

Pour le carburateur à pression, le domaine concerné est très restreint.

Pour le carburateur à flotteur, le domaine est divisé en trois zones. Ces trois zones sont intitulées de manière différente de celles des diagrammes proposés par l'EASA, le Canada et l'Australie. Des équivalences sont toutefois proposées par le BEA ci-dessous pour permettre la comparaison de ces quatre diagrammes. Elles sont intitulées de la manière suivante :

Zones identifiées sur le diagramme proposé par la FAA	Équivalences proposées avec les trois autres diagrammes
Serious cruise power	Serious at any power
Serious glide power	Serious descent et Moderate cruise/Serious descent
Icing glide et cruise power	Light icing

Sur la page suivante, les divers diagrammes sont superposés par zones.

Comparaison des zones « Serious at any power » (Figure 52) :

Pour cette zone, on note que celles des diagrammes proposés par la FAA, le Canada et l'Australie sont quasi-identiques. La zone du diagramme proposé par l'EASA est plus réduite pour les valeurs de point de rosée les plus faibles.

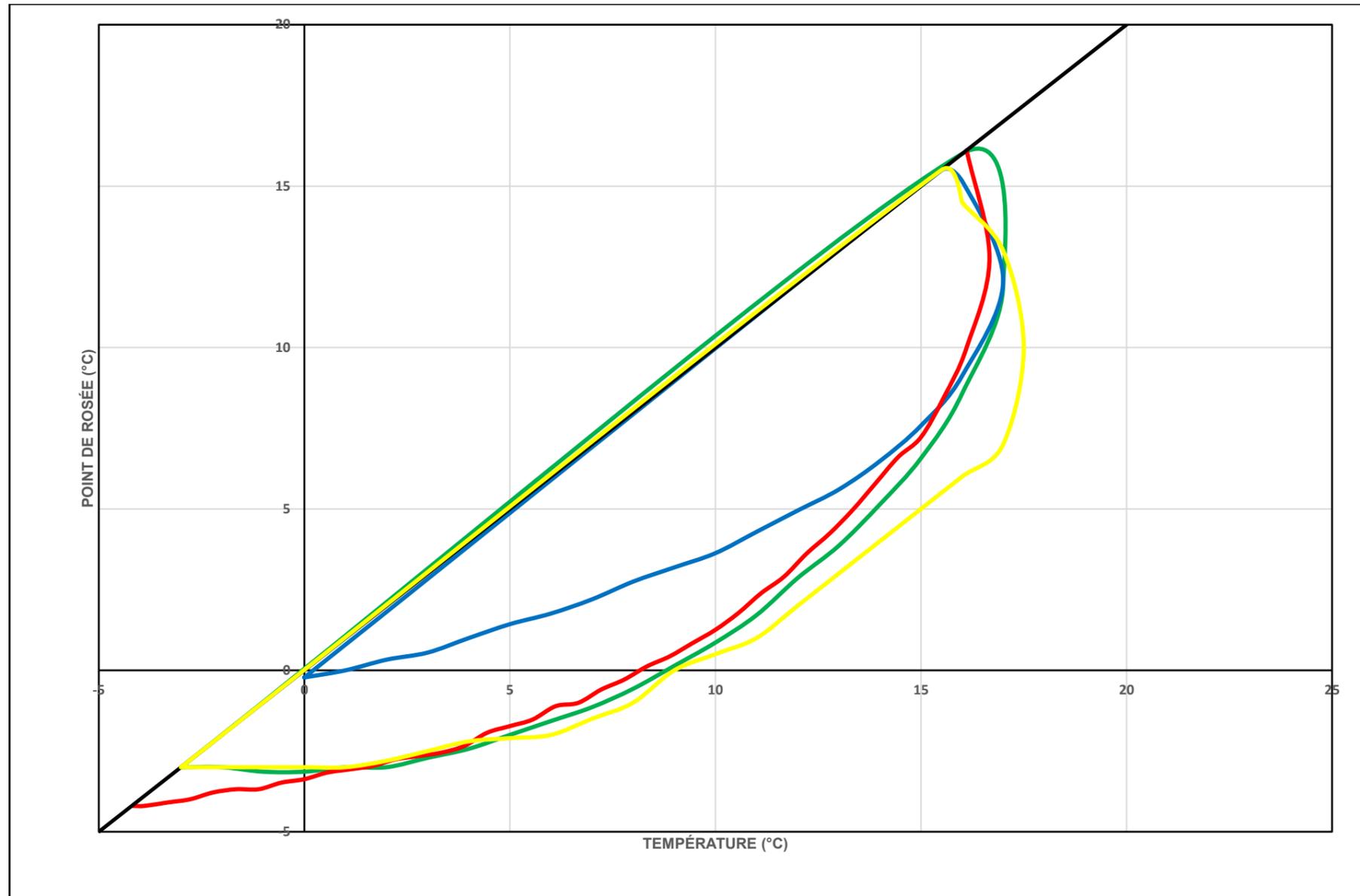
Comparaison des zones « Serious descent - Moderate cruise/Serious descent » (Figure 53) :

La zone « Moderate cruise/Serious descent », proposée par l'EASA, le Canada et l'Australie, se retrouve comprise dans celle désignée « Serious descent » proposée par les quatre autorités. Pour cette zone, les diagrammes sont très proches, légèrement plus étendue pour l'EASA dans les basses températures. Le plus restreint est celui proposé par la FAA.

Comparaison des zones « Light icing – Icing glide et cruise power » (Figure 54) :

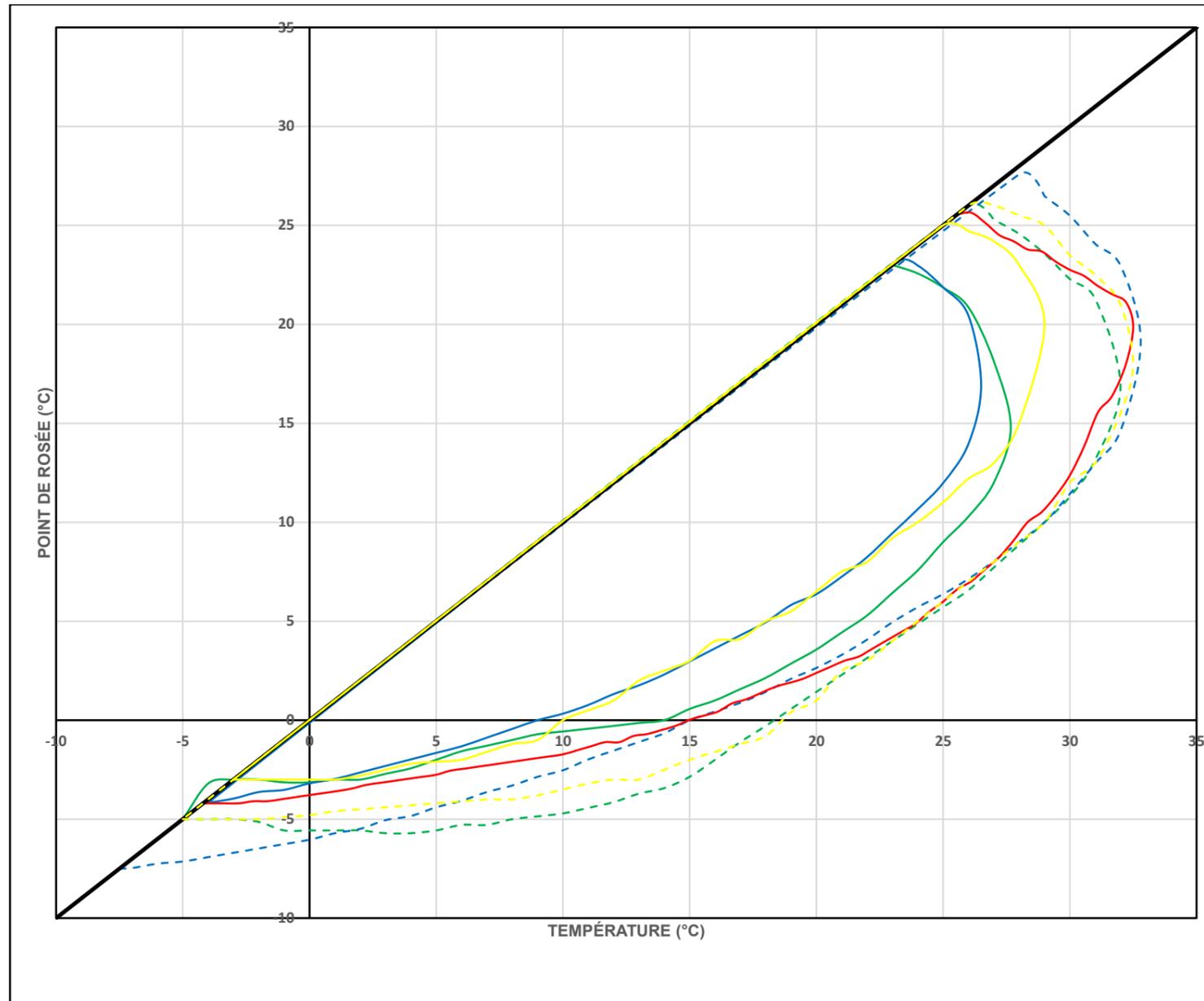
Les quatre diagrammes sont similaires, avec un domaine légèrement plus étendu pour celui proposé par la FAA dans les températures les plus importantes.

En conclusion, les diagrammes des autorités sont différents, donc manifestement construits à partir de données différentes.



—	EASA
—	FAA
—	Australie
—	Canada

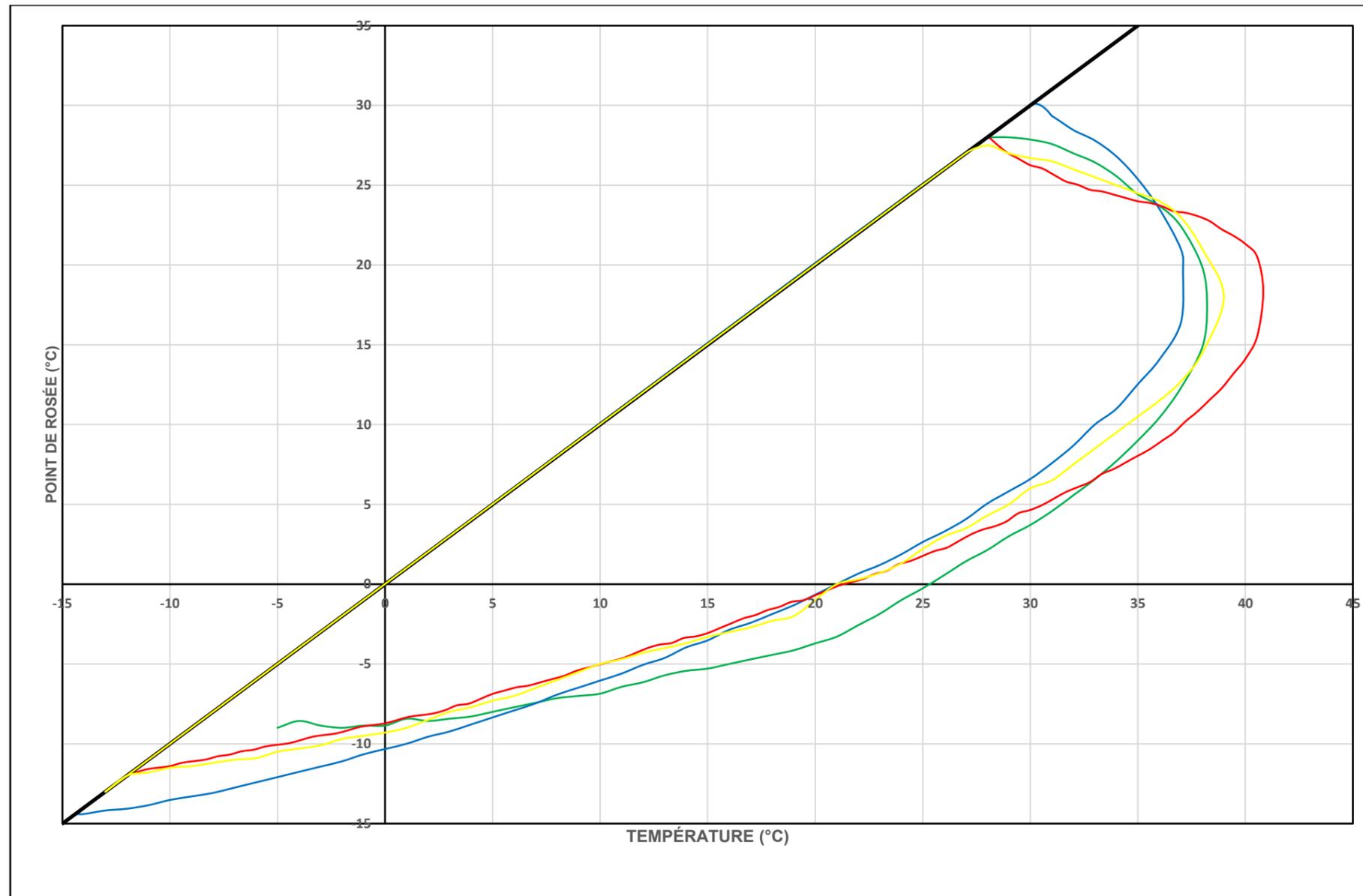
Figure 52 : Diagrammes proposés par les autorités pour le domaine « Serious Any Power »
 Source : Construit par le BEA



	EASA / Moderate Cruise – Serious Descent
	EASA / Serious Descente
	FAA
	Australie / Moderate Cruise – Serious Descent
	Australie / Serious Descent
	Canada / Givrage modéré en régime de croisière ou givrage intense en descente
	Canada / Givrage intense en descente

Figure 53 : Diagrammes proposés par les autorités pour le domaine « Serious descent et Moderate cruise/Serious descent »
 Source : Construit par le BEA

Light Icing



—	EASA
—	FAA
—	Australie
—	Canada

Figure 54 : Diagrammes proposés par les autorités pour le domaine « Light Icing »
Source : Construit par le BEA

3.10.3. Comparaison des diagrammes proposés par les articles scientifiques

Pour les diagrammes identifiés dans les articles scientifiques, plusieurs paramètres sont utilisés pour différencier les différentes zones du domaine givrant :

- Le type de carburateur, on distingue :
 - carburateur à flotteur ;
 - carburateur à pression ;
- La puissance moteur, on distingue les puissances suivantes (pas toutes représentées pour chaque diagramme) :
 - *Glide Power* ;
 - *Low Cruise Power* ;
 - *High Cruise Power* ;
- La sévérité du givrage, on distingue :
 - la zone *No Visible* ;
 - la zone *Visible* ;
 - la zone *Serious*.

Pour le type de carburateur, l'essentiel des diagrammes concerne des carburateurs à pression. Seul un article scientifique présente des données relatives à un carburateur à flotteur.

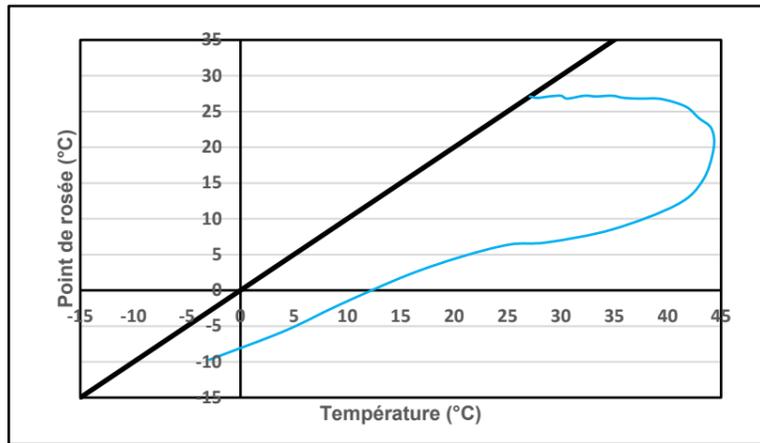
Pour la puissance moteur, l'essentiel des diagrammes propose des données pour la puissance désignée *Low Cruise Power*.

Pour la sévérité du givrage, plusieurs diagrammes ne présentent que la limite entre les domaines *Visible* et *No Visible*. Dans ces cas, le givrage *Serious* n'est obtenu que pour une humidité relative à 100 %, avec l'ajout d'eau liquide.

En raison de ces spécificités, la comparaison entre les données des différents articles ne sera complète essentiellement pour le régime *Low Cruise Power*, et surtout pour la délimitation entre les zones *Visible* et *No Visible*.

La comparaison des données pour les autres caractéristiques ne sera que très partielle.

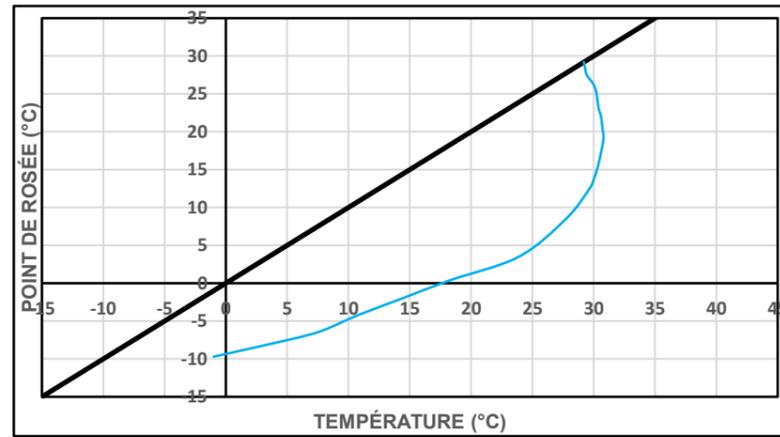
Publication : An investigation of the icing and heated-air de-icing characteristics of the R-2600-13 induction system – 12/1946



Cf Figure 31

	Délimitation entre le givrage visible et le givrage non visible
--	---

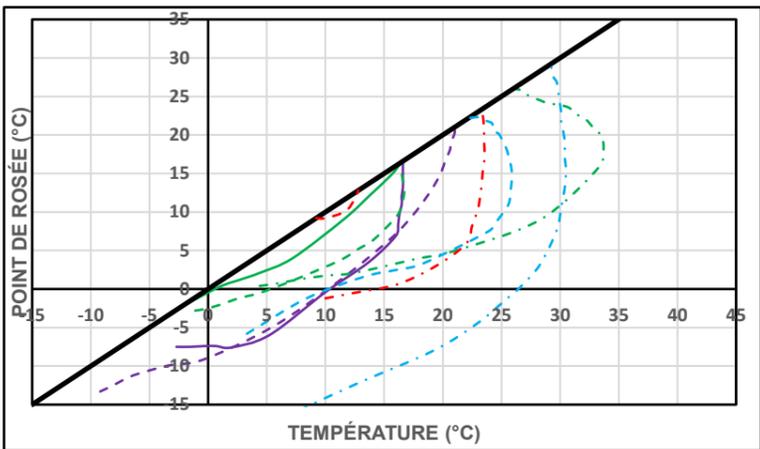
Publication : A Preliminary investigation of the Icing Characteristic of a Large Rectangular-Throat Pressure-Type Carburetor - 07/1946



Cf Figure 34

	Délimitation entre le givrage visible et le givrage non visible
--	---

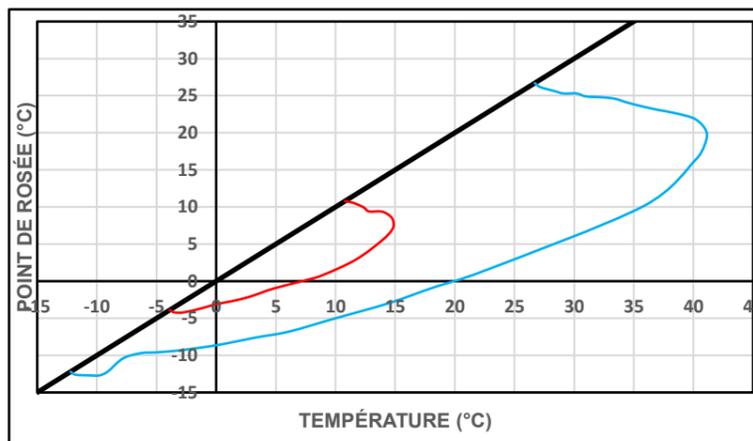
Publication : Investigation of icing characteristics of typical light-airplane engine induction systems – 02/1947



Cf Figure 39 et Figure 43

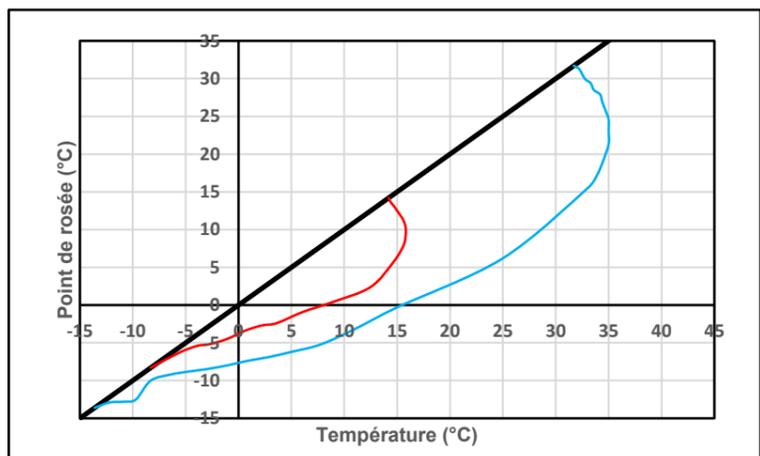
	Carburateur à pression / Low Cruise Power / givrage sévère – givrage visible
	Carburateur à pression / Low Cruise Power / givrage visible – givrage non visible
	Carburateur à pression / Glide Power / givrage sévère – givrage visible
	Carburateur à pression / Glide Power / givrage visible – givrage non visible
	Carburateur à flotteur / High Cruise Power / givrage sévère – givrage visible
	Carburateur à flotteur / High Cruise Power / givrage visible – givrage non visible
	Carburateur à flotteur / Low Cruise Power / givrage sévère – givrage visible
	Carburateur à flotteur / Low Cruise Power / givrage visible – givrage non visible
	Carburateur à flotteur / Glide Power / givrage sévère – givrage visible

Publication : Effects of Induction-System Icing on Aircraft-Engine Operating Characteristics – 01/1947



	Délimitation entre le givrage sévère et le givrage visible
	Délimitation entre le givrage visible et le givrage non visible

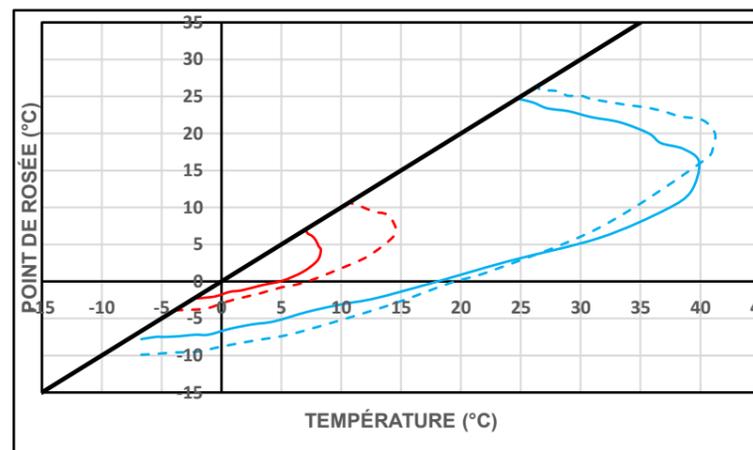
Publication : Icing protection requirements for reciprocating-engine induction systems – 03/1950



Cf Figure 28

	Délimitation entre le givrage sévère et le givrage visible
	Délimitation entre le givrage visible et le givrage non visible

Publication : Laboratory investigation of icing in the carburetor and supercharger inlet elbow of an aircraft engine / II – Determination of the limiting-icing conditions – 12/1945

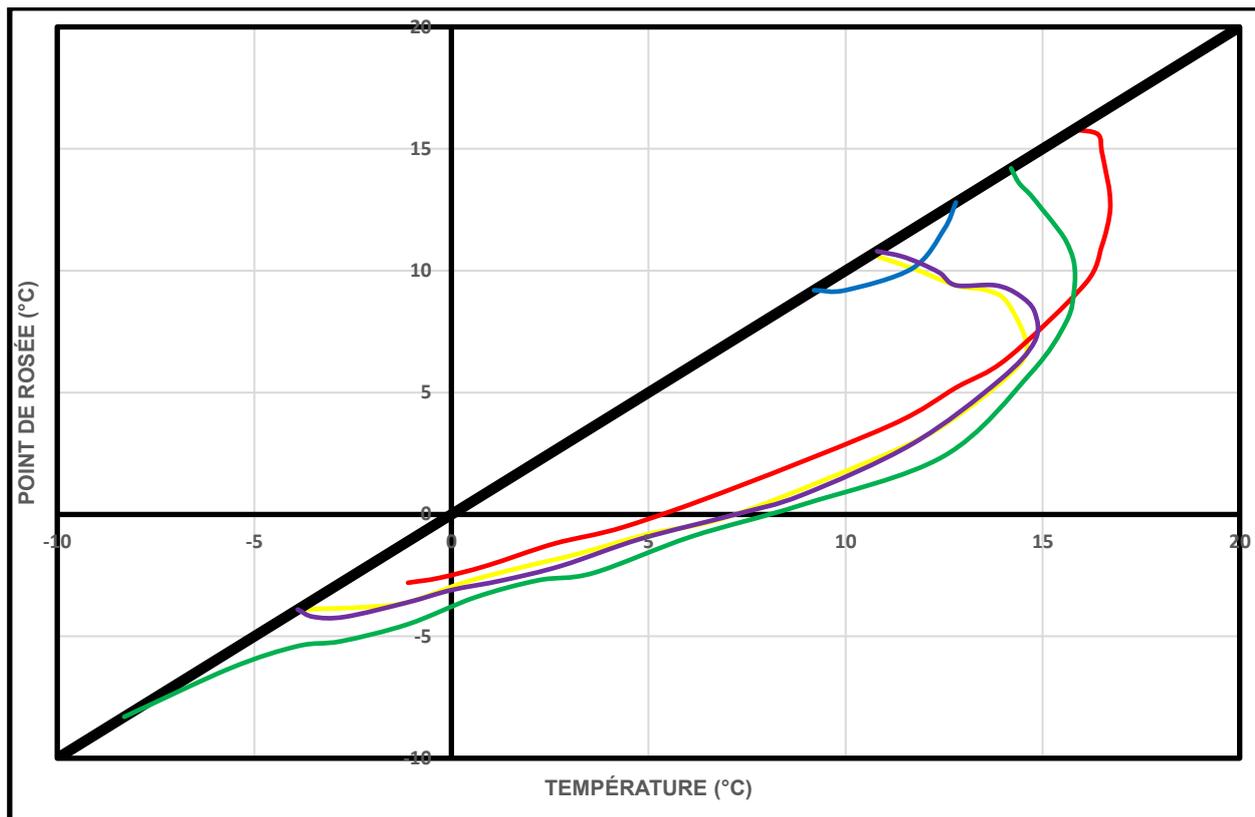


Cf Figure 36

	Délimitation entre le givrage sévère et le givrage visible Régime High Cruise Power
	Délimitation entre le givrage visible et le givrage non visible Régime High Cruise Power
	Délimitation entre le givrage sévère et le givrage visible Régime Low Cruise Power
	Délimitation entre le givrage visible et le givrage non visible Régime Low Cruise Power

Figure 55 : Diagrammes identifiés dans les publications scientifiques - Source : Construit par le BEA

La première comparaison concerne le régime *Low Cruise Power* et la limite entre les zones *Serious* et *Visible* (Figure 56).



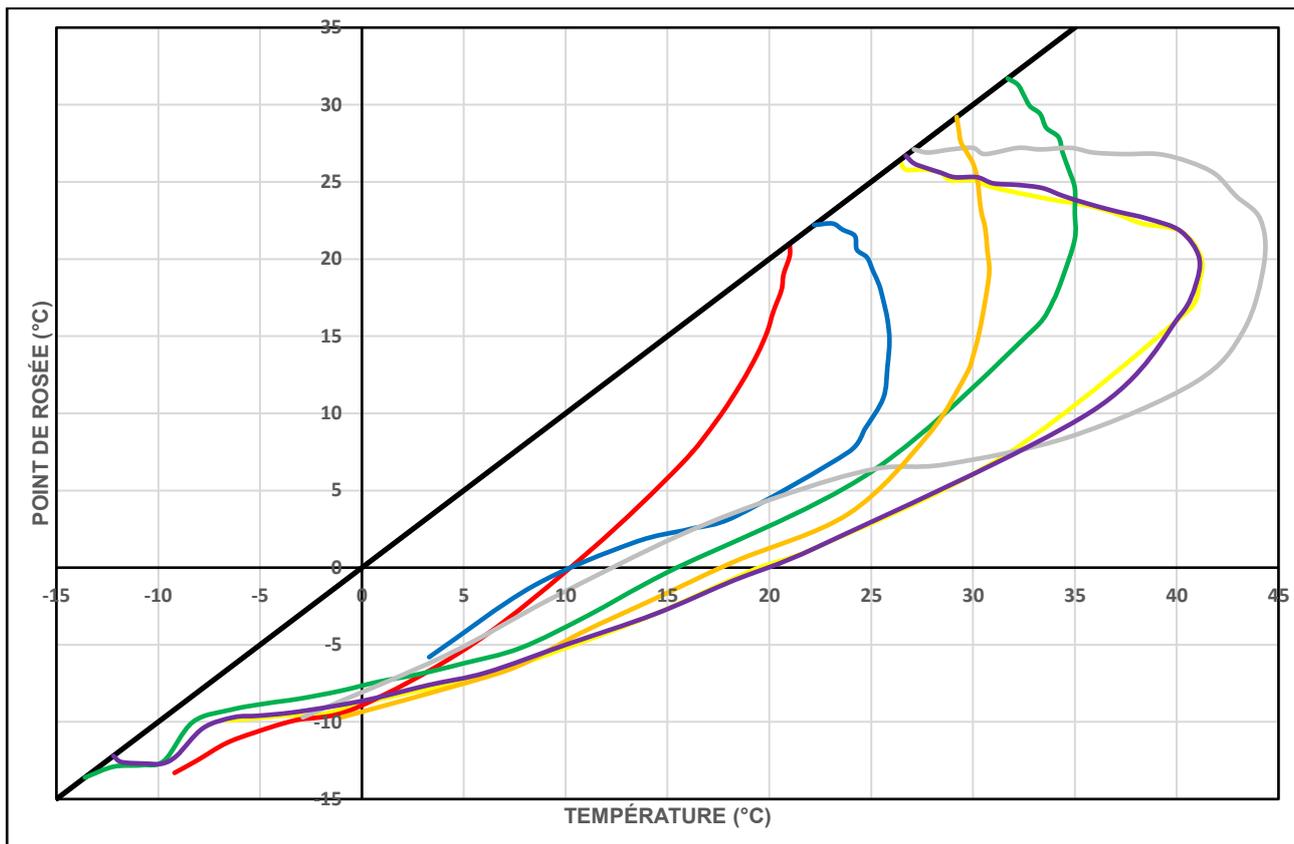
	Types de carburateur	Articles
—	Carburateur à pression	Investigation of icing characteristics of typical light-airplane engine induction systems
—	Carburateur à pression	Effects of Induction-System Icing on Aircraft-Engine Operating Characteristics
—	Carburateur à pression	Laboratory investigation of icing in the carburetor and supercharger inlet elbow of an aircraft engine / II – Determination of the limiting-icing conditions
—	Carburateur à pression	Icing protection requirements for reciprocating-engine induction systems
—	Carburateur à flotteur	Investigation of icing characteristics of typical light-airplane engine induction systems

Figure 56 : Comparaison des diagrammes relatifs aux paramètres suivants : Régime *Low Cruise Power* / Délimitations entre les zones *Serious* et *Visible*
 Source : Construit par le BEA

On note que la limite proposée pour le carburateur à pression dans l'article « Investigation of icing characteristics of typical light-airplane engine induction systems » est très réduite et se distingue des autres publications. D'après la publication, ce carburateur à pression était adapté au moteur de puissance nettement plus faible que les autres carburateurs.

Pour les quatre autres articles, les limites proposées suivent une même tendance. On note que la limite associée au carburateur à flotteur engendre une zone plus étendue que celle des carburateurs à pression.

La deuxième comparaison concerne le régime *Low Cruise Power* et la limite entre les zones *Visible* et *No Visible* (Figure 57).



	Types de carburateur	Articles
—	Carburateur à pression	Investigation of icing characteristics of typical light-airplane engine induction systems
—	Carburateur à pression	Effects of Induction-System Icing on Aircraft-Engine Operating Characteristics
—	Carburateur à pression	Laboratory investigation of icing in the carburetor and supercharger inlet elbow of an aircraft engine / II – Determination of the limiting-icing conditions
—	Carburateur à pression	Icing protection requirements for reciprocating-engine induction systems
—	Carburateur à flotteur	Investigation of icing characteristics of typical light-airplane engine induction systems
—	Carburateur à pression	A Preliminary investigation of the Icing Characteristic of a Large Rectangular-Throat Pressure-Type Carburetor
—	Carburateur à pression	An investigation of the icing and heated-air de-icing characteristics of the R-2600-13 induction system

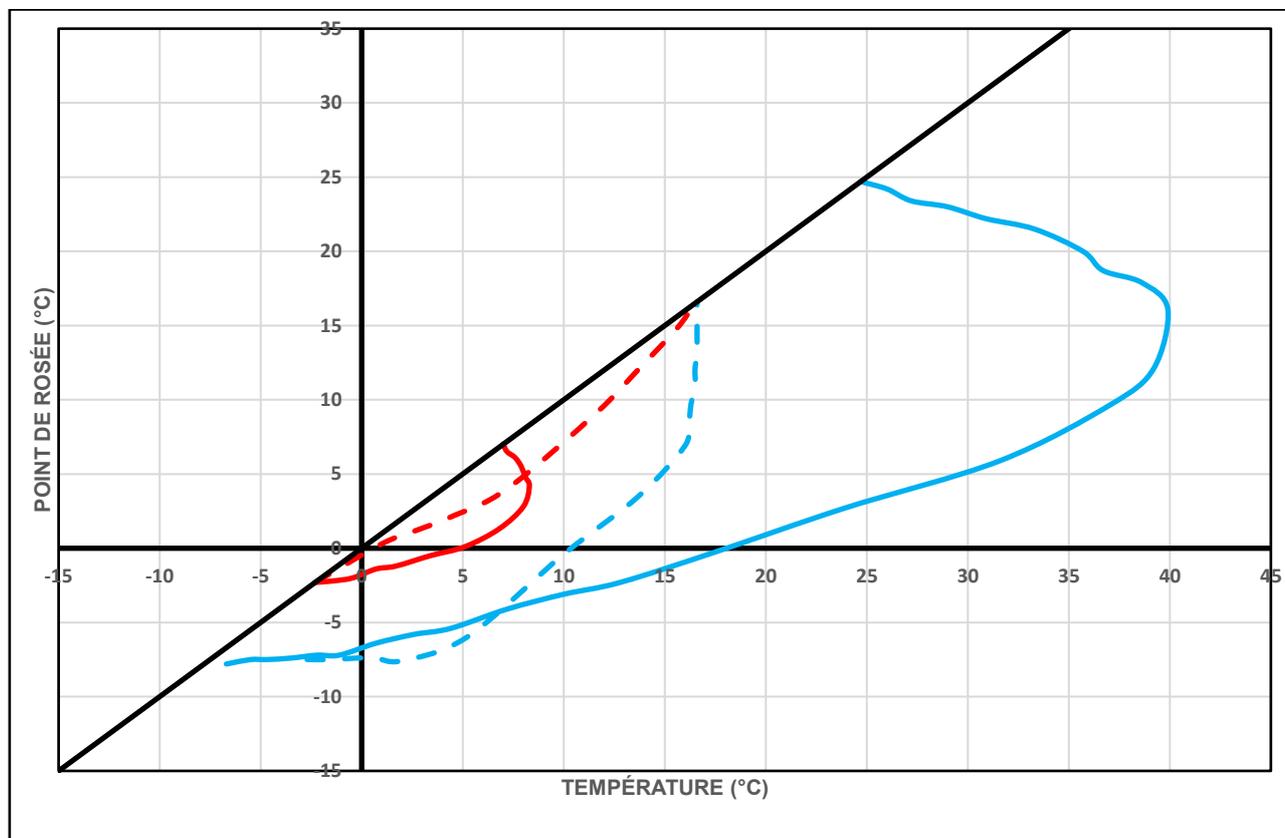
Figure 57 : Comparaison des diagrammes relatifs aux paramètres suivants : Régime *Low Cruise Power* / Délimitations entre les zones *Visible* et *No Visible*

Source : Construit par le BEA

On note que les limites proposées sont très variables suivant les articles. La zone la moins étendue est celle fournie pour le carburateur à flotteur, cette tendance est donc inverse à celle de la limite entre les zones *Serious* et *Visible* décrite précédemment.

La comparaison concernant le régime *High Cruise Power* et la limite entre les zones *Serious* et *Visible* ne concerne que les données de deux articles ; une série de données relative à un carburateur à flotteur et une série relative à un carburateur à pression. Pour cette configuration, on note que les zones sont totalement différentes.

La comparaison concernant le *High Cruise Power* et la limite entre les domaines *Visible* et *No Visible* donne des résultats similaires, avec une très grande différence suivant la configuration.



	Types de carburateur	Publications
—	Carburateur à pression	Laboratory investigation of icing in the carburetor and supercharger inlet elbow of an aircraft engine / II – Determination of the limiting-icing conditions Délimitation entre le <i>Serious</i> et le <i>Visible</i>
—	Carburateur à pression	Laboratory investigation of icing in the carburetor and supercharger inlet elbow of an aircraft engine / II – Determination of the limiting-icing conditions Délimitation entre le <i>Visible</i> et le <i>No Visible</i>
- -	Carburateur à flotteur	Investigation of icing characteristics of typical light-airplane engine induction systems Délimitation entre le <i>Serious</i> et le <i>Visible</i>
- -	Carburateur à flotteur	Investigation of icing characteristics of typical light-airplane engine induction systems Délimitation entre le <i>Visible</i> et le <i>No Visible</i>

Figure 58 : Comparaison des diagrammes relatifs aux paramètres suivants : Régime *High Cruise Power*

Source : Construit par le BEA

Concernant le régime *Glide Power*, les données identifiées proviennent d'un seul article, « Investigation of icing characteristics of typical light-airplane engine induction systems (02/1947) ». Ces données ont déjà été comparées au § 3.9.2. Cette comparaison montre des zones différentes, avec une étendue de la zone associée au givrage *Serious* pour le carburateur à flotteur plus importante que celle du carburateur à pression.

En conclusion, la comparaison des diverses données issues des articles scientifiques montre des zones de givrage très diverses en fonction du type de carburateur, mais également en fonction du modèle de carburateur pour un type donné (§ 3.9.2).

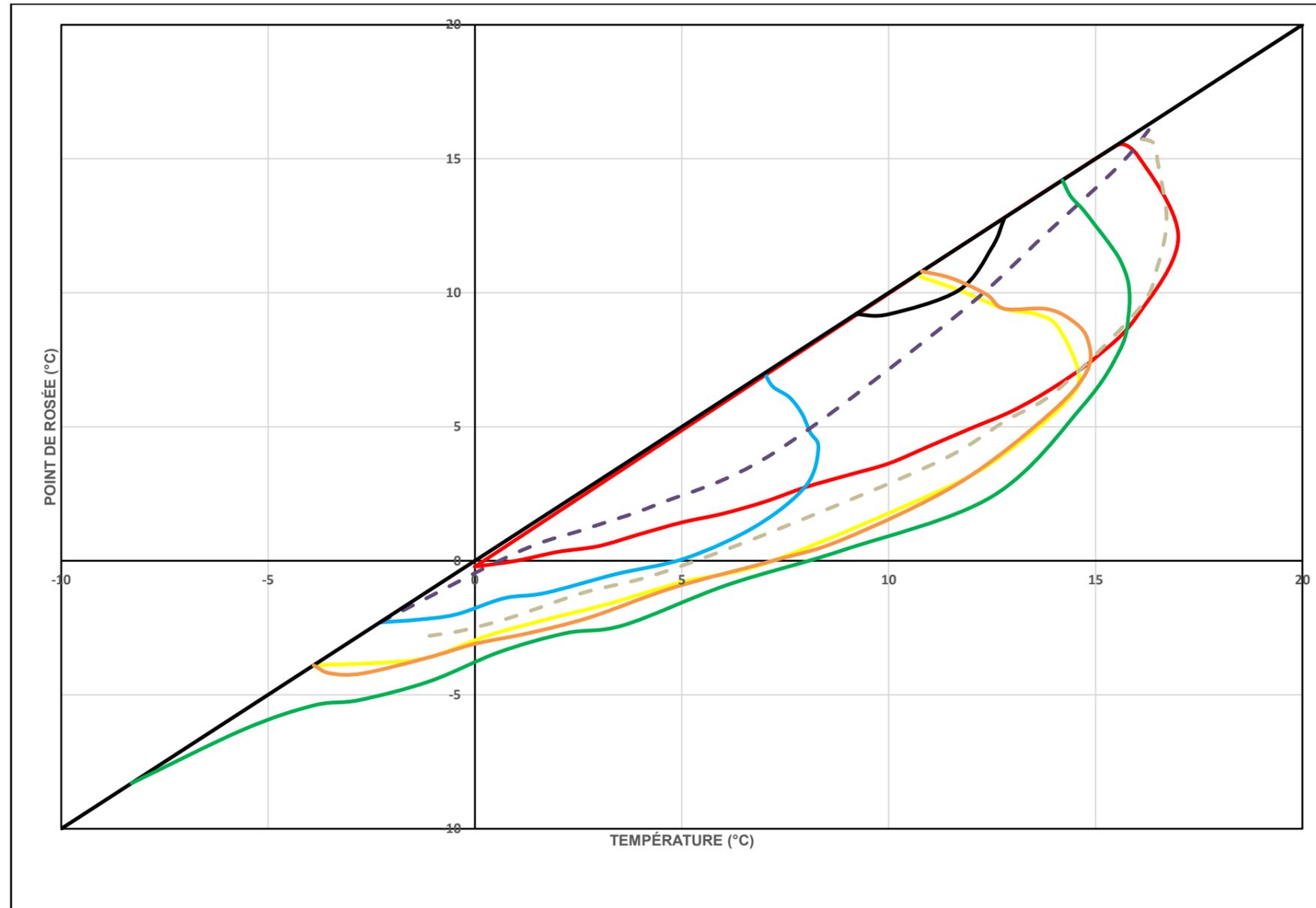
3.10.4. Comparaison du diagramme proposé par l'EASA avec ceux identifiés dans les articles scientifiques

Dans les chapitres précédents, il est montré que l'identification des zones givrantes est réalisée suivant des critères différents dans les publications scientifiques par rapport à celles des autorités. Afin de comparer les différents diagrammes identifiés, le BEA propose les équivalences indiquées dans le tableau ci-dessous.

Limites des zones du domaine (définies arbitrairement par le BEA)	EASA	Articles scientifiques
1	Limite entre la zone <i>Serious at any Power</i> et la zone <i>Moderate cruise/Serious descent</i>	Limite entre la zone <i>Serious - Low Cruise Power</i> et la zone <i>Visible – Low Cruise Power</i> + Limite entre la zone <i>Serious - High Cruise Power</i> et la zone <i>Visible – High Cruise Power</i>
2	Limite entre la zone <i>Serious Glide Power</i> et <i>Light Icing</i>	Limite supérieure de la zone <i>Serious - Glide Power</i>
3	Limite supérieure de la zone <i>Light Icing</i>	Limite entre la zone <i>Visible – Low Cruise Power</i> et la zone <i>No Visible – Low Cruise Power</i> + Limite entre la zone <i>Visible – High Cruise Power</i> et la zone <i>No Visible – High Cruise Power</i>

Limite identifiée 1 :

- EASA : Limite entre la zone Serious at any Power et la zone Moderate cruise/Serious descent
- Articles scientifiques : Limite entre la zone Serious - Low Cruise Power et la zone Visible – Low Cruise Power + Limite entre la zone Serious - High Cruise Power et la zone Visible – High Cruise Power



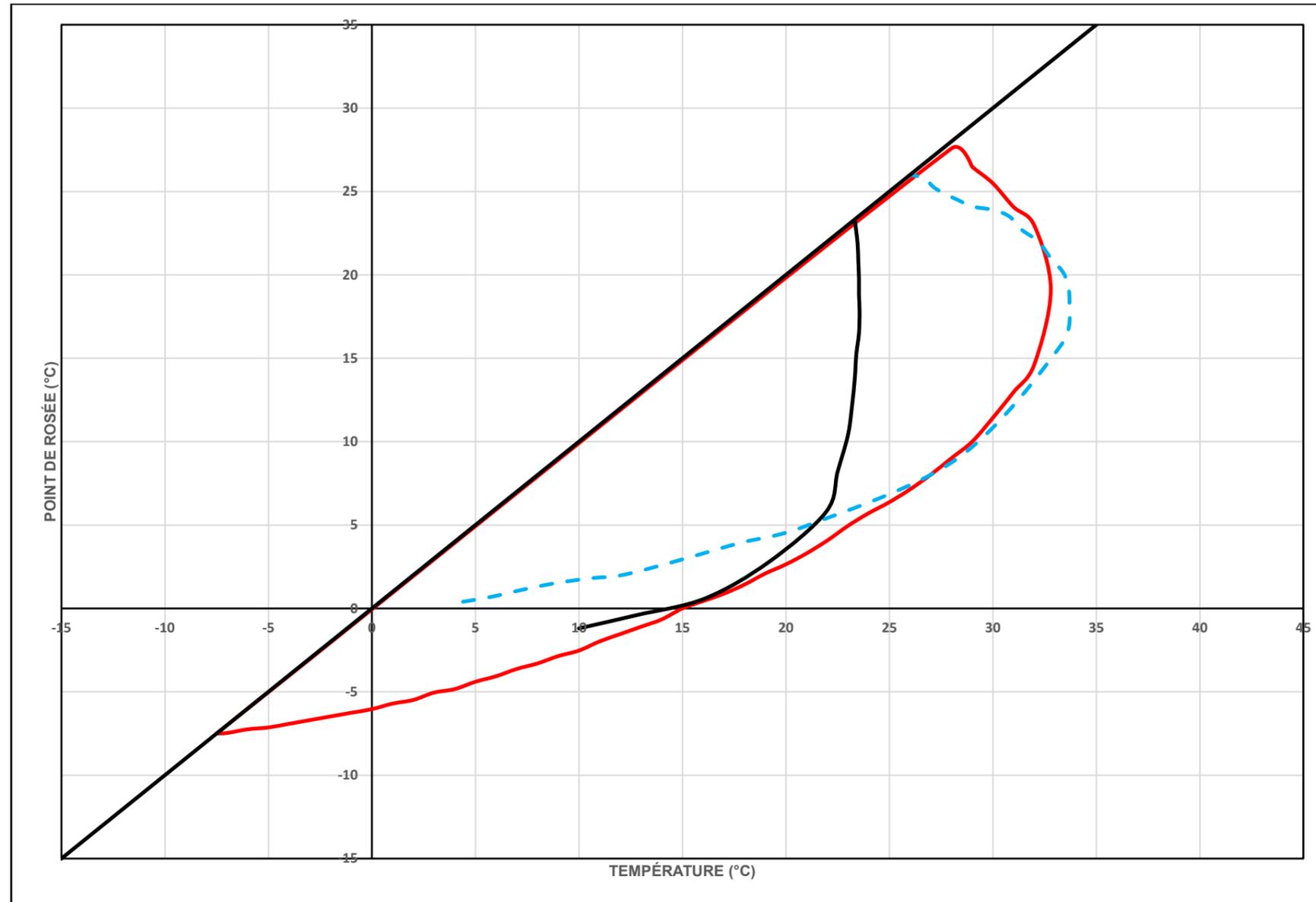
—	EASA	Delimitation <i>Serious at any power / Moderate cruise/Serious descent</i>
—	Carburateur à pression Investigation of icing characteristics of typical light-airplane engine induction systems	Limite entre les zones Serious Low Cruise Power et Visible Low Cruise Power
—	Carburateur à pression Effects of Induction-System Icing on Aircraft-Engine Operating Characteristics	Limite entre les zones Serious Low Cruise Power et Visible Low Cruise Power
—	Carburateur à pression Laboratory investigation of icing in the carburetor and supercharger inlet elbow of an aircraft engine / II – Determination of the limiting-icing conditions	Limite entre les zones Serious Low Cruise Power et Visible Low Cruise Power
—	Carburateur à pression Laboratory investigation of icing in the carburetor and supercharger inlet elbow of an aircraft engine / II – Determination of the limiting-icing conditions	Limite entre les zones Serious High Cruise Power et Visible High Cruise Power
—	Carburateur à pression Icing protection requirements for reciprocating-engine induction systems	Limite entre les zones Serious Low Cruise Power et Visible Low Cruise Power
- - -	Carburateur à flotteur Investigation of icing characteristics of typical light-airplane engine induction systems	Limite entre les zones Serious Low Cruise Power et Visible Low Cruise Power
- - -	Carburateur à flotteur Investigation of icing characteristics of typical light-airplane engine induction systems	Limite entre les zones Serious High Cruise Power et Visible High Cruise Power

Figure 59 : Comparaison des diagrammes pour la limite identifiée 1
Source : Construit par le BEA

La **Figure 59** montre que le diagramme, proposé dans les articles scientifiques, le plus proche de celui proposé par l'EASA, pour les températures supérieures à 10°C, est celui associé au carburateur à flotteur (ce qui semble cohérent). Pour les températures inférieures à 10°C, les diagrammes sont différents.

Limite identifiée 2 :

- EASA : Limite entre la zone *Serious Glide Power* et *Light Icing*
- Articles scientifiques : Limite supérieure de la zone *Serious - Glide Power*



	EASA	Delimitation <i>Serious at any power / Moderate cruise/Serious descent</i>
	Carburateur à pression Investigation of icing characteristics of typical light-airplane engine induction systems	Limite supérieure de la zone <i>Serious Glide Power</i>
	Carburateur à flotteur Investigation of icing characteristics of typical light-airplane engine induction systems	Limite supérieure de la zone <i>Serious Glide Power</i>

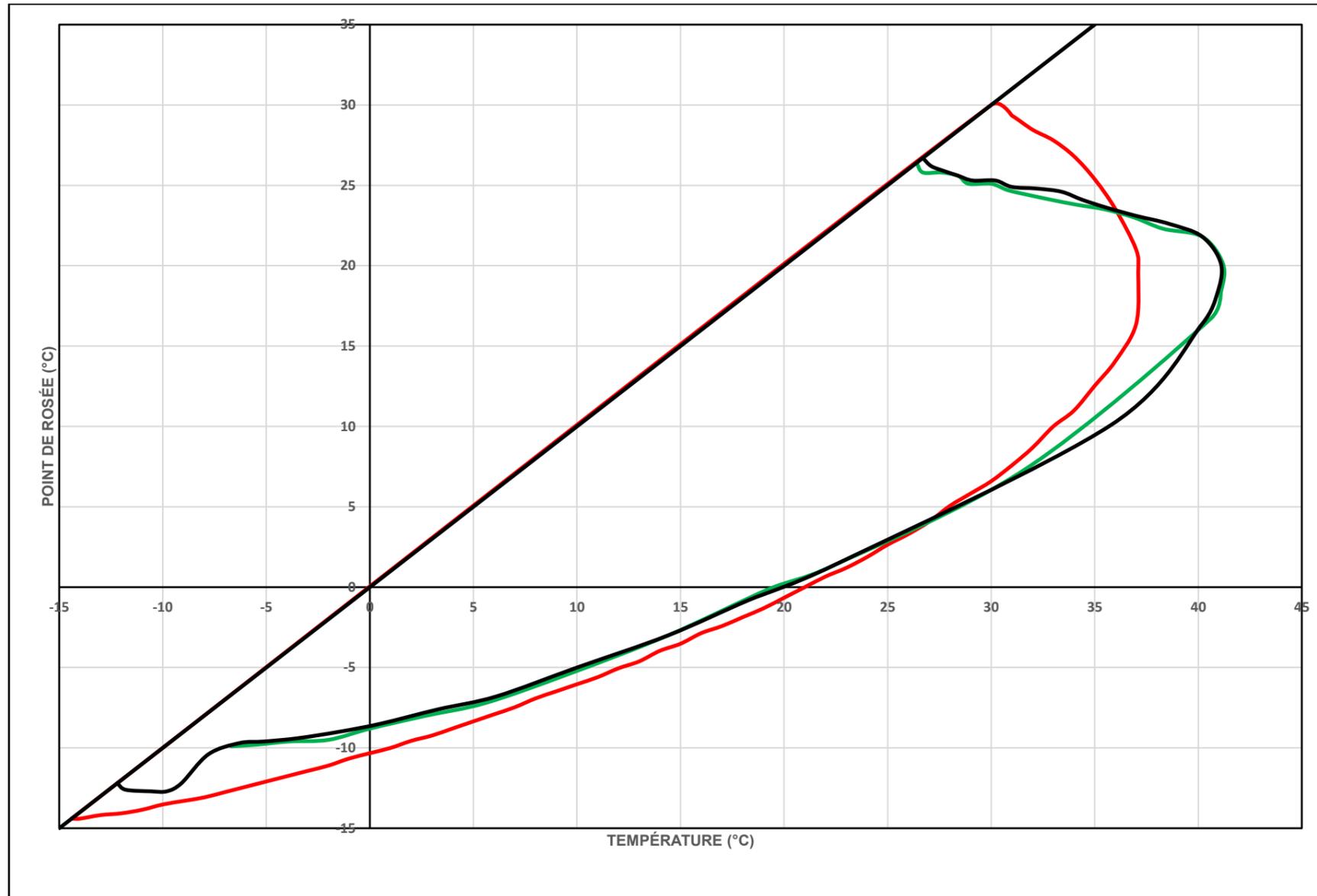
Figure 60 : Comparaison des diagrammes pour la limite identifiée 2
Source : Construit par le BEA

Ce graphique montre que le diagramme, proposé dans les articles scientifiques, le plus proche de celui proposé par l'EASA, pour les températures supérieures à 25°C, est celui associé au carburateur à flotteur. Pour les températures inférieures à 25°C, les diagrammes sont différents.

L'autre diagramme proposé dans les articles scientifiques, correspondant à la zone de givrage considérée, associé à un carburateur à pression, présente une zone de givrage totalement différente.

Limite identifiée 3 :

- EASA : Limite supérieure de la zone *Light Icing*
- Articles scientifiques : Limite entre la zone *Visible* – *Low Cruise Power* et la zone *No Visible* – *Low Cruise Power* + Limite entre la zone *Visible* – *High Cruise Power* et la zone *No Visible* – *High Cruise Power*



—	EASA	Limite supérieure de la zone <i>Light Icing</i>
—	Carburateur à pression Low Cruise Power – Effects of Induction- System Icing on Aircraft- Engine Operating Characteristics	Limite entre les zones <i>Visible</i> et <i>No Visible</i>
—	Carburateur à pression Low Cruise Power – Laboratory investigation of icing in the carburetor and supercharger inlet elbow of an aircraft engine / II – Determination of the limiting-icing conditions	Limite entre les zones <i>Visible</i> et <i>No Visible</i>

Figure 61 : Comparaison des diagrammes pour la limite identifiée 3
Source : Construit par le BEA

Les deux diagrammes identifiés dans les articles scientifiques sont éloignés de celui de l'EASA sur les températures les plus importantes, supérieures à 30°C. Sur le reste du domaine, les diagrammes sont assez proches.

3.11. Synthèse de la recherche bibliographique

Quatre diagrammes publiés par des autorités aéronautiques sont disponibles pour définir la probabilité de givrage et sa sévérité, en fonction de la température de l'air et du point de rosée. Ils sont tous différents. La recherche bibliographique n'a pas permis au BEA d'identifier les données ayant permis la construction de ces diagrammes.

Des diagrammes plus anciens, issus essentiellement de travaux scientifiques menés aux États-Unis entre 1945 et 1950, ont été identifiés et exploités. La majorité de ces travaux a été menée sur des carburateurs à pression, bien éloignés des carburateurs à flotteurs équipant les moteurs actuels. Ces diagrammes sont différents de ceux proposés par les autorités. De plus, ces travaux ont été menés en grande partie en laboratoire, sur des carburateurs isolés du système propulsif. L'influence de l'installation motrice n'a donc pas été prise en compte.

Les quatre diagrammes proposés par les autorités ont la même philosophie et le même objectif :

- ils sont à considérer comme une enveloppe très large devant intégrer toutes les installations motrices existantes ;
- l'objectif est de sensibiliser les pilotes au phénomène de givrage du dispositif d'admission.

Dans ces conditions, il est donc raisonnable de ne pas considérer ces diagrammes comme des outils d'enquête.

Aucune autre publication, issue d'autorité, et susceptible d'apporter des informations pertinentes pour le travail de l'enquêteur n'a été identifiée.

Les exigences de certification se concentrent essentiellement sur le dispositif de réchauffage, en définissant les élévations de température minimales pour les conditions définies. Il est d'ailleurs important de noter que la température spécifiée est faible (-1°C pour l'EASA).

Par ailleurs, la lecture de nombreux rapports d'enquête de plusieurs pays semble montrer que le phénomène de givrage du dispositif d'admission d'air est considéré et pris en compte d'une manière assez homogène. L'analyse s'appuie essentiellement sur les conditions météo et l'un des quatre diagrammes disponibles. Les spécificités des installations motrices ne semblent pas prises en compte.

Le phénomène est bien cité par les avionneurs et les motoristes. Cependant, les données disponibles ne semblent pas suffisantes pour mener une analyse raisonnée et construite.

En conclusion, les informations à disposition des enquêteurs pour l'analyse du phénomène de givrage du dispositif d'admission d'air sont très réduites. Dans les cas étudiés par le BEA⁴, très peu nombreux, où les aéronefs sont équipés de dispositif d'enregistrement de données, cette analyse est bien évidemment facilitée et conclusive.

Les articles scientifiques étudiés permettent de dégager les caractéristiques suivantes relativement au phénomène de givrage :

- le phénomène de givrage a essentiellement été observé pour des températures assez faibles et une humidité relative très importante ;
- la nature du carburant semble être un facteur important ; plus sa volatilité est importante, plus le dispositif d'admission d'air est sensible au givrage ;

⁴ L'ATSB (Australie) a informé le BEA que le nombre d'avions équipés d'appareils d'enregistrement de données moteurs, selon eux, est important et en augmentation. Ce constat n'est pas partagé par le BEA à ce jour.

- la température du corps du carburateur semble également être un facteur prépondérant pour la création de glace ;
- l'étude américaine la plus récente (publication datée de 2015) semble montrer que le phénomène est lent à s'amorcer et à se propager.

4 - ESSAIS DE GIVRAGE D'UNE INSTALLATION MOTRICE

4.1. Centre d'essais

Cette campagne d'essais a été réalisée en partenariat avec DGA Essais propulseurs (DGA EP) qui est un établissement de la Direction Générale de l'Armement, rattachée au Ministère de la Défense.

DGA EP met en œuvre plusieurs bancs d'essais dont le banc PAG (Petit Anneau de Givrage) dédié aux essais en conditions givrantes de petits équipements (exemple : sondes, aubages, fragment de pale...). Ce banc a la configuration suivante (Figure 62) et les capacités précisées dans le tableau ci-dessous (Figure 63).

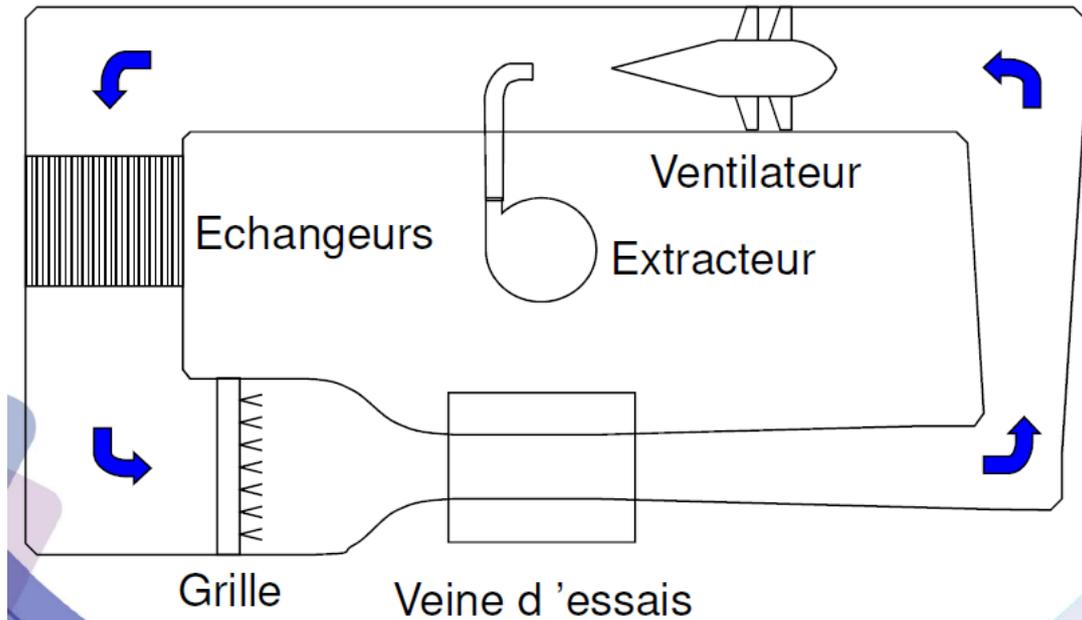


Figure 62 : Schéma de principe du banc d'essais PAG

Source : DGA EP

Domaine de Mach	Altitude	Domaines de température	LWC (Liquid Water Content)
0,1 - 0,3 0,2 - 0,6	Niveau de la mer	-35°C - 0 -40°C - 0	0,1 - 3 g.m ³ 0,15 - 3 g.m ³
MVD (Median Volumetric Diameter)	Section d'entrée de la veine d'essais	Débit d'air maximal	
15 - 50 μm	0,2 x 0,5 m 0,2 x 0,2 m	14 kg.s ⁻¹	

Figure 63 : Capacités du banc d'essais PAG

Source : DGA EP

4.2. Objectifs des essais

Les objectifs de ces essais sont les suivants :

- parcourir le domaine de givrage du diagramme proposé par l'EASA pour constater ou non la formation de givrage et sa sévérité pour l'installation motrice considérée ;
- simuler des conditions extraites de rapports d'enquêtes pour lesquelles le phénomène de givrage du dispositif d'admission d'air a été affirmé ;
- enregistrer des paramètres moteur lors de l'apparition du phénomène de givrage ;
- filmer ce phénomène.

Ces essais doivent permettre de mieux appréhender le phénomène de givrage pouvant intervenir sur un dispositif d'admission d'air et de tenter de définir les facteurs prépondérants à l'amorçage de ce phénomène.

4.3. Étude de faisabilité

4.3.1. Première phase de l'étude de faisabilité

La première phase de l'étude de faisabilité a consisté à définir :

- le spécimen à tester,
- les points d'essais,
- le montage d'essais pour garantir la réalisation et la représentativité des essais.

Pour le spécimen à tester, trois hypothèses de travail ont été définies :

- un montage comprenant uniquement un carburateur, à l'image des essais en laboratoire menés lors du programme d'étude de la NACA dans les années 40 ;
- un moteur équipé d'un carburateur et associé à un frein ;
- une installation motrice complète comprenant le moteur, l'hélice et les capots avion.

La première hypothèse n'a pas été retenue bien que pourtant plus simple techniquement. La prise en compte de l'environnement moteur et ses conséquences sur le carburateur sont importantes.

La seconde hypothèse a été écartée en raison de l'absence de frein à notre disposition.

La troisième hypothèse a donc été retenue. Elle semblait la plus cohérente pour garantir la représentativité des essais et prendre en compte les interactions pouvant intervenir sur l'avion.

Le montage d'essais correspond à l'installation motrice de l'avion Socata TB10 (Figure 64 et Figure 65), à l'exception de l'hélice. Cette dernière est remplacée par une hélice spécifique aux essais en banc moteur, elle se distingue par ses quatre pales (deux de plus que l'hélice montée sur l'avion) et son diamètre réduit (Figure 66).



Figure 64 : Avion TB10 de l'ENAC
Source : <https://www.flickr.com/photos/mduthet/43218769375>



Figure 65 : Système propulsif de l'avion TB10
Source : <https://www.aerobuzz.fr/breves-aviation-generale/le-silencieux-chabord-certifie-sur/>



Figure 66 : Hélice spécifique utilisée lors des essais
Source : BEA

L'avion Socata TB10 est équipé d'un moteur Lycoming O-360-A1AD constitué de quatre cylindres, à entraînement direct et opposés horizontalement, refroidis par air (Figure 67). Cette version du moteur délivre la puissance maximale de 180 ch à un régime de 2700 tr/min.



Figure 67 : Vue générale d'un moteur Lycoming O-360
Source : <https://ww2.txtav.com/Parts/PartSearch/PartsDetail/O360A1AD-8089-N>

Les caractéristiques principales de ce moteur sont les suivantes :

Cylindrée	5,916 litres
Masse à sec	288 lbs, soit 130,6 kg
Dimensions	Longueur = 31,33 in (soit 79,6 cm), Largeur = 33,37 in (soit 84,8 cm), Hauteur = 24,59 in (soit 62,5 cm)
Carburant	AVGAS 100LL
Rapport de compression	8 :5 :1
Sens de rotation	horaire
Régime de rotation maximum	2700 RPM

L'installation motrice retenue comprend une partie très restreinte du circuit carburant de l'avion comme illustré sur le schéma ci-dessous. Le reste du circuit sera celui du banc d'essais.

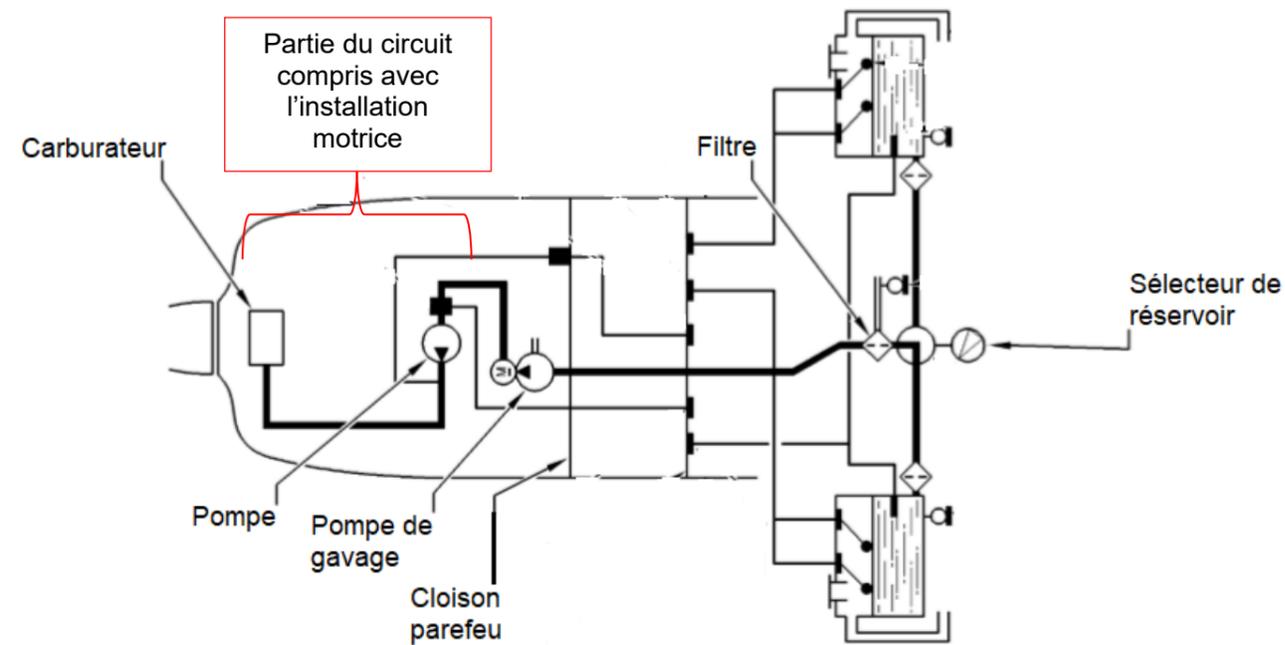


Figure 68 : Schéma de principe du circuit carburant de l'avion TB10

Pression carburant :

- maximale : 8 PSI ;
- minimale : 0,5 PSI ;
- Désirée par le constructeur : 3 PSI.

Le moteur est équipé du carburateur Marvel-Schebler MA4-5. Ce carburateur et son fonctionnement sont décrits dans le chapitre 3.2.

Grade d'huile utilisé dans la plage de température ambiante 30-90°F (soit -1 à 32°C) : SAE 40

Quantité d'huile optimale : 8 US quarts (soit 7,57 litres)

Quantité d'huile minimale : 2 US quarts (soit 1,89 litres)

Température d'huile pour une température extérieure comprise entre -1 et 32°C :

- Désirée par le constructeur = 82°C ;
- maximale = 118°C.

Consommation d'huile maximale spécifiée :

- régime maximal = 0,76 litres/heure ;
- 75 % = 0,43 litres/heure ;
- 65 % = 0,37 litres/heure.

Circuit de
lubrification

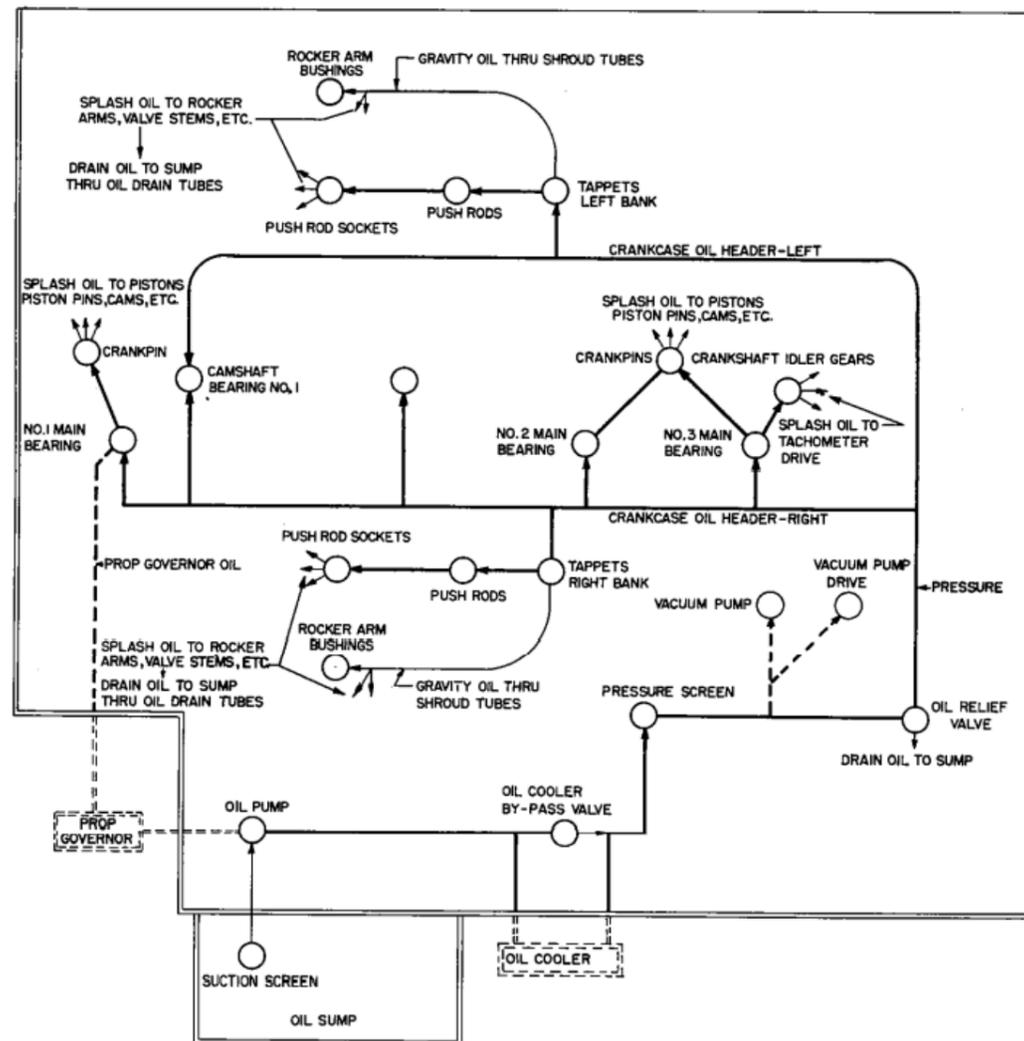


Figure 69 : Schéma de principe du circuit de lubrification
Source : Lycoming – Overhaul Manual 6th edition December 1974

Circuit
d'allumage

Le circuit d'allumage du moteur se compose d'une magnéto double, installées sur la table arrière du moteur, de faisceaux et de deux bougies par cylindre.

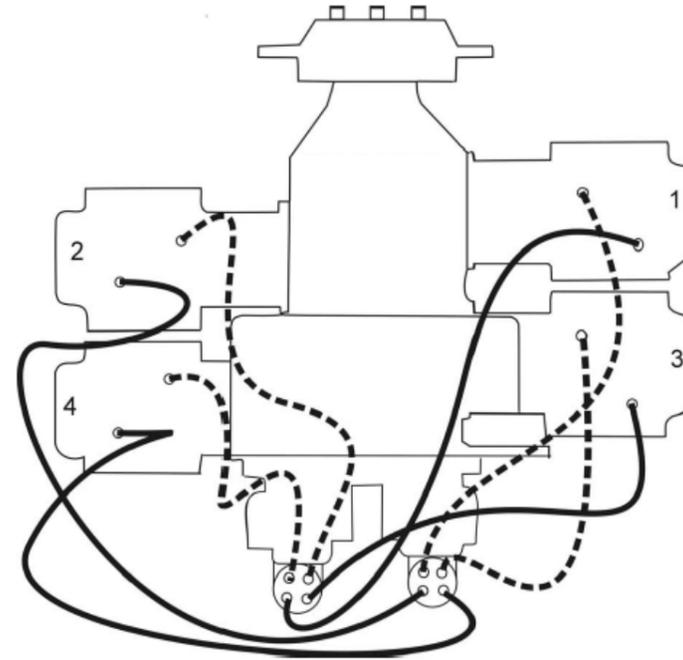


Figure 70 : Schéma de principe du circuit d'allumage
Source : Lycoming – Operator Manual 8th edition October 2005

Ordre d'allumage : cylindre 1, cylindre 3, cylindre 2 puis cylindre 4

Avance à l'allumage : 25°

4.3.2. Deuxième phase de l'étude de faisabilité

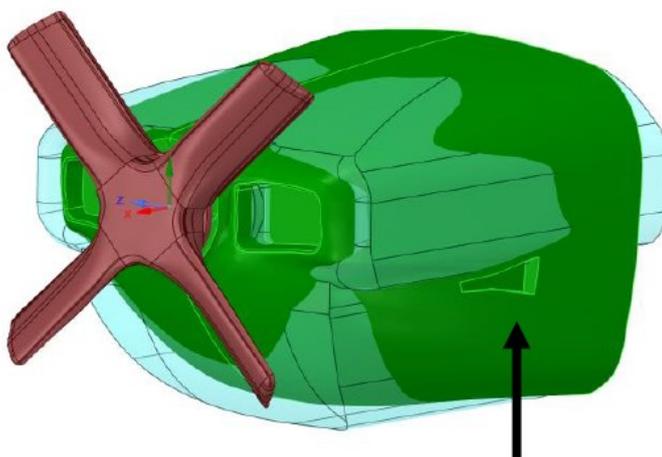
Cette deuxième de phase a consisté à mener des simulations numériques afin d'identifier le type de veine d'essais permettant de garantir la réalisation des points d'essais identifiés. La veine d'essais du banc PAG de DGA EP est en effet prévue initialement pour la réalisation d'essais sur des équipements de très petites dimensions. L'utilisation de ce banc pour la réalisation des essais sur l'installation motrice de l'avion Socata TB10 nécessite la refonte totale de la veine d'essais. Avant de modifier cette dernière, la configuration doit être définie. L'outil de simulation numérique est indispensable.

4.3.2.1 – Présentation de l'outil de simulation

La première étape de la simulation consiste à obtenir un modèle géométrique le plus précis possible de l'installation motrice retenue pour ces essais. Pour obtenir ce modèle, l'hélice et les capots ont été scannés en trois dimensions. Les fichiers ont ensuite été traités à l'aide du logiciel Catia, le modèle suivant a ainsi été obtenu. On note la position de l'entrée d'air assurant l'alimentation du carburateur sur le flanc gauche des capots (Figure 71).



Source : <http://www.pictaero.com/fr/pictures/picture,255000>



Entrée d'air du carburateur

Figure 71 : Modèle obtenu après scannage de l'hélice et des capots

Source : DGA EP

Les simulations sont réalisées à l'aide du logiciel Ansys Fluent, version 19-2.

Les conditions de ces simulations sont les suivantes :

- Modèle de résolution :

L'objectif est la modélisation de l'écoulement d'un fluide considéré newtonien (viscosité indépendante de la contrainte appliquée) et des phénomènes de transport associés. Les mouvements des fluides newtoniens sont décrits par les équations de Navier-Stokes.

Pour la modélisation, ANSYS FLUENT va donc réaliser une résolution approchée des équations de conservation de la masse et de la quantité de mouvement. Pour les flux impliquant un transfert de chaleur, une équation supplémentaire pour la conservation de l'énergie est résolue.

Équation de conservation de la masse :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = S_m$$

ρ désigne la masse volumique du fluide

∇ est l'opérateur divergence

\vec{v} est la vitesse

S_m est la masse ajoutée à la phase continue à partir de la deuxième phase dispersée (par exemple, en raison de la vaporisation de gouttelettes liquides) et de toute source définie par l'utilisateur

Équation de conservation des quantités de mouvement :

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \vec{v}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\bar{\tau}) + \rho \vec{g} + \vec{F}$$

p désigne la pression statique

$\bar{\tau}$ est le tenseur des contraintes tel que : $\bar{\tau} = \mu \left[(\nabla \vec{v} + \nabla \vec{v}^T) - \frac{2}{3} \nabla \cdot \vec{v} \vec{I} \right]$ où

μ est la viscosité moléculaire

I est le tenseur unité

$\rho \vec{g}$ est la force gravitationnelle

\vec{F} sont les forces externes

Équation de conservation de l'énergie :

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \nabla \cdot (\vec{v} (\rho E + p)) = -\nabla \cdot \left(\sum_j h_j J_j \right) + S_h$$

E désigne l'énergie totale par unité de masse telle que $E = h - \frac{p}{\rho} + \frac{v^2}{2}$

S_h comprend la chaleur de la réaction chimique et toute autre source de chaleur volumétrique définie

h_j est l'enthalpie de l'espèce j

Dans le cadre des simulations réalisées, une approche RANS (*Reynolds-averaged Navier-Stokes*) a été suivie. L'utilisation de la décomposition de Reynolds appliquée aux solutions de l'équation de Navier-Stokes permet de simplifier le problème en faisant disparaître les fluctuations de périodes et d'amplitudes courtes, la résolution utilise les grandeurs moyennées. La méthode RANS est économe en ressources.

- Modèle de turbulence :

Ce modèle de turbulence fait intervenir deux équations de transport :

- une pour l'énergie cinétique turbulente k ;
- une pour le taux de dissipation spécifique ω .

Ce modèle permet une meilleure prédiction dans les zones transitoires (le long des parois par exemple).

Les deux équations de transport sont les suivantes :

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k + S_k$$

et

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + S_\omega$$

Dans ces équations, G_k représente la génération d'énergie cinétique de turbulence due aux gradients de vitesse moyenne. G_ω représente la génération de ω . Γ_k et Γ_ω représentent respectivement la diffusivité effective de k , et ω . Y_k et Y_ω représentent la dissipation de k , et ω due à la turbulence. Tous les termes ci-dessus sont calculés comme décrit ci-dessous. S_k et S_ω sont des termes sources définis par l'utilisateur.

- Modélisation de la viscosité turbulente :

Le bon comportement au transport peut être obtenu par un limiteur à la formulation de la viscosité turbulente :

$$\mu_t = \frac{\rho k}{\omega} \frac{1}{\max \left[\frac{1}{\alpha^2}, \frac{SF_2}{a_1 \omega} \right]}$$

S est l'amplitude du taux de déformation

F_2 est donné par :

$$F_2 = \tanh(\Phi_2^2)$$

$$\Phi_2 = \max \left[2 \frac{\sqrt{k}}{0.09 \omega y}, \frac{500 \mu}{\rho y^2 \omega} \right]$$

y est la distance à la surface suivante

- Conditions en couche limite :

Dans ANSYS FLUENT, la valeur ω en couche limite est définie tel que :

$$\omega_w = \frac{\rho (u^*)^2}{\mu} \omega^+$$

Des solutions analytiques peuvent être données pour la sous-couche laminaire :

$$\omega^+ = \frac{6}{\beta_i (y^*)^2}$$

et la zone logarithmique :

$$\omega^+ = \frac{1}{\sqrt{\beta_\infty^*}} \frac{du_{turb}^+}{dy^+}$$

Par conséquent, un traitement en couche limite peut être défini pour l'équation ω , qui passe automatiquement de la formulation de sous-couche visqueuse à la fonction de paroi, en fonction de la grille. Ce mélange a été optimisé à l'aide du flux de Couette afin d'obtenir une solution indépendante de la grille de la valeur de frottement de la peau et du transfert de chaleur de la paroi. Cette fusion améliorée est le comportement par défaut pour le traitement près de la paroi.

- Hypothèses relatives au fluide :

Compte tenu des conditions d'essais retenues, l'air est considéré incompressible.

L'air est considéré comme un gaz idéal.

Le modèle de gaz idéal est basé sur l'hypothèse que les interactions moléculaires du gaz peuvent être négligées, à l'exception des collisions entre elles. La théorie cinétique des gaz permet alors d'expliquer le comportement macroscopique du gaz à partir de considérations mécaniques et statistiques sur les mouvements de ses molécules.

L'hypothèse fondamentale des gaz idéaux est que leur énergie interne (ainsi que leur enthalpie) est indépendante de la pression.

L'équation d'état d'un gaz idéal peut s'écrire :

$$P.v = r.T \text{ avec } r = \frac{R}{M} \text{ (exprimé en } kJ.kg^{-1}.K^{-1})$$

R étant la constante universelle telle que $R = 8,314 kJ.kmol^{-1}.K^{-1}$

M étant la masse molaire du gaz exprimée en $kg.kmol^{-1}$

Selon les unités employées, l'équation précédente prend différentes formes :

- en unités massiques : $P.v = r.T$
- en unités molaires : $P.v_{mol} = R.T$

Rapportée au volume total V occupé par le fluide, n étant le nombre de kilomoles :

- en unités massiques : $P.V = m.r.T$
- en unités molaires : $P.V = n.R.T$

Compte tenu que l'énergie interne et l'enthalpie d'un gaz idéal ne dépendent que de sa température, et que $r = cp - cv$

On a :

- $cv = \frac{du}{dT}$ exprimé en $J.kg^{-1}.K^{-1}$
- $cp = \frac{dh}{dT}$ exprimé en $J.kg^{-1}.K^{-1}$

La viscosité du gaz est calculée selon la loi de Sutherland qui utilise un potentiel interatomique particulier introduit par William Sutherland. La viscosité est définie selon la formule suivante :

$$\eta(T) \approx \eta(T_{réf}) \left(\frac{T}{T_{réf}} \right)^{\frac{3}{2}} \frac{T_{réf} + S}{T + S}$$

$T_{réf}$ est une température de référence, soit 273,15 K

S est une constante d'approximation numérique, soit 110,4 K

$$\eta(T_{réf}) = 1,715.10^{-5} Pa.s$$

- Méthode de modélisation :

La méthode de modélisation retenue est la méthode *Multiple Reference Frames* (MRF), appelée usuellement méthode de modélisation à rotor gelé.

Lorsque le problème implique des pièces mobiles (exemples : pales rotatives, roue, hélice ...), le problème est rendu instable dans le repère fixe conventionnel. L'objectif est alors d'utiliser une référence mobile rendant le problème stable. Lorsqu'un référentiel mobile est activé, les équations de mouvement sont modifiées pour incorporer les termes d'accélération supplémentaires qui se produisent en raison de la transformation du référentiel fixe au référentiel mobile. En résolvant ces équations de manière stable, l'écoulement autour des pièces mobiles peut être modélisé.

Lorsque le domaine mixe des pièces fixes et des pièces en mouvement, la méthode MRF consiste à diviser ce domaine en plusieurs zones. Cette approche ne tient pas compte du mouvement relatif d'une zone en mouvement par rapport aux zones adjacentes (qui peuvent être mobiles ou stationnaires) ; le maillage reste fixe pour le calcul. Ceci est analogue au gel du mouvement de la partie mobile dans une position spécifique et à l'observation du champ d'écoulement instantané avec la pièce en mouvement dans cette position.

Cette approche MRF est donc une approximation, elle fournit généralement un modèle raisonnable du flux pour des applications dans lesquelles l'interaction partie mobile/partie fixe est relativement faible.

L'interface entre le maillage de la partie mobile et de la partie fixe est conforme, il n'y a pas besoin de faire d'interpolation entre les deux domaines fluides.

En ce qui concerne le traitement des grandeurs à l'interface, il n'y a pas besoin de faire de traitement pour les grandeurs scalaires telles que la pression ou la température. Pour la vitesse, les équations de quantité de mouvement de la zone mobile sont formulées avec les vitesses absolues. Il n'y a donc pas besoin de traitement d'interface car les composantes de vitesses sont toutes exprimées par rapport au repère fixe.

Dans le cadre de l'installation motrice retenue, deux zones ont été identifiées :

- une zone incluant l'hélice, correspondant à la partie mobile ;
- une zone incluant le reste de l'environnement, correspondant à la partie fixe.

Les simulations ont été systématiquement réalisées en considérant plusieurs positions de l'hélice pour déterminer l'influence de ce paramètre.

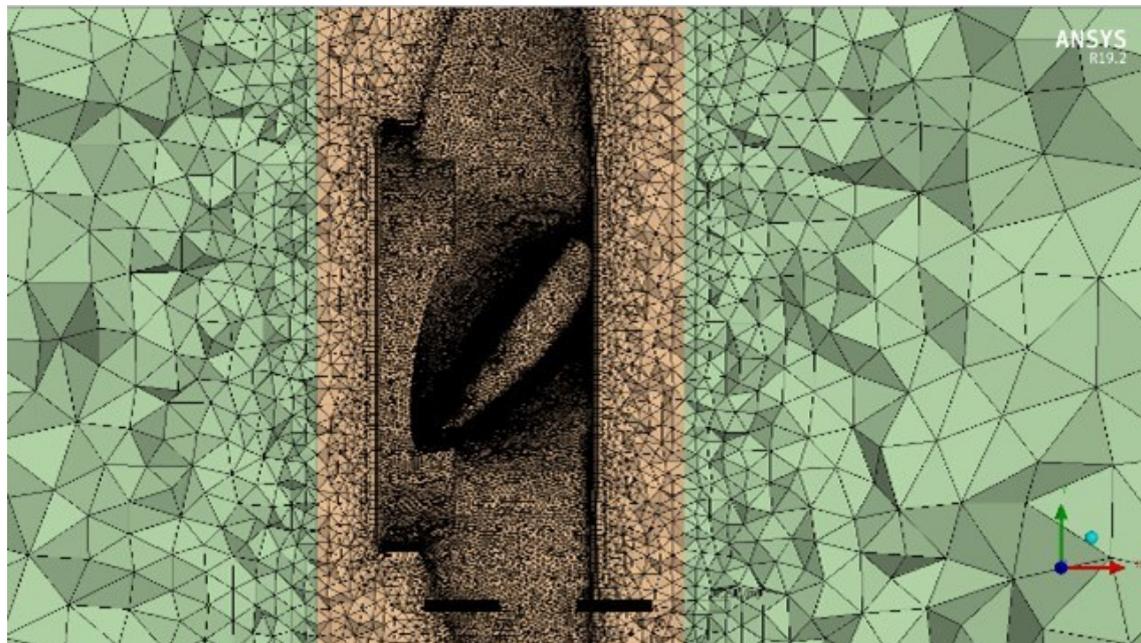
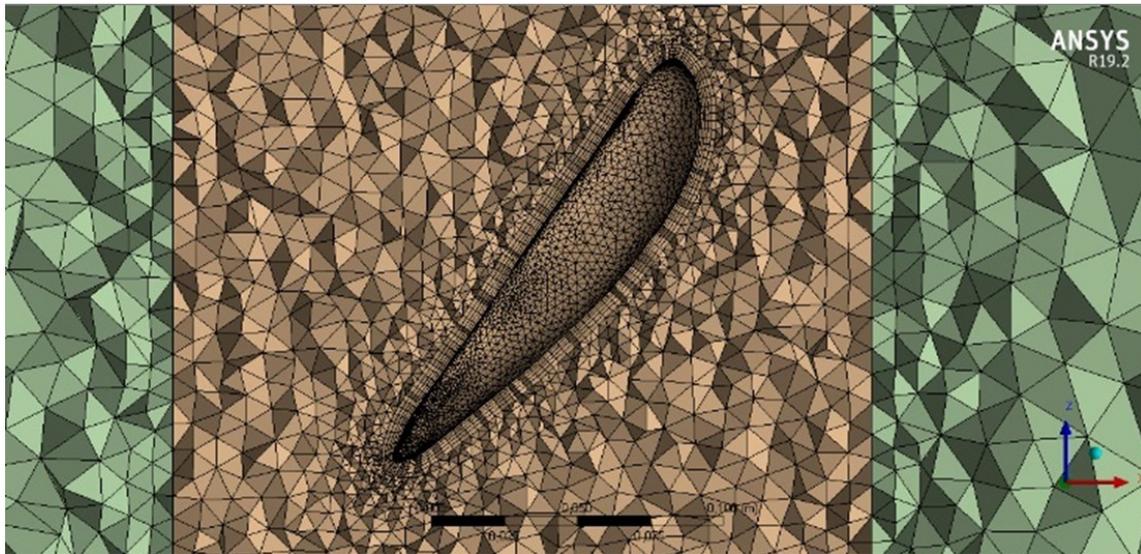
- Maillage :

Les mailles ayant une orthogonalité inférieure à 0.15 ou une inclinaison supérieure à 0.94, sont des mailles de mauvaise qualité, elles entraînent une convergence de calcul plus difficile. Le tableau ci-dessous résume les statistiques des mailles utilisées dans le cas de l'hélice, du champ libre et de la section d'essai (§ 4.3.2.3). Les maillages sont différents entre les trois configurations de section d'essai. Cependant, les paramètres de dimensionnement sont identiques, et par conséquent les qualités de maillage sont très proches entre les différentes configurations.

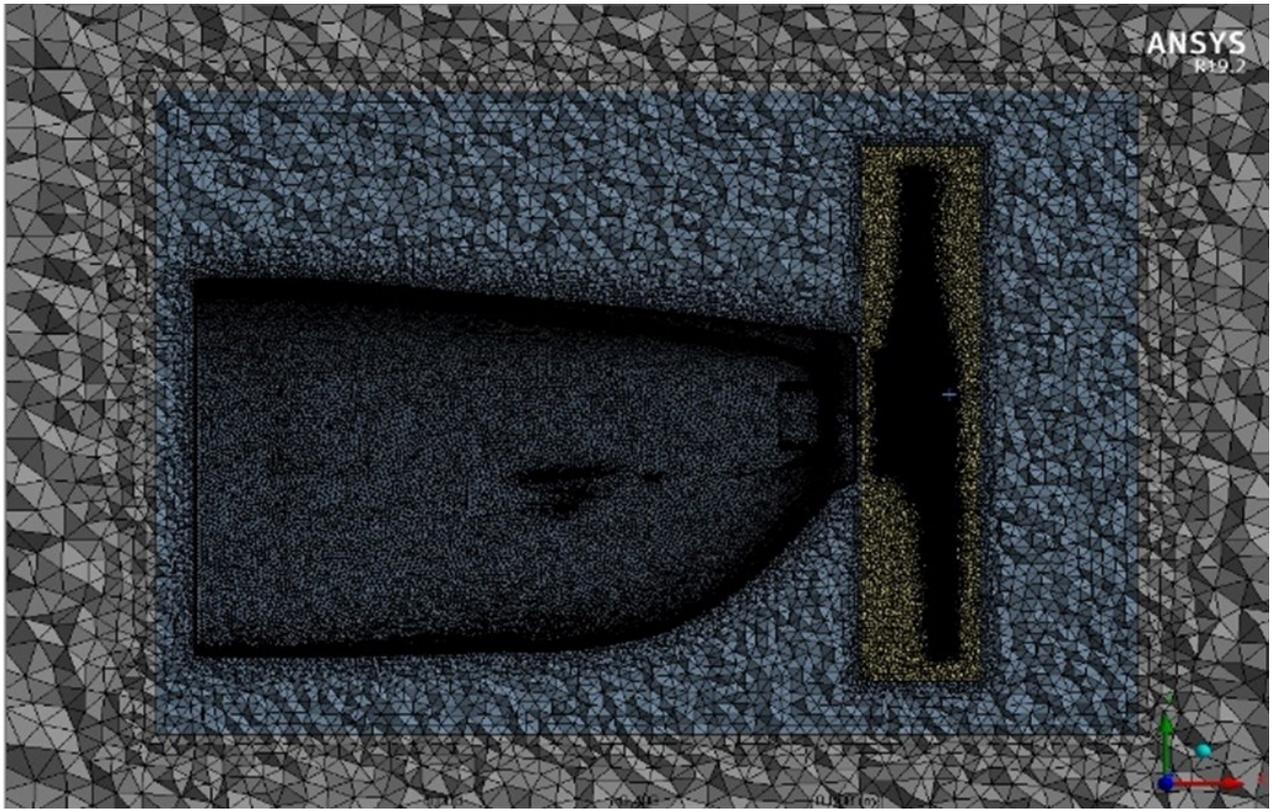
	Hélice	Champ libre	Section d'essai – Configuration 2 (§ 4.3.2.3)
Nombre de mailles	8,6 M	12,7 M	29 M
Orthogonalité minimale	0,15	0,109	0,102
Orthogonalité maximale	0,999	0,999	1
Nombre de mailles ortho<0.15	0	17	17
Inclinaison minimale	9,8 e-11	9 e-11	1 e-10
Inclinaison maximale	0,8499	0,891	0,898
Nombre de mailles incli >0.94	0	0	0

Le maillage doit être construit de manière à avoir suffisamment de mailles pour garantir la physique du problème. Mais il faut éviter d'avoir plus de 30 millions de mailles car cela rallonge les temps de calculs et ainsi que le post-traitement.

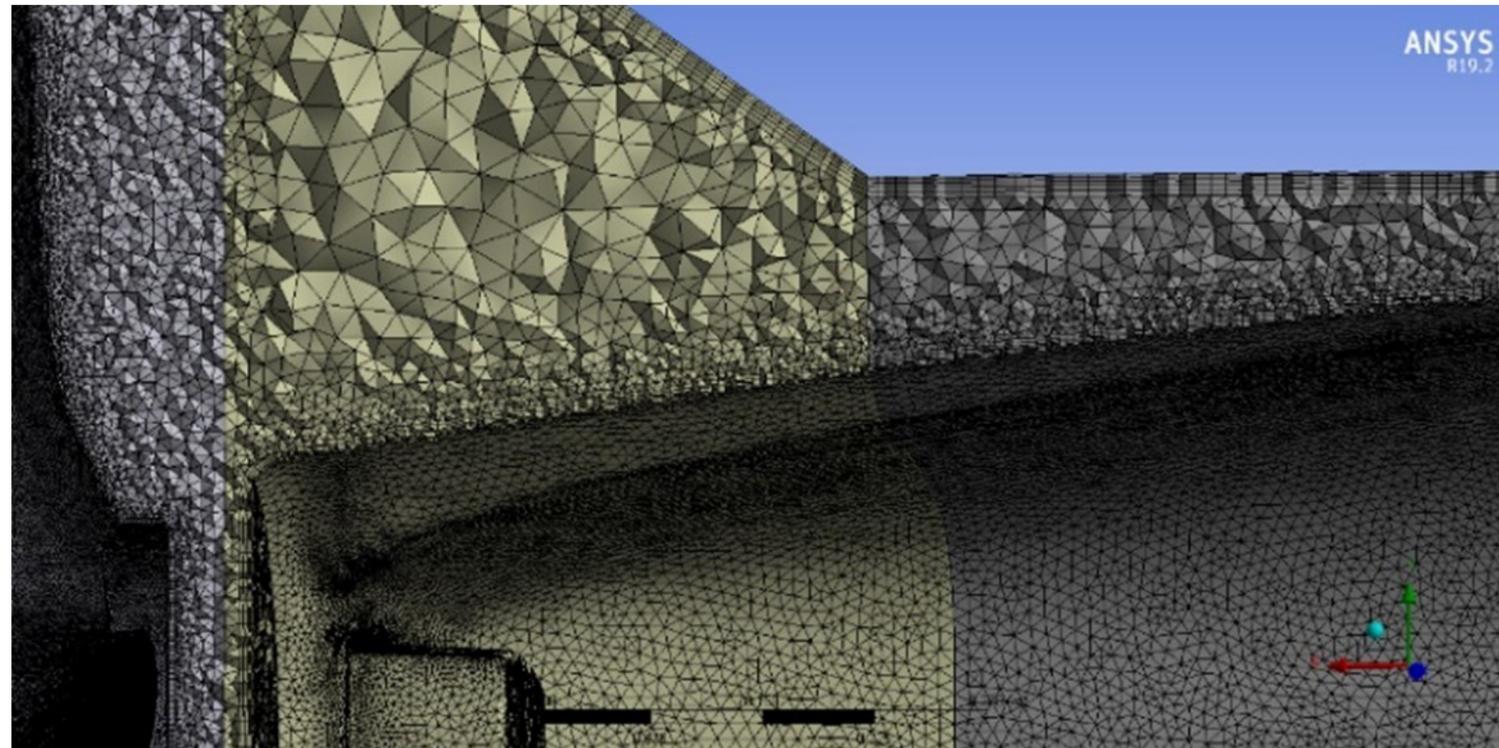
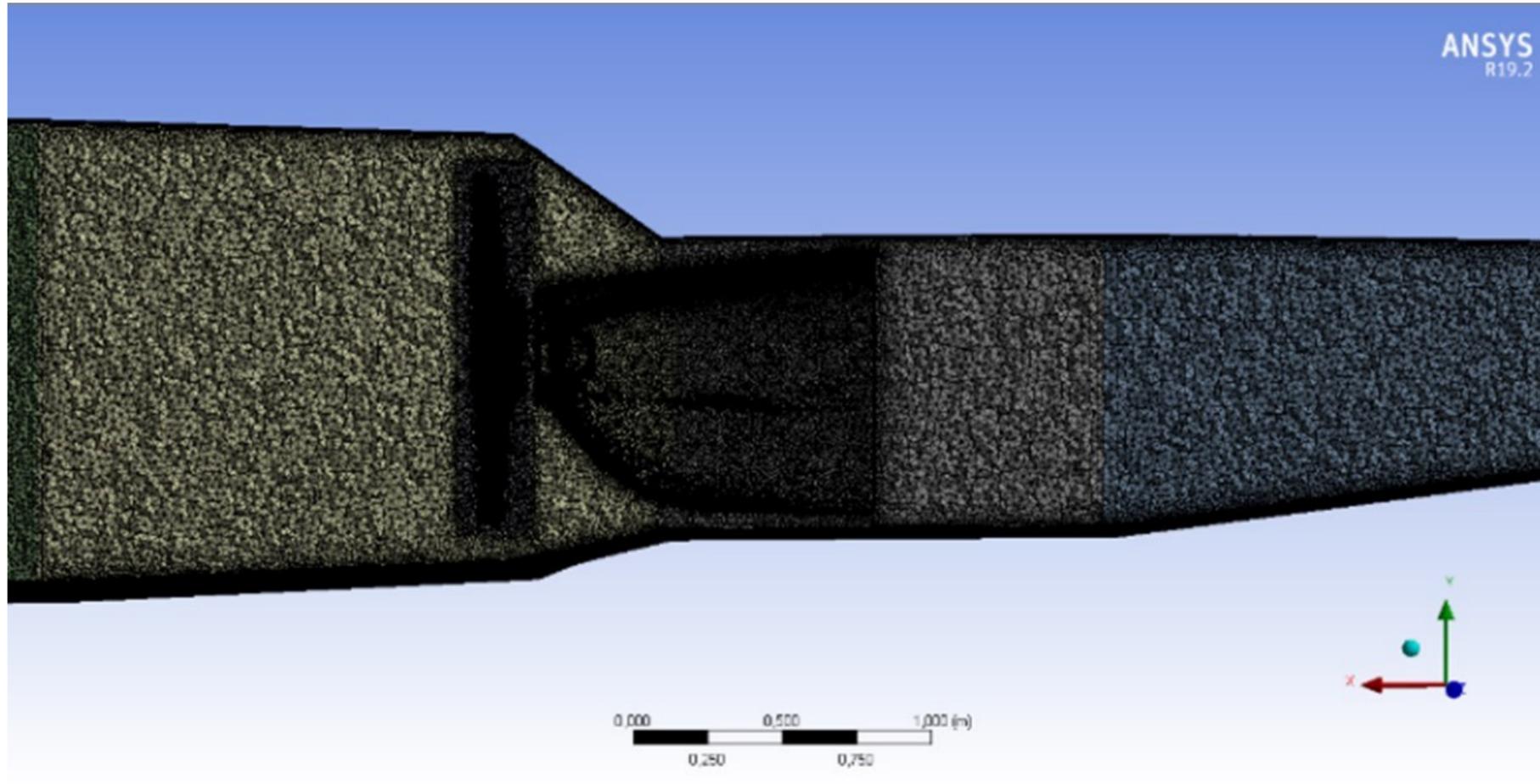
Les mailles ayant une inclinaison supérieure de 0,94 ou une orthogonalité inférieure de 0,15 sont peu nombreuses (une dizaine) et localisées sur le capot moteur, au niveau des défauts de géométrie liés à la reconstruction 3D du capot à partir du scan, ce nombre de mailles est suffisamment faible pour poursuivre les simulations avec ces maillages. Les maillages de mauvaise qualité étant peu nombreux, ils n'influenceront pas les résultats des simulations.



Maillage hélice



Maillage moteur et hélice

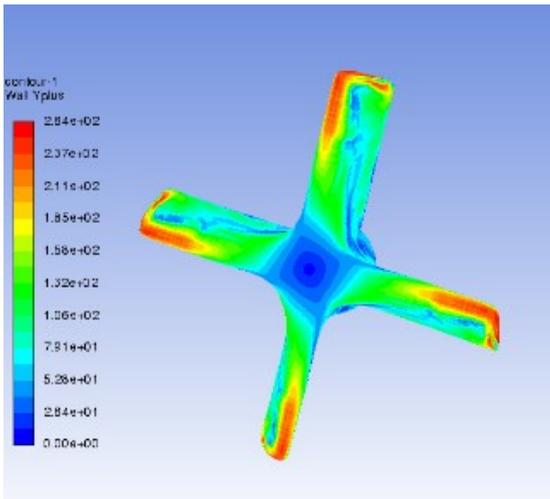
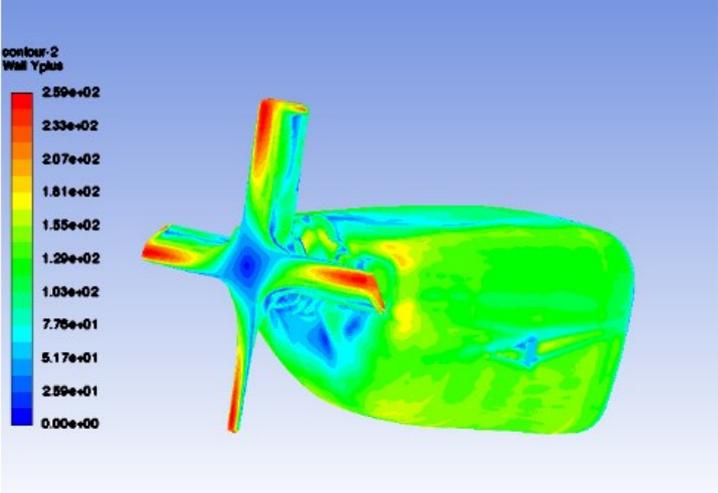


Maillage de la section d'essai

Un y^+ compris entre 30 et 300 est nécessaire pour considérer que la couche limite est correctement modélisée. C'est le choix de la hauteur de la première maille δ_y et le calcul de la vitesse de frottement qui permet de calculer y^+ . Le choix des hauteurs des premières mailles a été fait de manière à respecter au mieux cette plage de y^+ . Ce n'est pas forcément facile car quand on a une hélice qui tourne, la vitesse varie le long de la pale (de 0 à ωR et donc le y^+ varie aussi). Pour l'hélice on fixe $\delta_y = 0.75$ mm, pour le capot $\delta_y = 1.2$ mm et pour les parois de la section d'essai $\delta_y = 2$ mm. Dans tous les cas, le nombre d'épaisseurs de couche limite a été fixé à 5 avec un taux de croissance de 1,2.

Pour l'hélice, le plus important est de respecter le y^+ au niveau de l'intrados et de l'extrados de l'hélice. Au niveau du moyeu les vitesses sont proches de $V=0$ m/s, par conséquent on a dans cette zone $y^+ < 30$, on ne peut pas faire autrement. Le tableau ci-dessous résume les y^+ calculés dans le cas de l'hélice seule, du champ libre et de la section d'essai.

Les y^+ pour l'hélice seule et pour le moteur en champ libre sont inférieurs à 300. Par contre, pour le cas de la veine, il existe de petites zones situées dans les coins du convergent B où y^+ dépasse 300, la valeur maximale de y^+ est de 347. Physiquement, cela est dû au fait qu'une bonne partie du flux passant par l'extrémité des pales de l'hélice est accéléré et envoyé vers les parois du convergent B. En diminuant la valeur de la taille de la première maille au niveau des coins du convergent B de la veine on peut faire revenir le maximum y^+ en dessous de 300, ceci n'a pas été fait pour des raisons de temps, on a estimé que ce dépassement du y^+ n'est pas critique pour la résolution du flux.

	y^+_{max}	y^+ outlines
Propeller	262	
Free field	259	

	y^+_{max}	y^+ outlines
Test section	347	<p>The figure displays three separate CFD simulation results for a test section, each showing the distribution of the y^+ value on the wall. The top plot, labeled 'domain-4 Wall Ystar', shows a long, tapered component with a color scale ranging from 0.00e+00 (blue) to 3.47e+02 (red). The bottom-left plot, labeled 'domain-5 Wall Ystar', shows a rounded component with a color scale ranging from 0.00e+00 (blue) to 2.30e+02 (red). The bottom-right plot, labeled 'domain-4 Wall Ystar', shows a complex, multi-faceted component with a color scale ranging from 1.39e+01 (blue) to 3.89e+02 (red). Each plot includes a small 3D coordinate system in the bottom right corner.</p>

- Hypothèses relatives à l'installation motrice :

L'air passant dans les deux prises d'air situées juste derrière le plan de l'hélice n'a pas été modélisé. L'échauffement engendré par le moteur sous les capotages n'a également pas été modélisé. Dans ces conditions, la modélisation de l'environnement autour du carburateur n'est pas réalisée.

L'aspiration du carburateur est modélisée par une condition de débit définie dans le paragraphe ci-dessous.

- Conditions d'essais retenues :

On considère la pression atmosphérique de 101325 Pa.

Le point d'essai suivant a été retenu, les conditions associées sont considérées conservatrices par rapport aux autres points d'essais identifiés :

- température de l'air = 273 K (soit 0°C) ;
- régime du moteur = 2600 RPM, considéré constant ;
- vitesse de l'air en amont de l'installation motrice = $54 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$

Le débit d'air aspiré par le moteur, donc circulant dans la veine du carburateur, a été calculé en fonction du régime moteur retenu et des caractéristiques de ce dernier tel que :

- En considérant la cylindrée du moteur (5,916 litres), et que ce volume est aspiré tout les 2 tours, on peut définir le débit d'air correspondant tel que :

$$Q_{v_{air}} = \frac{\text{Cylindrée}}{2} \cdot \text{Régime moteur} = \frac{5,916}{2} \cdot 2600 = 7690,8 \text{ L} \cdot \text{min}^{-1}, \text{ soit } 7,69 \text{ m}^3 \cdot \text{min}^{-1}$$

- En considérant la masse volumique de l'air égale à $\rho_{air}=1,2 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}$, on peut définir le débit massique d'air aspiré tel que :

$$Q_{m_{air}} = Q_{v_{air}} \cdot \frac{\rho_{air}}{60} = 7,69 \cdot \frac{1,2}{60} = 0,15 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1}$$

Il est important de noter que cette masse d'air aspirée est calculée en considérant le taux de remplissage des cylindres de 100 %, ce qui est purement théorique.

4.3.2.2 – Simulation initiale en champ libre

Cette simulation, purement théorique, est nécessaire pour obtenir une référence et pouvoir ainsi être critique sur les résultats des simulations considérant divers types de veine d'essais.

Pour cette simulation, l'installation motrice est positionnée dans un cylindre dont les dimensions sont les suivantes :

- diamètre = 20 m ;
- hauteur = 20 m.

Avec ces dimensions, les effets de bord sont très limités et considérés non significatifs.

La condition limite fixée est la suivante :

- vitesse de l'air en amont = $54 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$.

Dans cette configuration, on note que :

- les conditions de température et de pression (Figure **75** et Figure **76**), en aval de l'hélice, le long des capotages, sont pas ou très peu influencées par l'hélice ;
- aucune recirculation n'est identifiée ;
- les lignes de courant passant par l'entrée d'air assurant l'alimentation du carburateur sont bien rectilignes (Figure **73**).

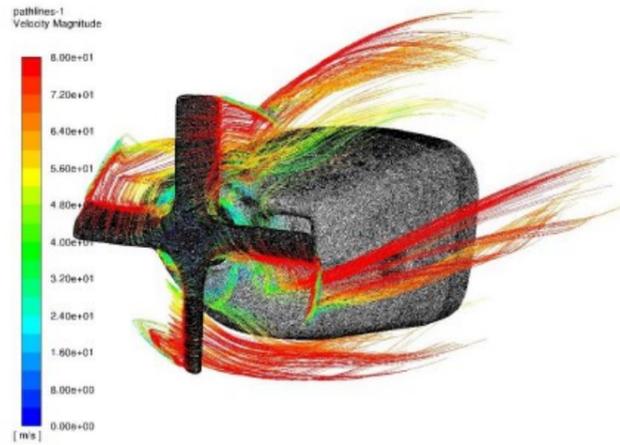


Figure 72 : Lignes de courant passant par l'hélice

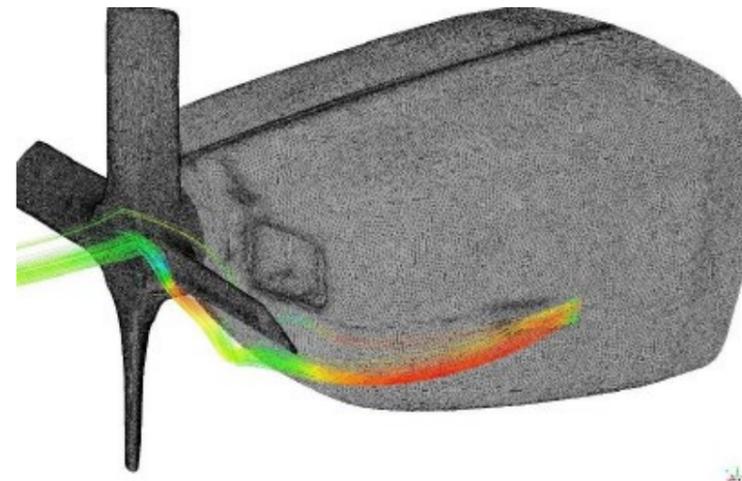


Figure 73 : Lignes de courant passant par l'entrée d'air alimentant le carburateur

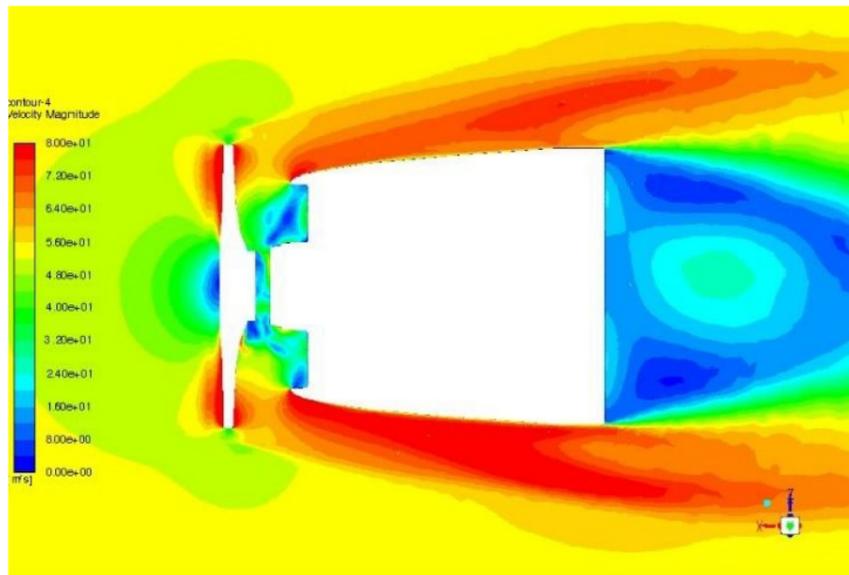


Figure 74 : Champ de vitesse

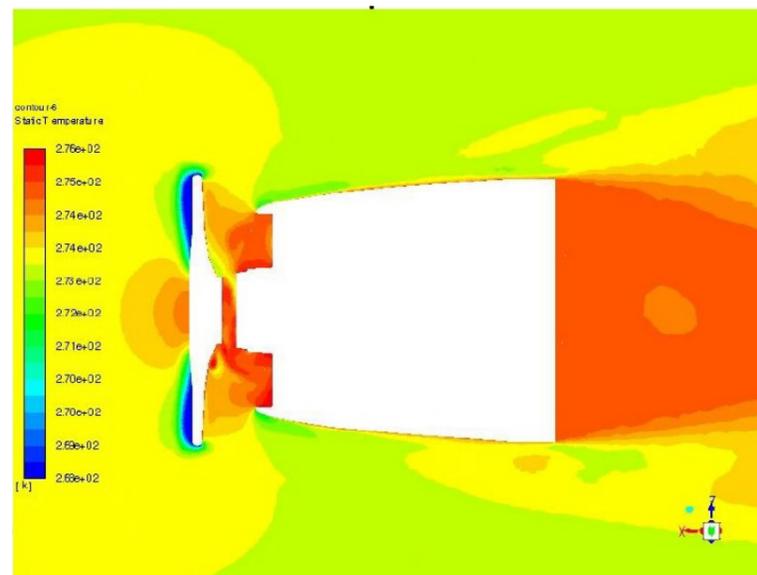


Figure 75 : Cartographie de température

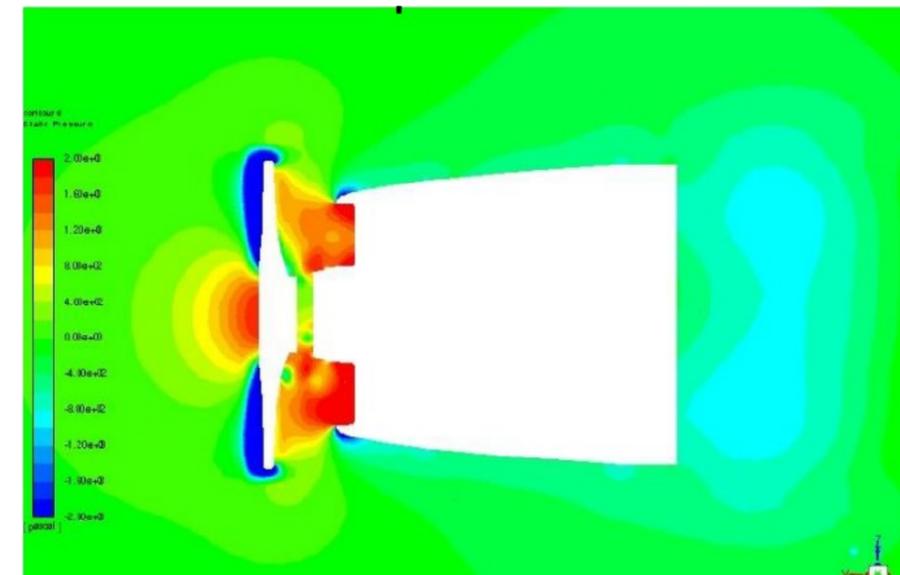


Figure 76 : Cartographie de pression

Source : DGA EP

4.3.2.3 – Série de simulations considérant divers types de veine d'essais

Les divers types de veine d'essais considérés sont les suivants :

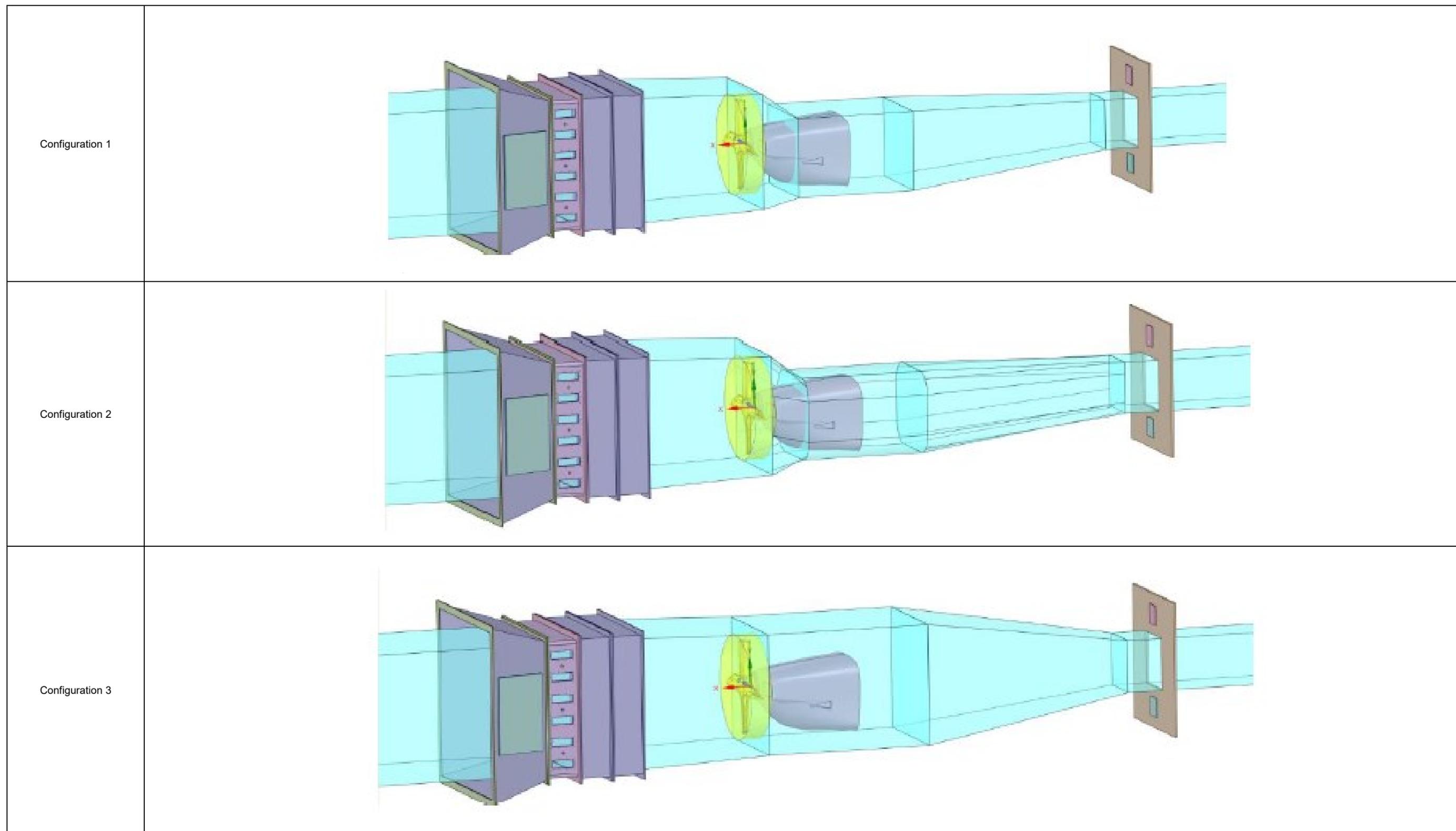


Figure 77 : Types de veine d'essais considérés
Source : DGA EP

Dans les trois configurations, la section d'entrée et la section de sortie de la veine sont invariables.

La configuration 2 se distingue de la configuration 1 par des raccords arrondis entre les parois de la veine.

Les configurations 1 et 2 se distinguent de la configuration 3 par l'espace très restreint entre les parois de la veine et les capotages : environ 6 cm. Dans le cas de la configuration 3, cet espace est nettement plus important.

Dans les trois configurations, la vitesse de l'air en entrée de la veine est fixée à $4,7 \text{ m.s}^{-1}$. Cette vitesse est directement obtenue en considérant le débit d'air maximum du banc d'essais, soit 14 kg.s^{-1} , et la section d'entrée de la veine d'essais $1,56 \times 1,56 = 2,43 \text{ m}^3$. Soit $V_{air} = \frac{Q_{air}}{\rho \cdot S_{entrée\ veine}} = \frac{14}{2,43 \times 1,225} = 4,7 \text{ m.s}^{-1}$.

Ces simulations montrent que :

- la vitesse spécifiée de 54 m.s^{-1} ne peut être atteinte (phénomène amplifié lorsque la veine est plus large) ;
- des zones de recirculation importantes apparaissent en amont de l'hélice dues au fait que cette dernière « envoie » une majeure partie de l'écoulement contre les parois (Figure 79) ;
- ces recirculations sont plus faibles avec une veine plus large, mais toujours existantes ;
- ces recirculations induisent des augmentations de température significatives ne garantissant pas le contrôle des paramètres température/hygrométrie essentiels pour cette campagne d'essais (Figure 81 et Figure 82).

En conclusion, aucune des configurations présentées ci-dessus ne permet la réalisation des essais spécifiés en plaçant le GMP à l'intérieur de la veine du banc d'essai PAG.

Une autre configuration doit être proposée en sortant le GMP de la veine et en alimentant avec de l'air les diverses entrées d'air du moteur (entrée d'air alimentant le carburateur sur le flanc gauche et entrées d'air à l'avant des capotages, juste derrière l'hélice). Dans ces conditions, l'alimentation des entrées d'air à l'avant des capotages nécessite d'éloigner l'hélice des capots.

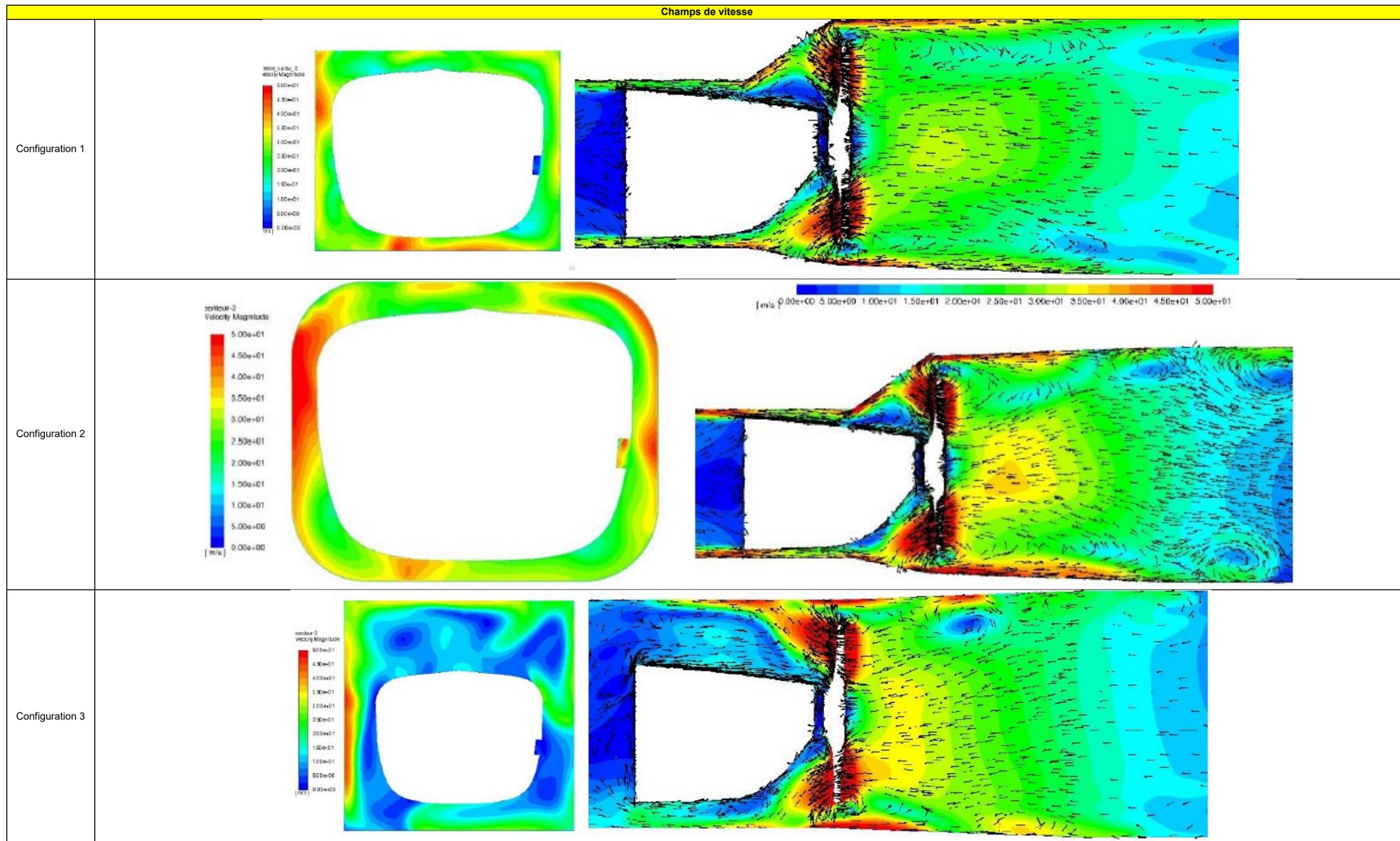


Figure 78 : Modélisation du champ de vitesse pour chaque configuration

Source : DGA EP

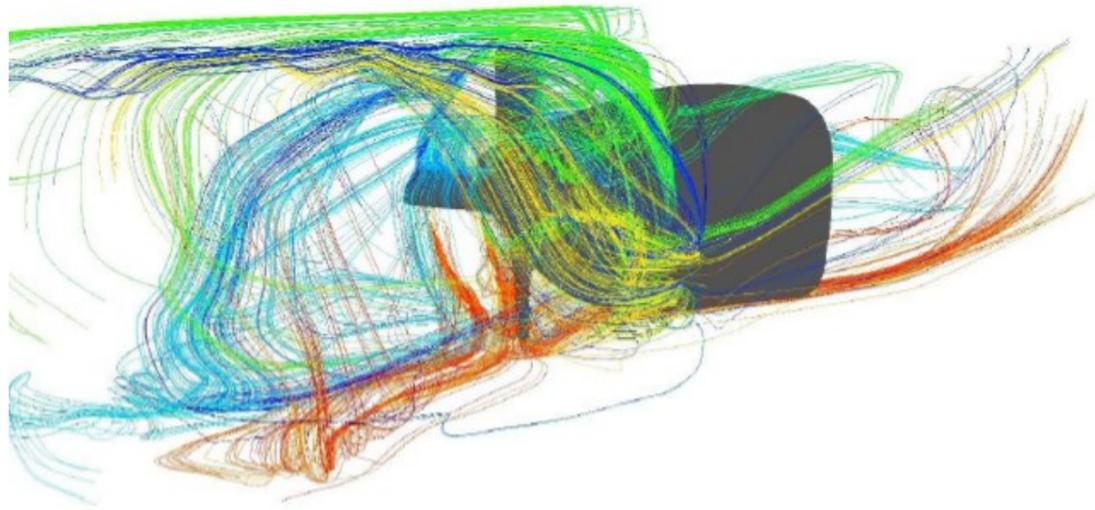


Figure 79 : Lignes de courant passant par chaque pale de l'hélice

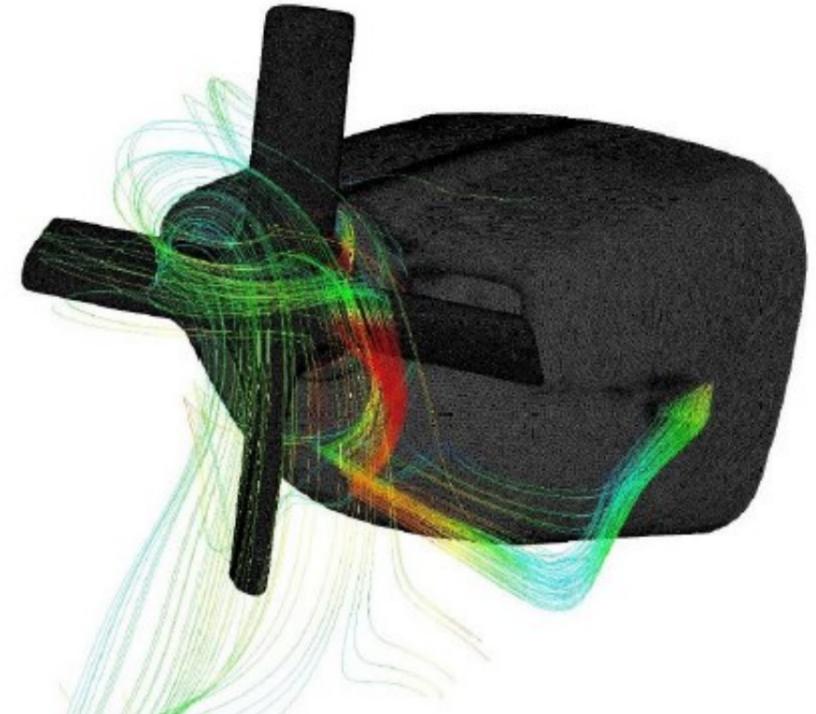
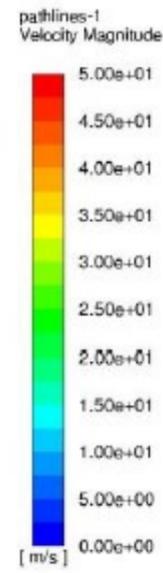


Figure 80 : Lignes de courant aspirées par le carburateur

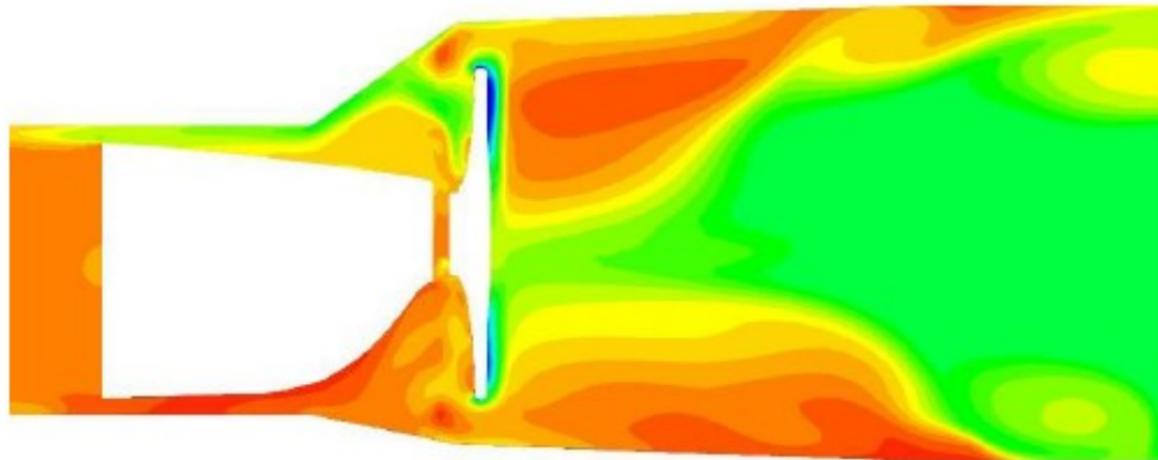


Figure 81 : Élévations de température induites par les recirculations

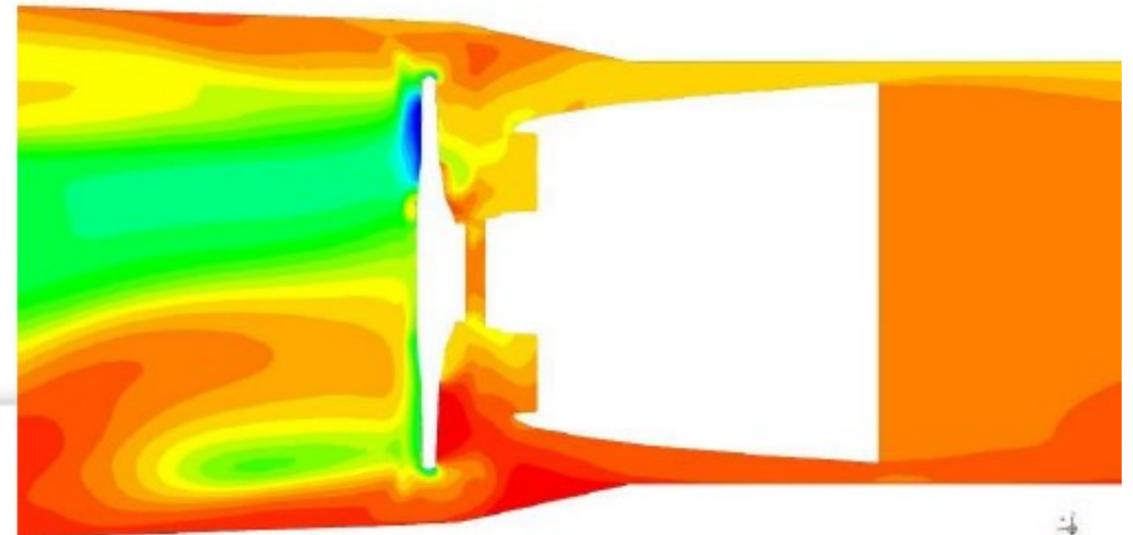


Figure 82 : Élévations de température induites par les recirculations

Configuration 2

Source : DGA EP

4.3.2.4 – Série de simulations considérant un nouveau type de veine d'essais

Compte tenu des résultats de la première série de simulation, le montage d'essais suivant a été étudié (Figure 83).

Dans cette configuration, le moteur est installé sur son bâti, tel que sur avion, lui-même fixé sur un bâti très robuste en acier. Sur la première ébauche, un prolongateur de grande dimension a été pensé entre le moteur et l'hélice tel qu'illustré sur les schémas ci-dessous. Ainsi l'alimentation des entrées d'air à l'avant des capotages semble totalement réalisable.

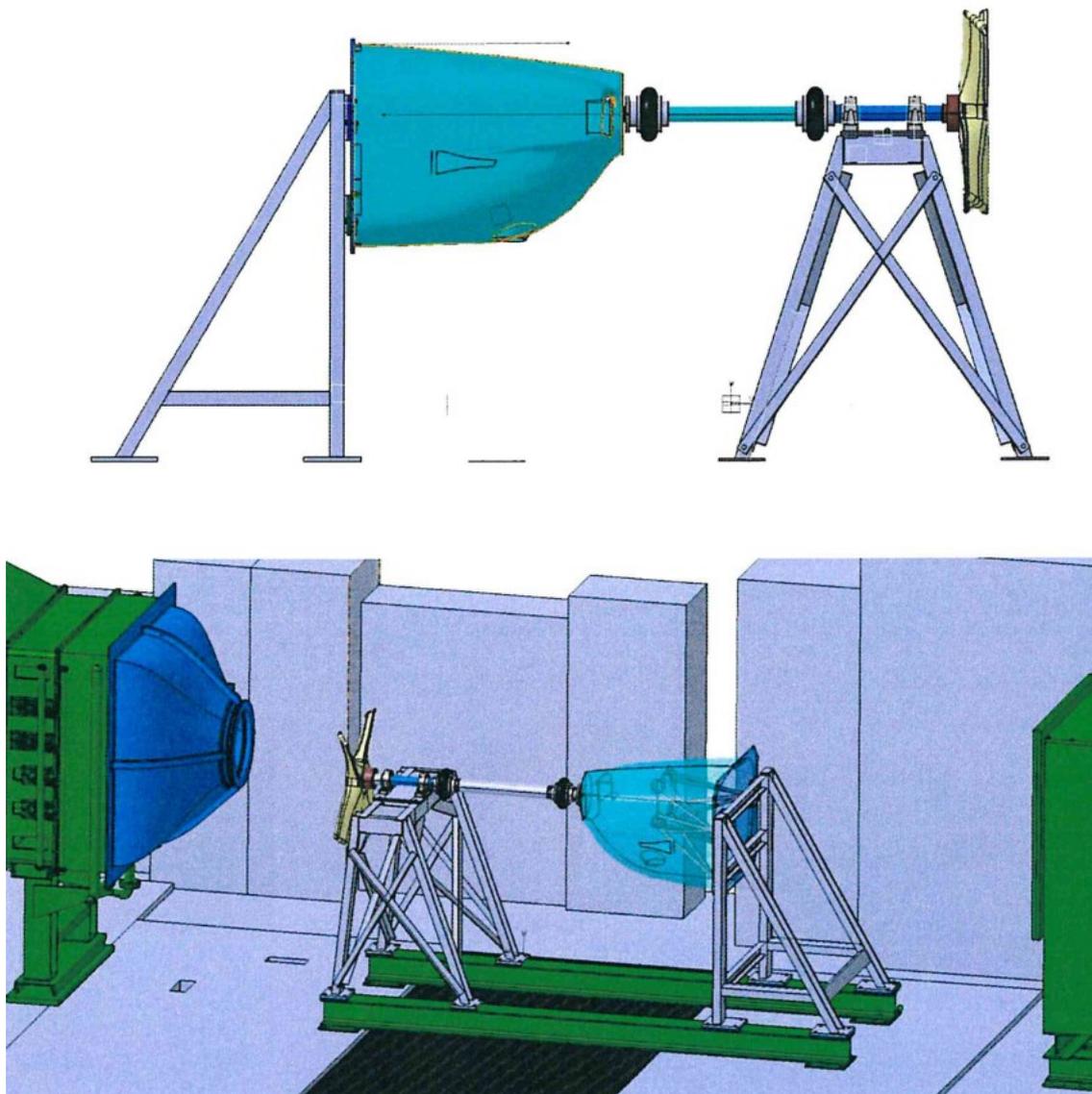


Figure 83 : Première ébauche de la nouvelle configuration

Source : DGA EP

Ce prolongateur n'a finalement pas été retenu en raison des masses trop importantes mises en jeu. L'amplitude des mouvements du moteur lors des phases de démarrage et d'arrêt nécessiteraient en effet la mise en œuvre d'un dispositif assurant des degrés de liberté importants pour garantir l'intégrité du montage.

L'amplitude des mouvements du moteur lors des phases de démarrage et d'arrêt a été mesurée par le BEA au banc d'essais de l'ENAC Castelnaudary. Ces mesures ont été réalisées à partir de moyens vidéo tels que décrits ci-dessous.

- **Outils utilisés :**

2 caméras GOPROs ; l'une filmant le dessous du moteur et l'autre filmant son flanc droit :

- 1 GOPRO hero8 : réglée à 240 im/s ;
- 1 GOPRO hero6 : réglée à 240 im/s.

Des cibles autocollantes ont été positionnées sur le moteur. Ces cibles sont illustrées sur la Figure 84, elles sont les repères utilisés pour définir ensuite par analyse vidéo les mouvements du moteur.

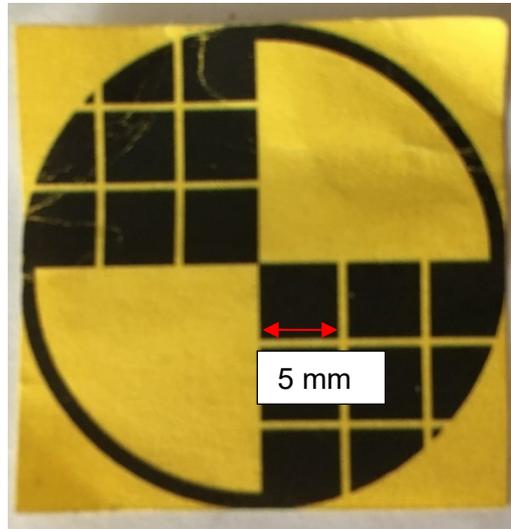


Figure 84 : Cible type collée sur plusieurs parties du moteur
Source : BEA

- **Position des caméras GOPROs par rapport au moteur :**

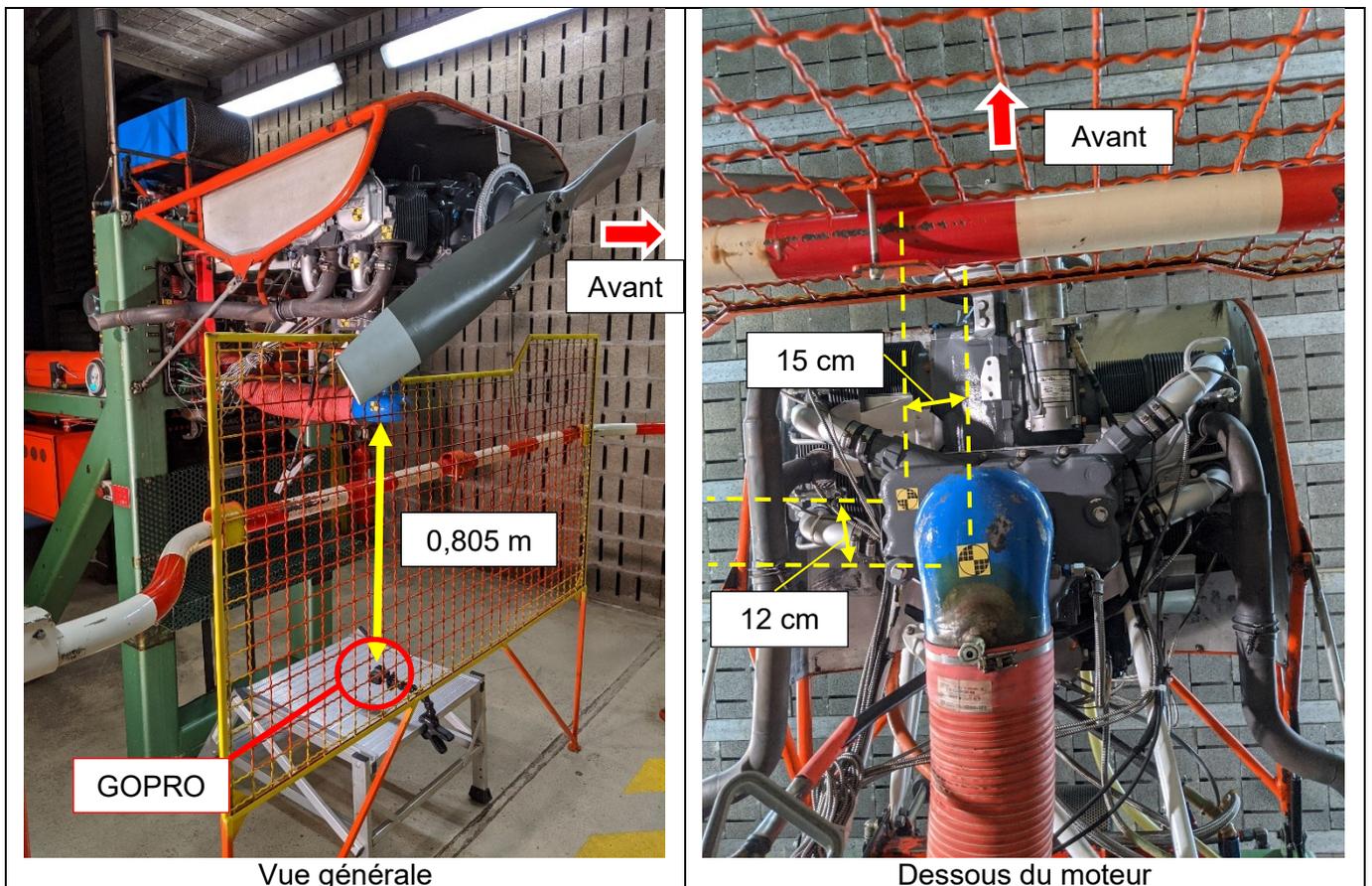


Figure 85 : Position de la GOPRO située sous le moteur
Source : BEA

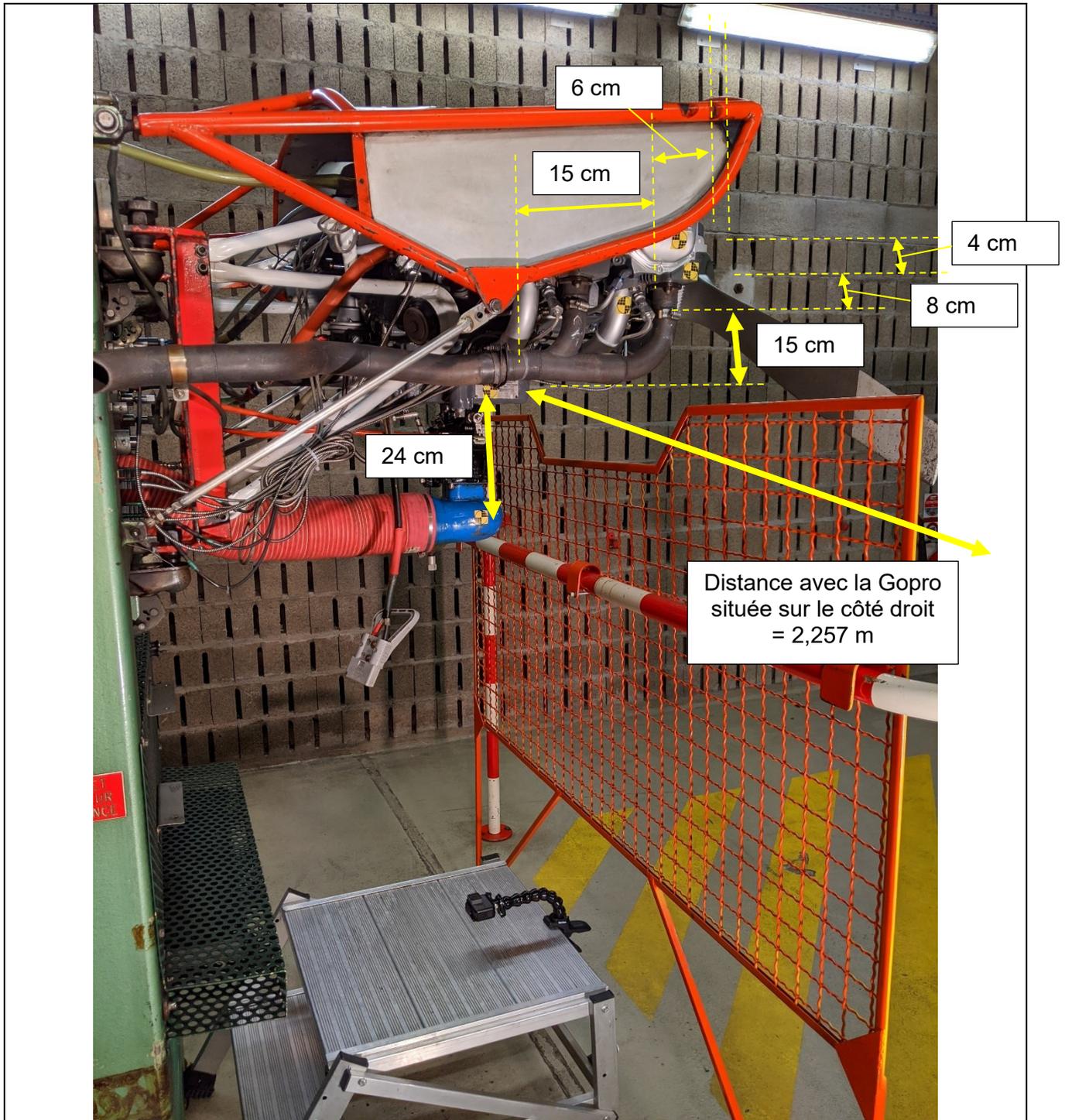
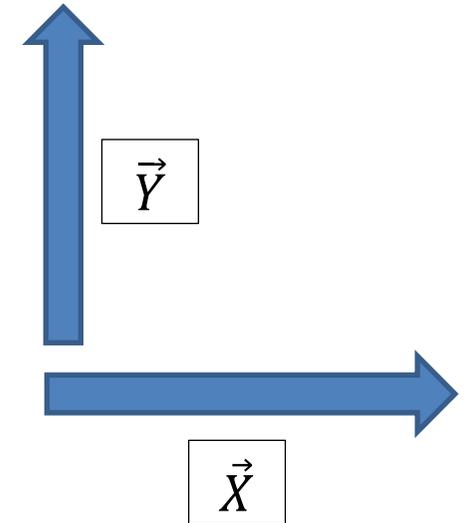
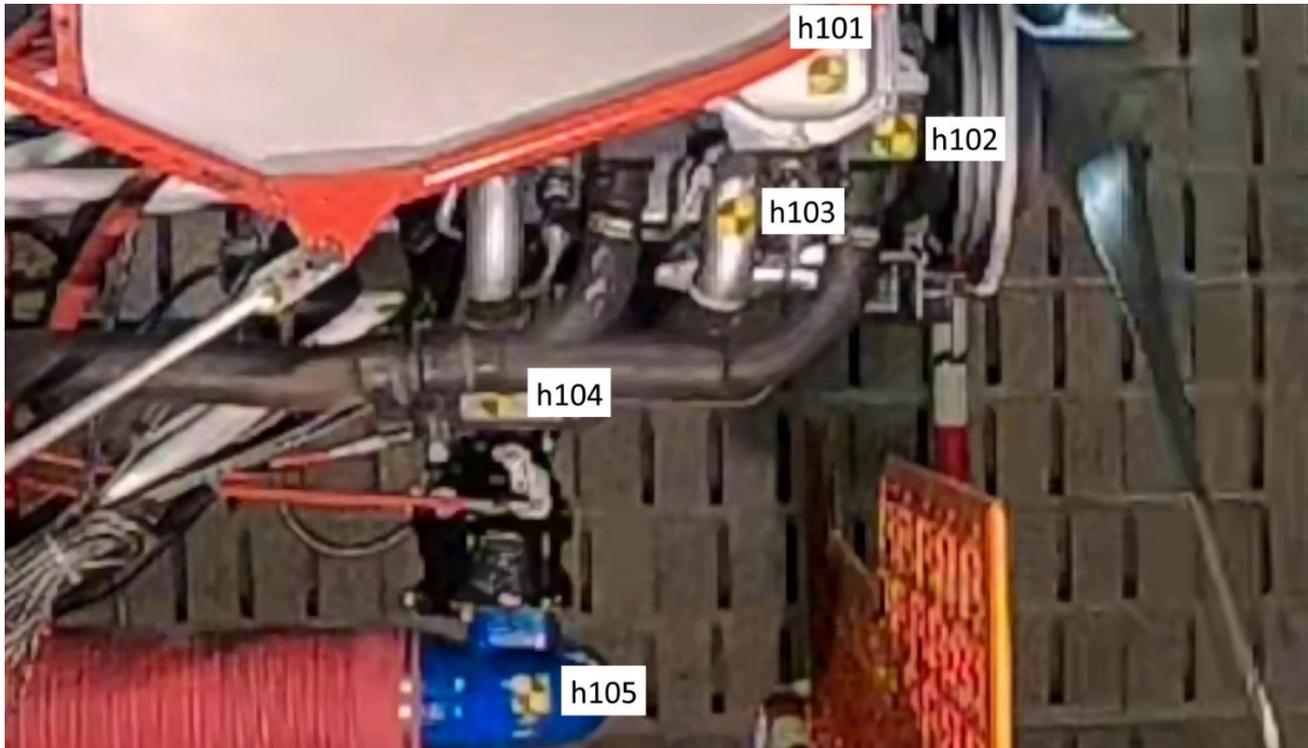


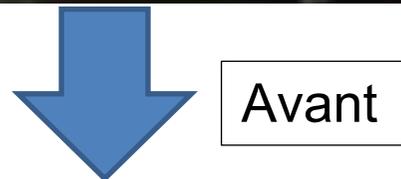
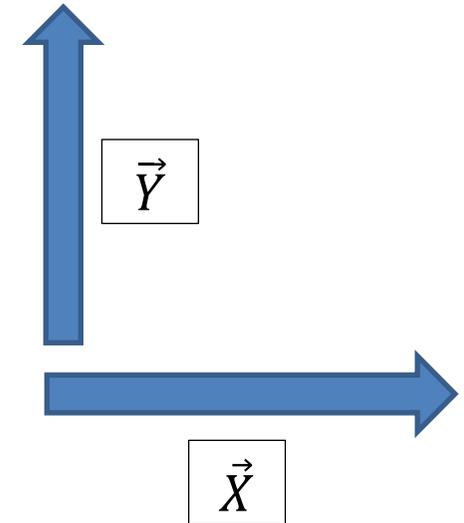
Figure 86 : Position de la GOPRO située sur le côté droit du moteur
Source : BEA

Les amplitudes maximales mesurées sont indiquées sur la **Figure 87** et la **Figure 88**



	X	Y
h101	+ 2,8 mm - 5,96 mm	+ 5,4 mm - 13 mm
h102	+ 4,1 mm -3,1 mm	+3,6 mm -10,8 mm
h103	+3,8 mm -5,6 mm	+5 mm -9,5 mm
h104	+2,6 mm -4,2 mm	+2,9 mm -4,3 mm
h105	+3,4 mm -1,5 mm	+2 mm -2,4 mm

Figure 87 : Amplitudes maximales mesurées sur les axes \vec{x} et \vec{y}
 Source : BEA



	X	Y
v101	+ 20 mm - 8,3 mm	+ 4,2 mm - 3,3 mm
v102	+ 7,7 mm -3,3 mm	+3,7 mm -3,5 mm

Figure 88 : Amplitudes maximales mesurées sur les axes \vec{x} et \vec{y}
 Source : BEA

L'installation d'essai retenue est donc équivalente à celle de l'ENAC à l'exception d'une entretoise en alliage d'aluminium d'une longueur de 100 mm montée entre l'hélice et le moteur par (**Figure 89**). Le positionnement d'une telle entretoise entre le moteur et l'hélice permet la circulation de conduits dans cet espace afin d'alimenter les entrées d'air avant du moteur (**Figure 91**).

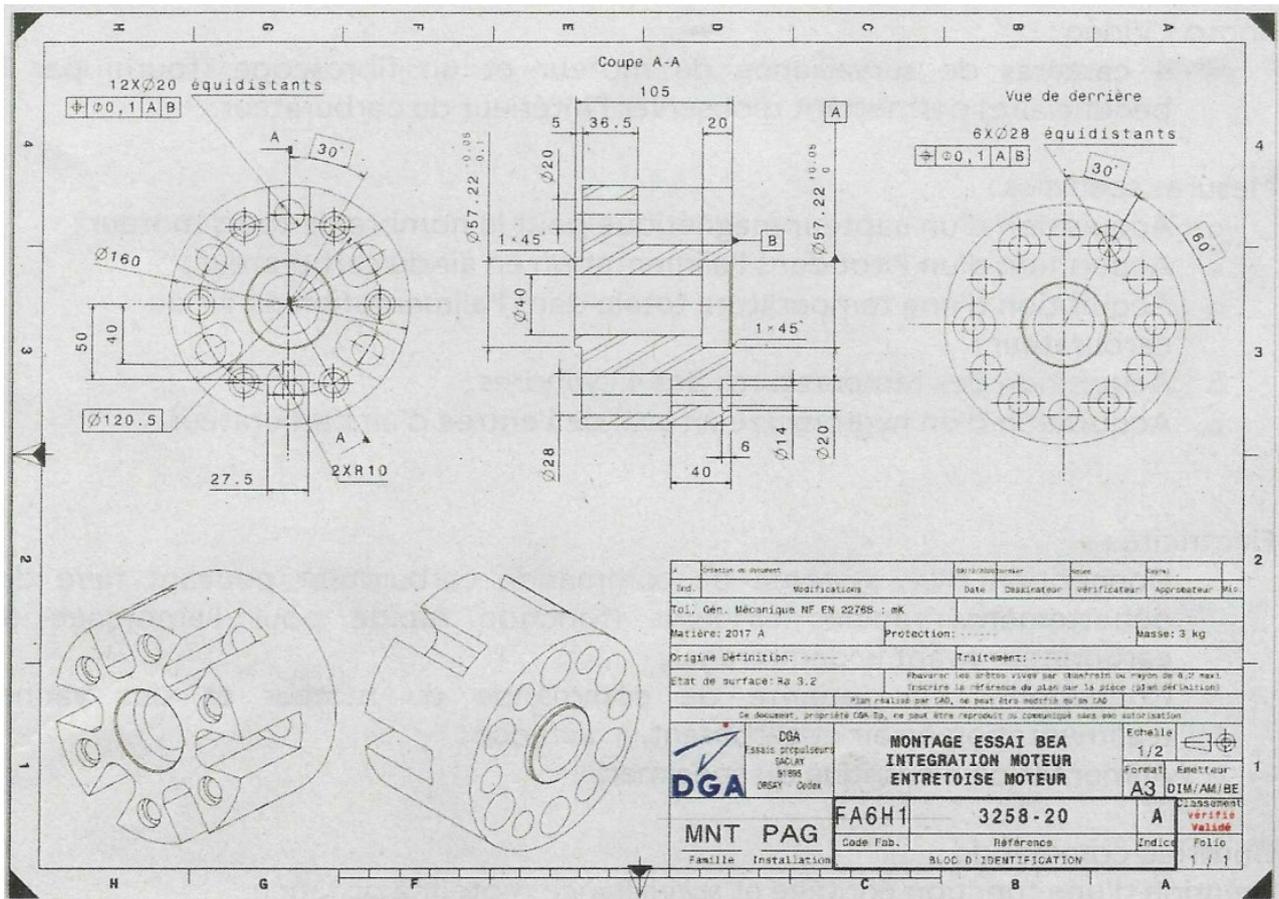


Figure 89 : Entretoise intercalée entre le moteur et l'hélice
Source : DGA EP

Au droit de sa section d'entrée, la veine se divise en trois conduits distincts (**Figure 90** à **Figure 94**) :

- un conduit qui va cheminer sur le bord gauche des capotages, permettant l'alimentation du carburateur ;
- deux conduits similaires qui vont venir alimenter les entrées d'air situées derrière l'hélice.

La liaison entre les capots moteur et la cloison pare-feu a été étanchéifiée.

L'air introduit par les ouïes à l'entrée et extrait en partie inférieure par deux conduits d'extractions.

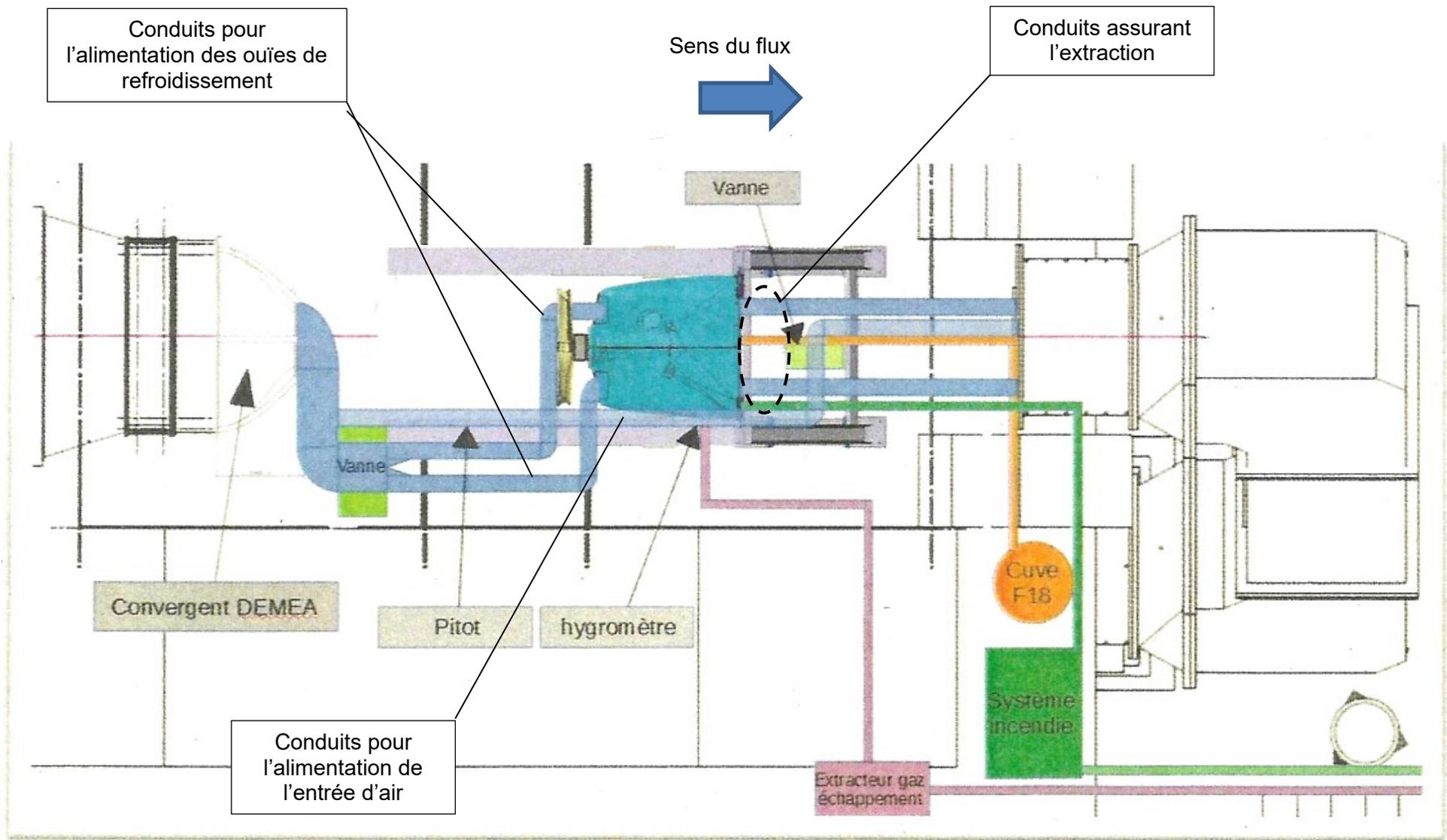


Figure 90 : Alimentation en air "conditionné" de l'installation motrice

Source : DGA EP

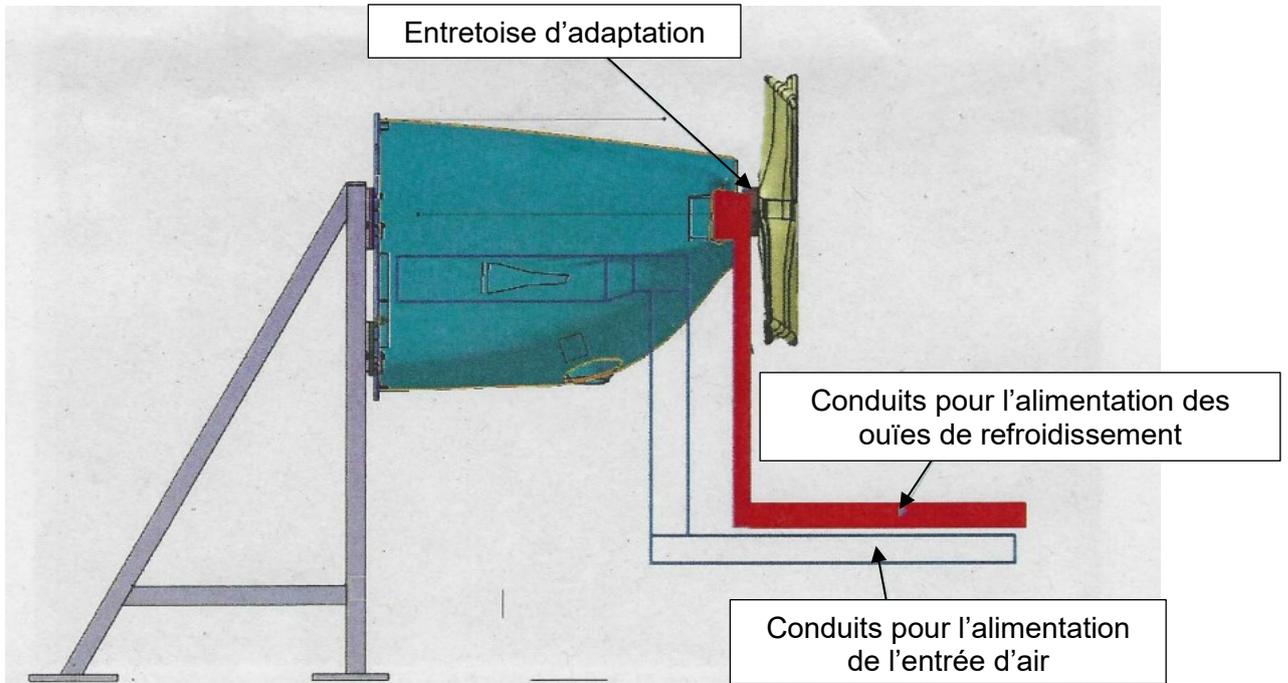


Figure 91 : Détail de l'installation
Source : DGA EP

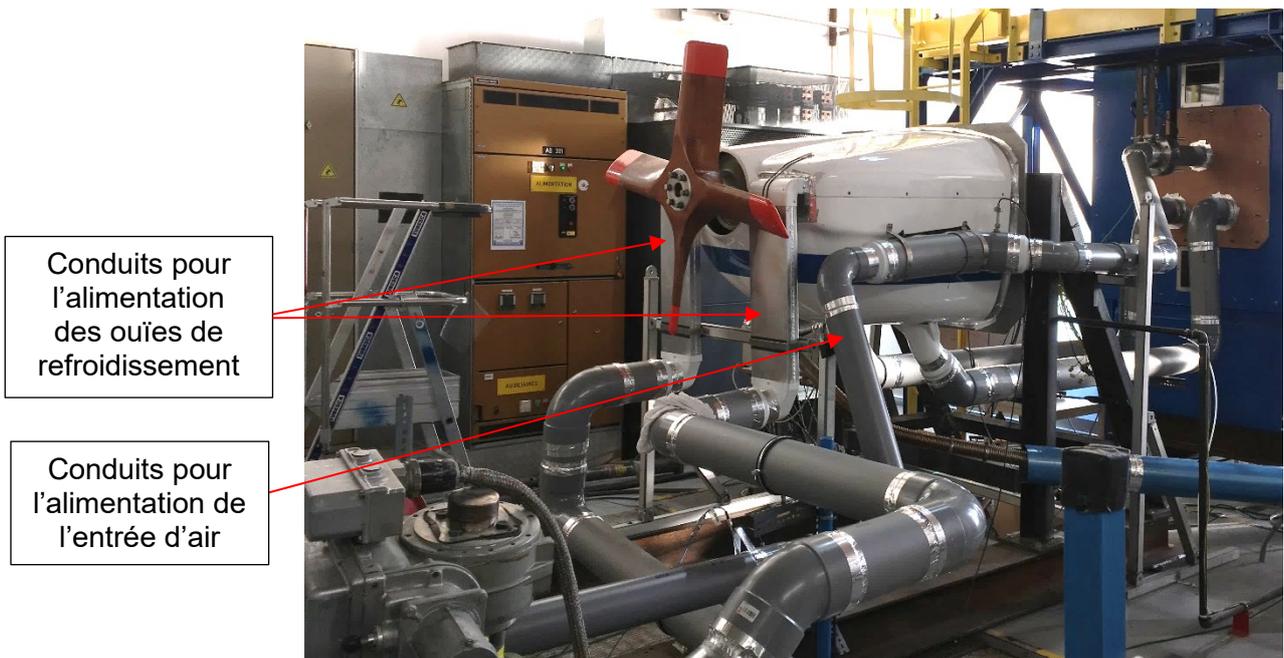


Figure 92 : Installation - vue de 3/4 avant droite
Source : DGA EP



Mesures de température et d'hygrométrie

Conduits assurant l'extraction de l'air introduit à l'avant dans les capots moteurs

Conduits pour l'alimentation de l'entrée d'air

Figure 93 : Installation - vue latérale droite
Source : DGA EP



Conduits assurant l'extraction de l'air introduit à l'avant dans les capots moteurs

Figure 94 : Installation - vue de 3/4 arrière droite
Source : DGA EP

4.3.3. Présentation détaillée de l'installation d'essais

4.3.3.1 – Montage du moteur et équipements associés

Le schéma de principe intégrant les entrées et sorties est présenté en Figure 95 ci-dessous.

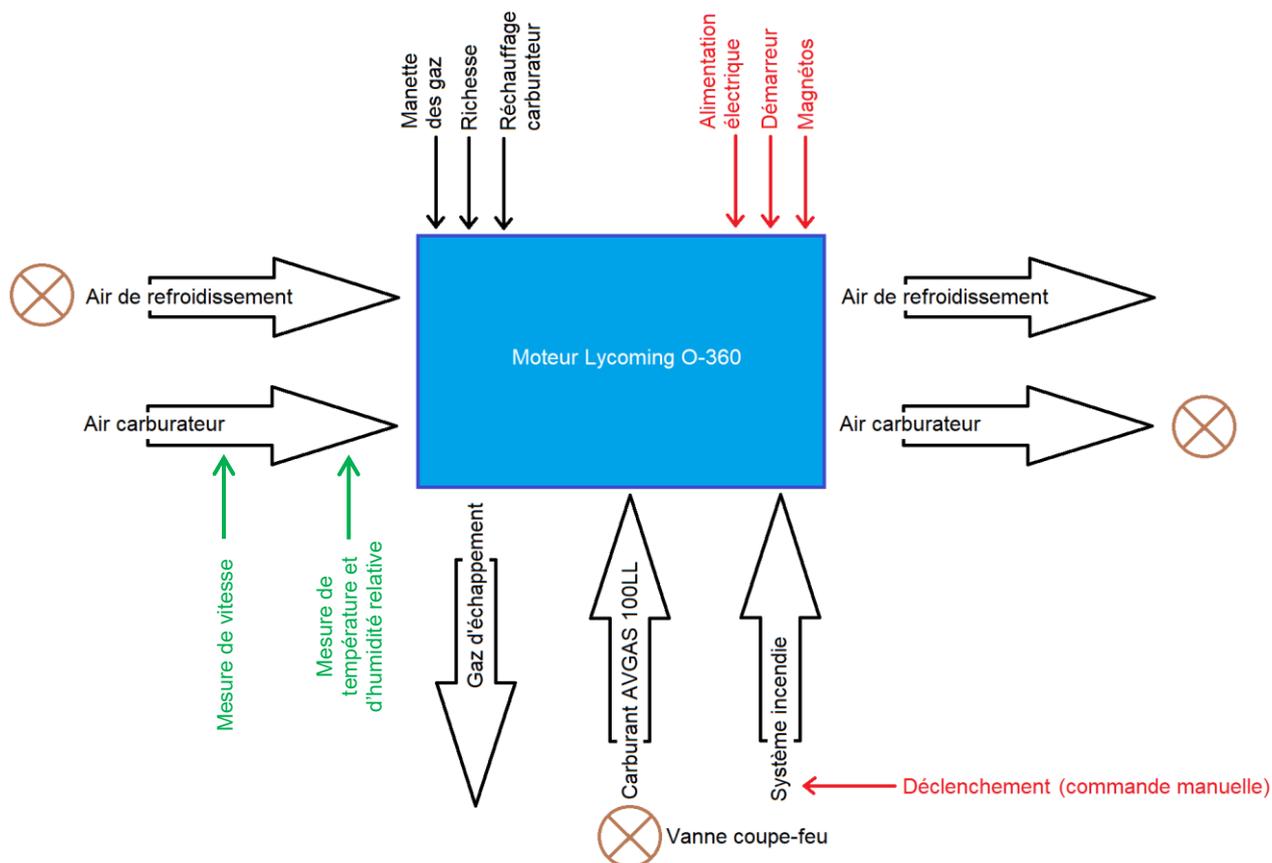


Figure 95 : Schéma de principe du montage

Source : BEA

(⊗ Vannes)

Le moteur est équipé à l'identique de son intégration à l'aéronef.

La liaison entre le bâti moteur et celui du banc est réalisée au travers d'une cloison pare-feu métallique massive (Figure 96). Cette cloison laisse passer les durites carburant et les commandes. Chaque point de passage a été étanchéifié.

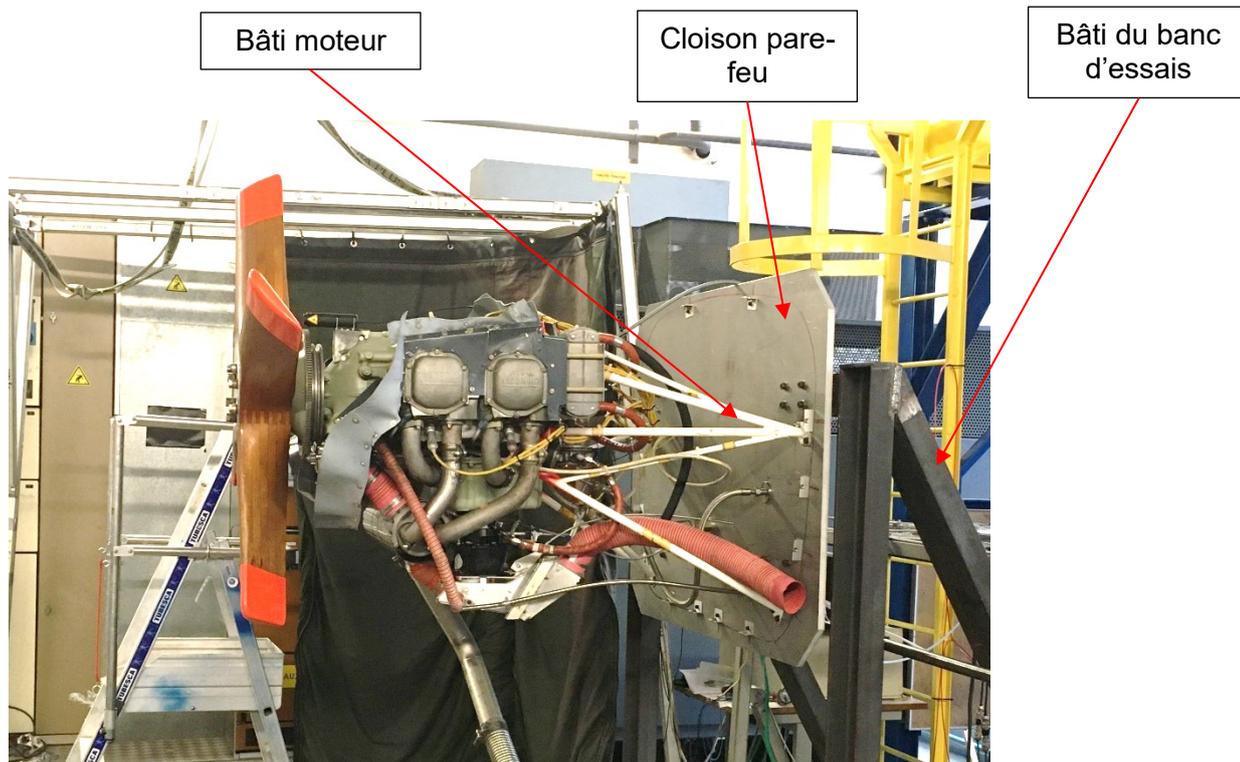


Figure 96 : Installation motrice en position

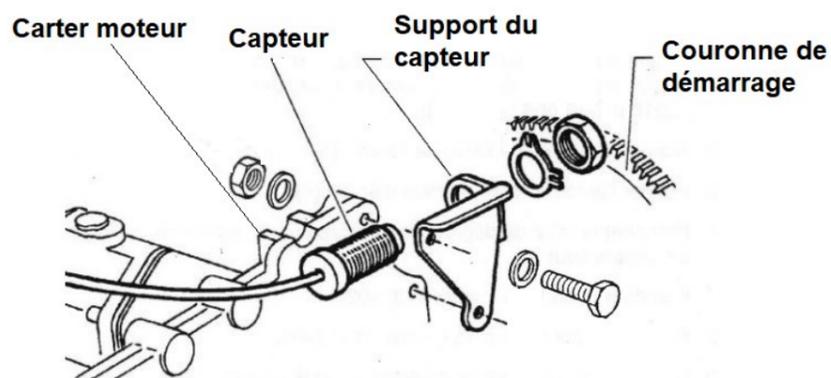
Source : DGA EP

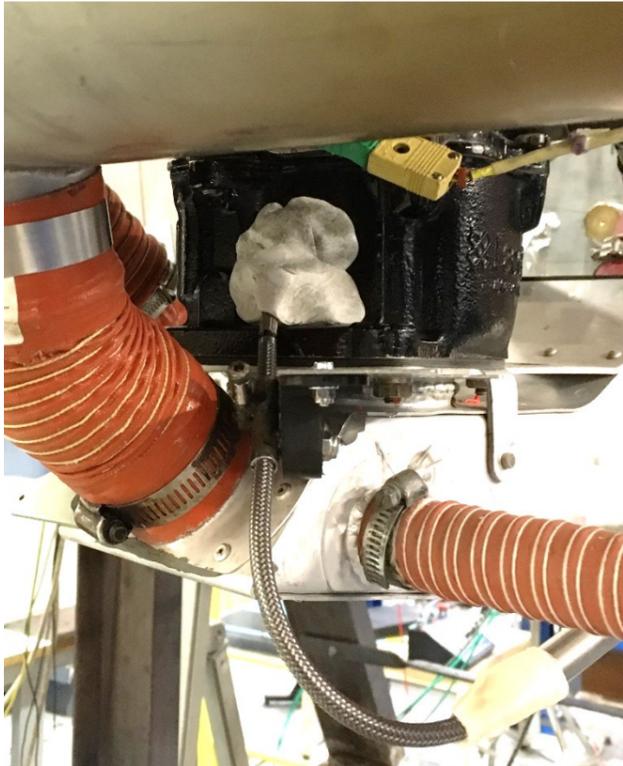
Le moteur est équipé des déflecteurs autour des cylindres assurant la circulation de l'air de refroidissement.

Le dispositif de réchauffage du carburateur est fonctionnel tel que sur l'aéronef.

Les commandes associées au carburateur et à la boîte à air sont pilotées par des vérins pneumatiques, permettant le pilotage du moteur à distance.

4.3.3.2 – Capteurs installés sur le moteur

Paramètres mesurés	Capteurs installés	Commentaires
Température de la surface externe de la culasse du cylindre 1	Thermocouple de type K	/
Température de la surface externe de la culasse du cylindre 2	Thermocouple de type K	/
Température de la surface externe de la culasse du cylindre 3	Thermocouple de type K	/
Température de la surface externe de la culasse du cylindre 4	Thermocouple de type K	/
RPM	Capteur tachymétrique utilisant le principe de l'effet Hall	<p>Ce capteur est celui équipant les avions TB10 et TB20 de l'ENAC. Il est situé juste derrière la couronne de démarrage. Le principe</p>  <p>Figure 97 : Schéma d'installation du capteur RPM Source : ENAC</p>
EGT	Thermocouple de type K	Thermocouple positionné dans le conduit d'échappement associé au cylindre 3
Température de la surface externe du carburateur	Thermocouple de type K	Thermocouple positionné sur le flanc gauche du carburateur
Température en aval du papillon du carburateur	Thermocouple	Thermocouple spécifié pour le carburateur considéré, positionné dans le taraudage réalisé à cet effet sur le carburateur

Paramètres mesurés	Capteurs installés	Commentaires
<p>Vue du venturi et de la face amont du papillon</p>	<p>Endoscope équipé d'une fibre d'un diamètre de 6 mm</p>	<p>Le corps du carburateur a été percé pour permettre le positionnement de la fibre endoscopique.</p>  <p>Figure 98 : Installation de la fibre endoscopique dans le carburateur Source : DGA EP</p>
<p>Température à l'entrée de la boîte à air, en amont du carburateur</p>	<p>Thermocouple de type K</p>	<p>/</p>
<p>Pression d'admission</p>	<p>/</p>	<p>Mesure réalisée sur le conduit d'admission du cylindre 1</p>

Paramètres mesurés	Capteurs installés	Commentaires
Pression d'huile	/	Le capteur est celui spécifié pour l'aéronef et le moteur considéré. Il est situé sur la table arrière du moteur.
Température d'huile		<p data-bbox="1377 422 1813 501">Position de la sonde de température d'huile</p>  <p data-bbox="1843 940 2427 995">Figure 99 : Face arrière du moteur non équipé Source : BEA</p> <p data-bbox="1377 1031 2875 1083">Ce capteur est associé à un indicateur classique à aiguille situé derrière la cloison pare-feu. Cet indicateur est filmé en continu, l'image étant visualisé en cabine de pilotage du banc.</p>

4.3.3.3 – Conduits d'alimentation et d'extraction

Le moteur est couvert par les capotages supérieur et inférieur de l'avion. La liaison entre les capotages et la cloison pare-feu a été étanchéifiée.

Le conduit d'alimentation de l'entrée d'air vient épouser le capotage. La liaison entre le conduit et le capotage a été étanchéifiée.

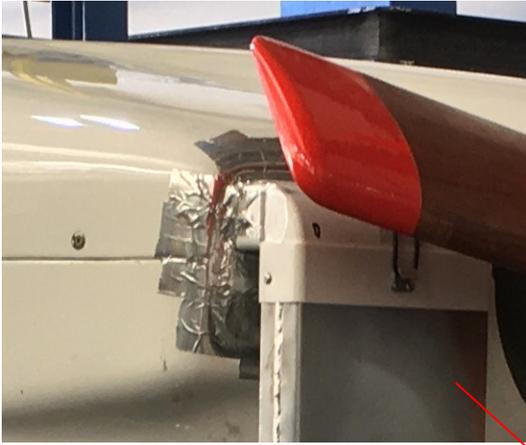
En amont de l'entrée d'air, le conduit est équipé d'une sonde pitot permettant de mesurer la vitesse de l'air.

Juste en aval de l'entrée d'air, le conduit est équipé d'une sonde permettant de mesurer la température et l'hygrométrie.

Ces instrumentations permettent de contrôler de façon précise les conditions admises dans l'entrée d'air.

Les deux conduits d'alimentation des ouïes de refroidissement et les deux conduits d'extraction sont intégrés dans les capotages afin d'étanchéifier ces liaisons.

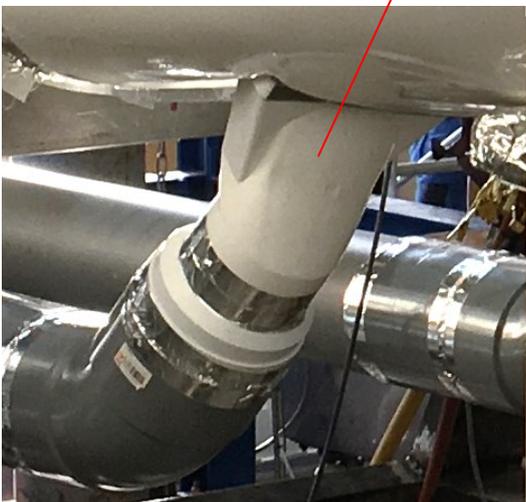
Dans les capotages, la seule zone non étanche est l'espace arrondi derrière l'hélice. Lorsque les deux conduits d'alimentation des ouïes de refroidissement sont alimentés, une aspiration d'air extérieure est réalisée par cette zone non étanche. Le débit de cet air non conditionné reste très faible par rapport au débit contrôlé injecté dans les ouïes de refroidissement.



Conduit d'alimentation / refroidissement du moteur



Zone non étanche



Conduit d'extraction

Figure 100 : Conduits d'alimentation en air et d'extraction

Source : DGA EP

4.4. Résultats des essais

4.4.1. Introduction

Les essais ont été réalisés en deux phases.

La première phase a été réalisée avec l'installation motrice telle que détaillée dans le chapitre précédent. Dans cette configuration, il est important de noter que le carburateur est proche du dispositif d'échappement.

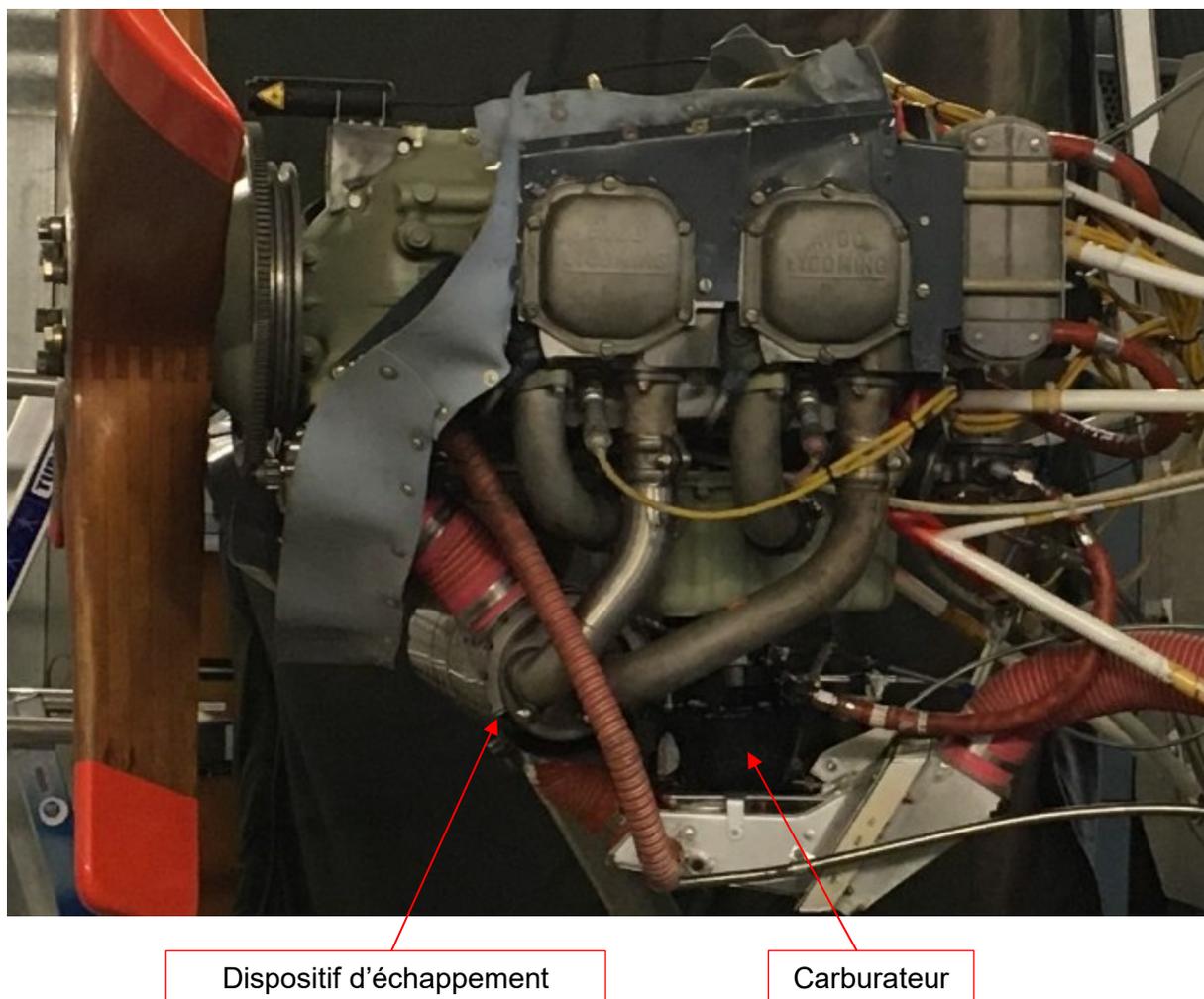


Figure 101 : Position du carburateur par rapport au dispositif d'échappement

Source : DGA EP

Durant cette phase, le processus a toujours été identique :

- mise en marche de la ventilation dans le banc d'essais ;
- démarrage du moteur et maintien à un régime compris entre 1200 et 1500 tr/min pour une chauffe progressive ;
- mise en condition du banc d'essai suivant le point d'essai (température, humidité relative, vitesse de l'air) ;
- réalisation du point d'essai lorsque les conditions sont atteintes.

La seconde phase a consisté à positionner un isolant thermique autour du carburateur afin de tenter de diminuer l'influence de la température induite par le silencieux d'échappement. Le moteur est démarré après que les conditions d'essais sont atteintes afin de limiter l'élévation de la température de la surface externe du carburateur.

Durant cette campagne d'essais, le moteur a fonctionné 35 heures et 18 minutes, comprenant 15 démarrages et environ 550 litres de carburant consommés.

4.4.2. Points d'essais réalisés

Les points d'essais sont répertoriés dans le tableau ci-dessous.

Première phase d'essais				
Moteur dans la configuration standard				
Température (°C)	Humidité relative (%)	Point de rosée (°C)	Régime moteur (tr/min)	Vitesse air (kt)
-6	74	-9,1	2100	99
-5,3	72	-8,9	2100	82
-3,6	74	-7,6	2500	105
0	77	-3,7	1700	80
0	78	-3,5	2100	99
0	75	-4,1	2600	80
1	99	0,9	2100	100
1,5	80	-1,4	1500	80
1,5	80	-1,4	1700	80
1,5	80	-1,4	1900	80
1,5	84	-0,7	1700	100
1,5	80	-1,4	1900	100
2	80	-0,9	1300	80
2	82	-0,6	1700	80
2	80	-0,9	1900	80
2,4	83	-0,1	1700	80
2,4	83	-0,1	1900	80
3	77	-0,5	1700	80
3	99	2,9	2100	100
3	97	2,6	1500 => 2100	80
3	97	2,6	1500 => 2100	100
3	97	2,6	1800	100
3,4	83	0,8	1700	80
3,4	97	3	1500 => 2100	80
3,6	83	1	1700	80
3,6	83	1	1900	80
3,6	83	1	2100	80
3,6	83	1	2500	80

Température (°C)	Humidité relative (%)	Point de rosée (°C)	Régime moteur (tr/min)	Vitesse air (kt)
3,7	28	-13	1500	80
3,7	28	-13	1700	80
3,7	28	-13	1900	80
3,7	28	-13	2100	80
3,8	81,7	0,9	1300	80
3,8	84,4	1,4	1700	80
3,8	81,7	0,9	1900	80
3,8	78	0,3	1700	80
3,8	77	0,1	1900	80
3,8	77	0,1	2100	80
4,2	82	1,4	1700	80
4,2	82	1,4	1900	80
4,2	82	1,4	2100	80
4,2	83	1,6	2500	80
4,7	99	4,6	2100	104
4,8	97	4,4	1500 => 1900	100
5	86,9	3	1700	80
5	83	2,4	1900	80
5	82	2,2	2000	80
5	83	2,4	2100	80
5	83	2,4	2500	80
5	83	2,4	1700 => 1900	80
5	80	1,9	2100	103
5	80	1,9	2500	103
5	76	1,1	2400	80
5	76	1,1	2400	99
5	78	1,5	2400	121
5,1	97	4,7	1500 => 1900	100
5,1	97	4,7	2100 => 1900	100
5,2	99	5,1	2100	104
5,2	97	4,8	1500 => 2100	100
6	83	3,3	1800	80
6	83	3,3	2500	103
6,3	99	6,2	1900	102

Température (°C)	Humidité relative (%)	Point de rosée (°C)	Régime moteur (tr/min)	Vitesse air (kt)
6,8	99	6,7	2100	104
7	97	6,6	1800	100
7	97	6,6	1900	100
7	97	6,6	2100	100
7	98	6,7	2400 => 1500 => 2400	100
7,2	99	7,1	1700	102
7,2	99	7,1	1500 => 2300	102
7,3	62	0,5	2000	80
7,7	99	7,5	1700	100
9,3	98	9	2100	100
9,5	97	9	1700	102
9,6	96	9	1900	104
9,7	97	9,2	1500 => 2100	100
9,9	96	9,3	2100	104
10	87	7,9	1700	80
10	82	7	1900	80
10	83	7,2	2100	80
10	74	5,6	2100	80
10	76,1	6	2100 => 1300	80
10	62	3	1700	99
10	96	9,4	1900	100
10	84	7,4	2100 => 1700	99
10	75	5,8	2400	99
10	76	6	1700 => 2400	99
10	99	9,8	2300	106
11,8	96	11,2	1700	100
12	67	6,1	1700	99
12	97	11,5	1700	102
12,3	38	-1,5	1700	80
12,3	38	-1,5	1900	80
12,3	74	7,8	2100	80
12,7	43	0,4	1700	80
12,7	42,3	0,2	2500	80
13	98	12,7	1900	102

Température (°C)	Humidité relative (%)	Point de rosée (°C)	Régime moteur (tr/min)	Vitesse air (kt)
13,5	97	13	1900	102
13,6	97	13,1	2300	104
13,9	98	13,6	2100	104
14,7	97	14,2	2300	106
15	90	13,4	1700	80
15	87	12,9	1900	80
15	97	14,5	2100	104

**Deuxième phase d'essais
Carburateur isolé thermiquement**

Température (°C)	Humidité relative (%)	Point de rosée (°C)	Régime moteur (tr/min)	Vitesse air (kt)
2,1	94	1,2	1700	80
2,1	95	1,4	1900	80
2,5	90	1	2200	82
3,1	94	2,2	1700	80
3,3	95	2,6	1700	80
3,4	94	2,5	2000	80
3,7	95	3	1500	82
3,7	95	3	1700	80
3,7	95	3	2000	82

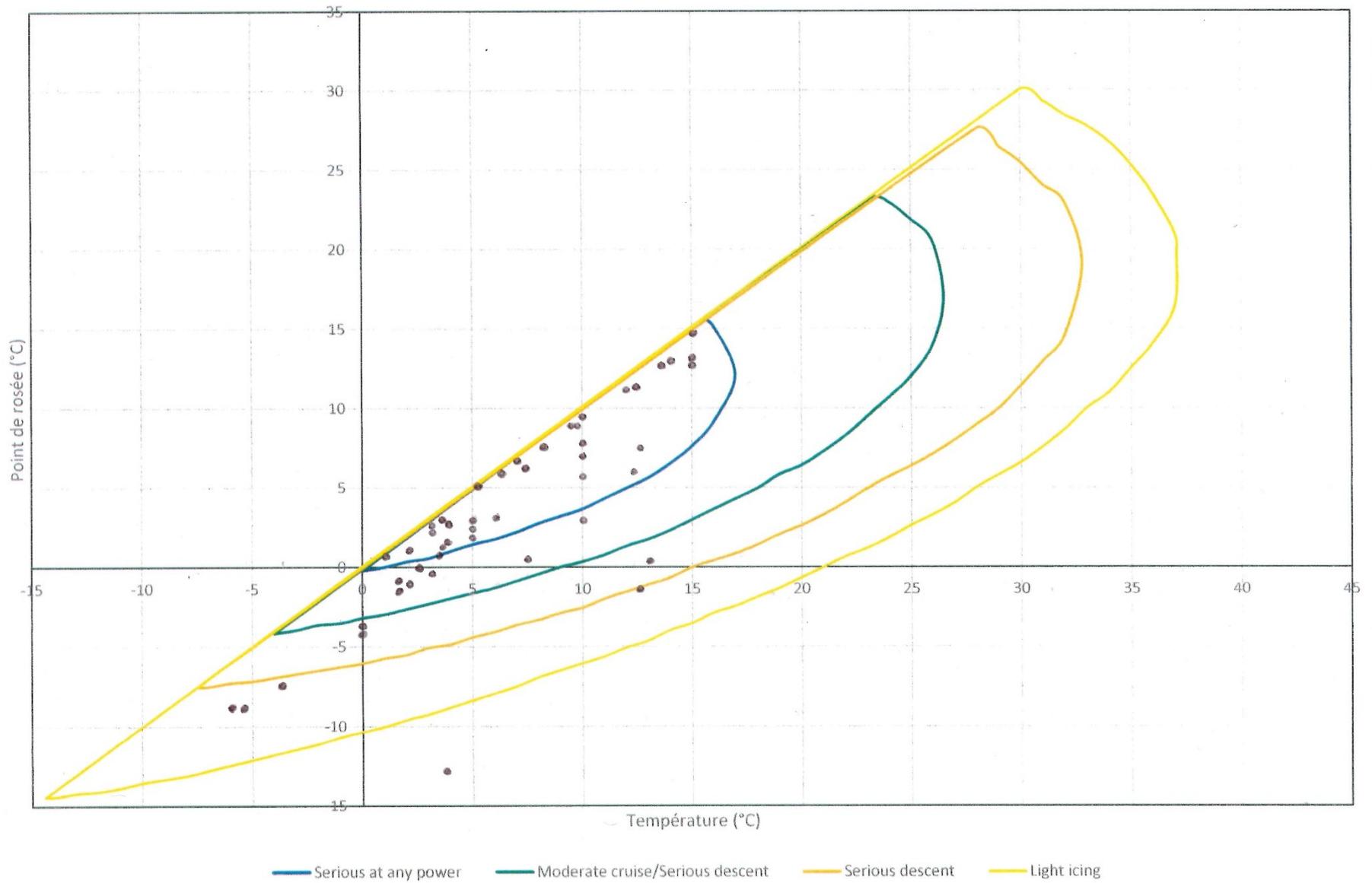


Figure 102 : Position des points d'essais sur le diagramme proposé par l'EASA
 Source : BEA

4.4.3. Cas de givrage observés

Le phénomène de givrage a été constaté durant trois points d'essais seulement, lors de la deuxième phase des essais, lorsque le carburateur a été isolé thermiquement. Les conditions associées à ces trois cas de givrage sont décrites dans les chapitres suivants. Le troisième cas a été identifié lors de l'exploitation des données, a posteriori des essais.

4.4.3.1 – 1er cas de givrage observé

Avant le démarrage du moteur, les conditions initiales sont les suivantes :

- Température au droit de l'entrée d'air : entre 3 et 4 °C ;
- Humidité relative : 87 % environ ;
- Vitesse de l'air au droit de l'entrée d'air : 80 kt.

Ce premier cas de givrage est décrit ci-dessous, en le décomposant en six phases.

Phase 1 :

À l'issue du démarrage du moteur, les conditions sont les suivantes :

Température (°C)	Humidité relative (%)	Point de rosée (°C)	Régime moteur (tr/min)	Vitesse de l'air (kt)	Température de la surface externe du carburateur (°C)	Température en aval du papillon (°C)
4°C	87 %	2°C	1500	80	5,5	-2,5

Durant cette phase, le régime du moteur est stabilisé à 1500 tr/min.

Les premiers symptômes sont visuels. Un dépôt de glace de couleur blanche s'amorce très rapidement à la liaison entre l'axe de papillon et le papillon, sur un côté (Figure 103). Pour faciliter la compréhension, cet instant est désigné t_0 .



Figure 103 : Amorce du phénomène de givrage => instant désigné t_0

Source : BEA

La température de la surface externe du carburateur et celle en aval du papillon décroissent très légèrement d'environ 1,5°C dans l'intervalle $[t_0, t_0 + 1 \text{ min}]$.

L'accumulation de glace croît progressivement dans la zone identifiée précédemment. Par ailleurs, un dépôt de glace s'amorce de l'autre côté du papillon. La figure ci-dessous est la situation à $t_0 + 2 \text{ min}$ (**Figure 104**). À cet instant, aucune modification du régime moteur et de l'EGT n'est constatée.



Figure 104 : Progression du phénomène de givrage => instant désigné $t_0+2\text{min}$

Source : BEA

La formation de la glace ne semble pas suivre une croissance linéaire. On note en effet que la quantité de glace formée dans l'intervalle $[t_0, t_0 + 2 \text{ min}]$ est inférieure à celle formée dans l'intervalle $[t_0 + 2 \text{ min}, t_0 + 4 \text{ min}]$ (**Figure 105**).



Figure 105 : Progression du phénomène de givrage => instant désigné $t_0+4\text{min}$
Source : BEA

Il est constaté un début de baisse du régime moteur, très peu sensible et de l'ordre d'une dizaine de tours, à $t_0 + 5 \text{ min } 43 \text{ s}$ (**Figure 106**). La baisse du régime moteur atteint environ 50 à 60 tr/min à $t_0 + 16 \text{ min}$ (**Figure 107**).



Figure 106 : Progression du phénomène de givrage => instant désigné $t_0 + 5 \text{ min } 43 \text{ s}$
Source : BEA

La température de la surface externe et la température en aval du papillon croient linéairement dans l'intervalle $[t_0 + 2 \text{ min}, t_0 + 10 \text{ min}]$, avec des pentes différentes. Ces élévations de température sont associées à une augmentation de l'humidité relative de 87 % à 95 %.

- la température de la surface externe du carburateur croît de 5°C à 8°C durant cet intervalle ;
- la température en aval du papillon croît -4,5°C à -2°C.

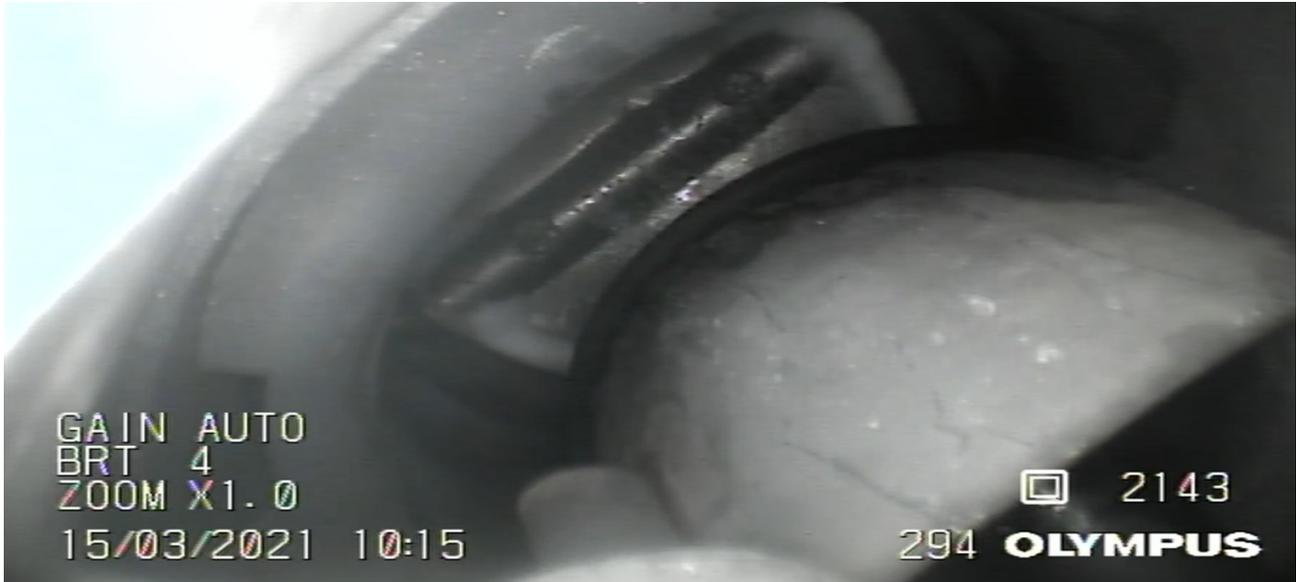


Figure 107 : Progression du phénomène de givrage => instant désigné $t_0 + 16\text{min}$
Source : BEA

Phase 2 :

Durant cette phase, le régime moteur est remonté à 1700 tr/min par une action sur la manette des gaz. L'instant auquel le régime est élevé à 1700 tr/min est désigné t_1 (Figure 108).

Les conditions sont les suivantes :

Température (°C)	Humidité relative (%)	Point de rosée (°C)	Régime moteur (tr/min)	Vitesse de l'air (kt)	Température de la surface externe du carburateur (°C)	Température en aval du papillon (°C)
4°C	95 %	3,2°C	1700	80	10	-1,5

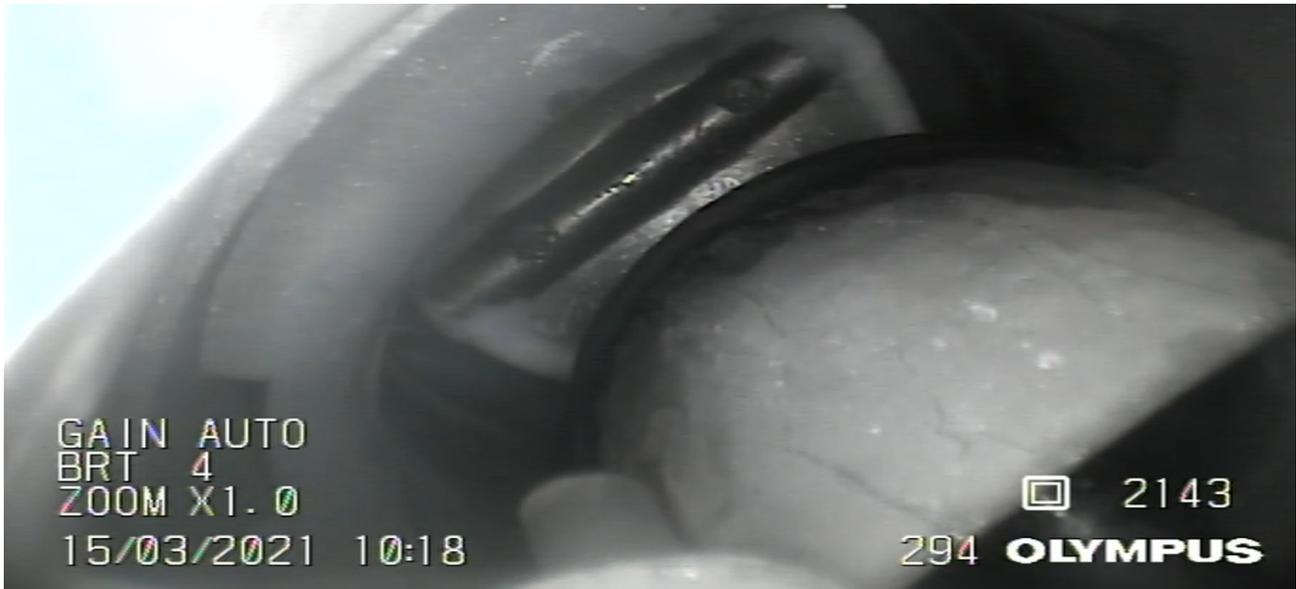


Figure 108 : Progression du phénomène de givrage => amorce de la phase 2 => instant désigné t_1
 Source : BEA

Dès la mise en régime à 1700 tr/min, ce dernier diminue linéairement. Le régime diminue de 110 à 120 tr/min pendant l'intervalle $[t_1, t_1 + 11 \text{ min } 40 \text{ s}]$ (Figure 109).

Durant ce même intervalle, la température de la surface externe et la température en aval du papillon augmentent linéairement :

- la température de la surface externe augmente de 1°C ;
- la température en aval du papillon augmente de $0,5^\circ\text{C}$.

Durant cet intervalle, l'EGT a diminué de 80°C environ.



Figure 109 : Progression du phénomène de givrage => instant désigné $t_{1+11\text{min}40\text{s}}$
 Source : BEA

Phase 3 :

Durant cette phase, le régime du moteur est remonté à 1700 tr/min par une action sur la manette des gaz.

Les conditions sont les suivantes :

Température (°C)	Humidité relative (%)	Point de rosée (°C)	Régime moteur (tr/min)	Vitesse de l'air (kt)	Température de la surface externe du carburateur (°C)	Température en aval du papillon (°C)
4°C	95 %	3,2°C	1700	80	10,5	-1

Pour faciliter la compréhension, l'instant auquel le régime est élevé à 1700 tr/min est désigné t_2 (Figure 110). À cet instant, les extrémités de l'axe du papillon et le bord externe du papillon sont totalement recouverts de glace.



Figure 110 : Progression du phénomène de givrage => amorce de la phase 3 => instant désigné t_2
Source : BEA

De manière identique à la phase 2, dès la remontée en régime à 1700 tr/min, ce dernier diminue linéairement. Le régime diminue de 110 à 120 tr/min pendant l'intervalle $[t_2, t_2 + 7 \text{ min}]$ (Figure 111). La chute de régime est plus rapide que lors de la phase 2, qui tend à confirmer la formation non linéaire de la glace.

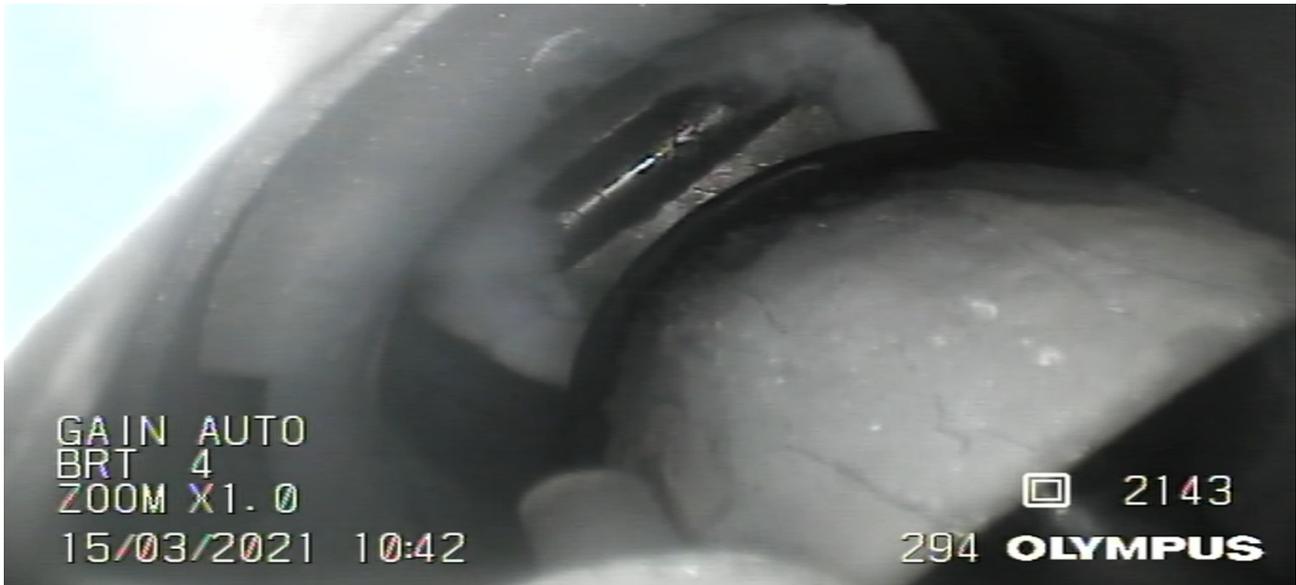


Figure 111 : Progression du phénomène de givrage => instant désigné $t_2 + 7$ min
 Source : BEA

Le régime de 1700 tr/min est maintenu durant 18 minutes. On note que la quantité de glace identifiable visuellement semble stagner à partir de $t_2 + 7$ min. L'EGT, la température de la surface externe et la température en aval du papillon demeurent stables.

Phase 4 :

Durant cette phase, le régime du moteur est remonté à 1800 tr/min par une action sur la manette des gaz. L'instant auquel le régime est élevé à 1800 tr/min par une action sur la manette des gaz est désigné t_3 (Figure 112).

Les conditions sont les suivantes :

Température (°C)	Humidité relative (%)	Point de rosée (°C)	Régime moteur (tr/min)	Vitesse de l'air (kt)	Température de la surface externe du carburateur (°C)	Température en aval du papillon (°C)
4°C	95 %	3,2°C	1800	80	10,5/11	0/-0,5



Figure 112 : Progression du phénomène de givrage => amorce de la phase 4 => instant désigné t_3
Source : BEA

Dès la remontée en régime à 1800 tr/min, ce dernier diminue linéairement. Le régime diminue de 80 à 90 tr/min pendant l'intervalle $[t_3, t_3 + 3 \text{ min } 20 \text{ s}]$ (Figure 113). L'EGT, la température de la surface externe et la température en aval du papillon demeurent stables.

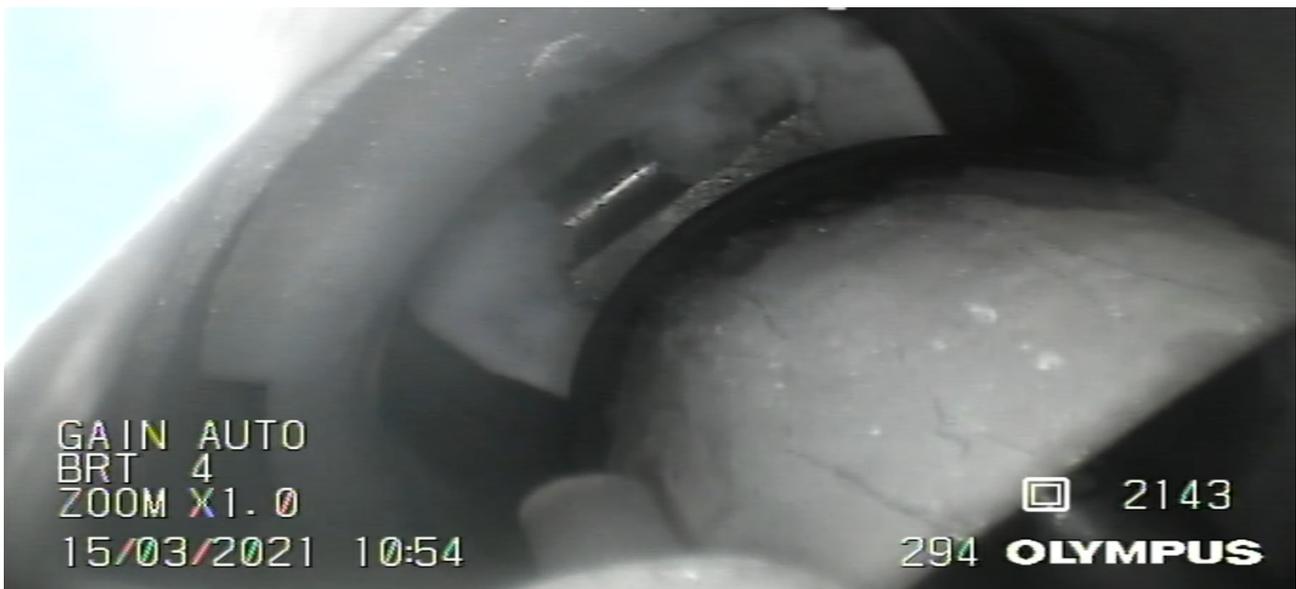


Figure 113 : Progression du phénomène de givrage => instant désigné $t_{3+3\text{min}20\text{s}}$
Source : BEA

Phase 5 :

Durant cette phase, le régime du moteur est remonté à 1900 tr/min par une action sur la manette des gaz. L'instant auquel le régime est élevé à 1900 tr/min par une action sur la manette des gaz est désigné t_4 .

Les conditions sont les suivantes :

Température (°C)	Humidité relative (%)	Point de rosée (°C)	Régime moteur (tr/min)	Vitesse de l'air (kt)	Température de la surface externe du carburateur (°C)	Température en aval du papillon (°C)
4°C	95 %	3,2°C	1900	80	10,5 à 11	0



Figure 114 : Progression du phénomène de givrage => amorce de la phase 5 => instant désigné t_4
Source : BEA

Dès la remontée en régime à 1900 tr/min, ce dernier diminue linéairement. Le régime diminue de 80 à 90 tr/min pendant l'intervalle $[t_4, t_4 + 4 \text{ min}]$ (Figure 115). L'EGT, la température de la surface externe et la température en aval du papillon demeurent stables.

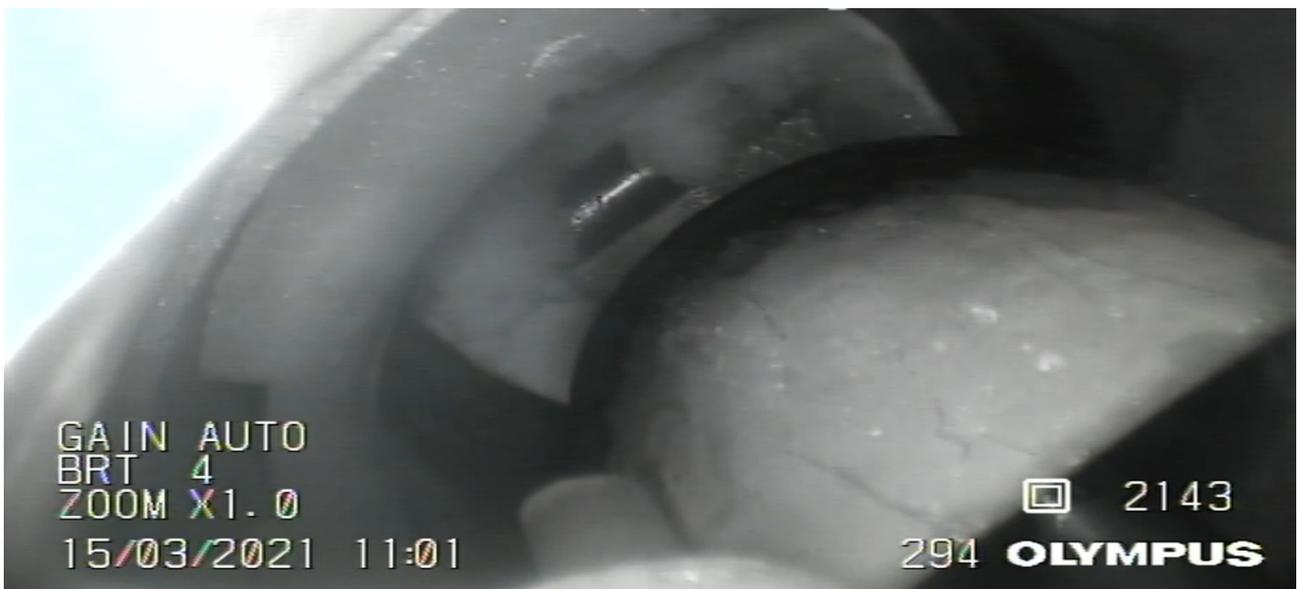


Figure 115 : Progression du phénomène de givrage => instant désigné $t_{4+4\text{min}}$
Source : BEA

Phase 6 :

Durant cette phase, le dispositif de réchauffage est activé, sans action sur la manette des gaz.

Pour faciliter la compréhension, les instants suivants sont désignés :

- t_5 : juste avant l'activation du dispositif de réchauffage (Figure 116) ;
- t_6 : instant où aucun fragment de glace n'est plus visible (Figure 119) ;
- t_7 : désactivation du dispositif de réchauffage.

Les intervalles identifiés sont les suivants :

- $[t_5, t_6] = 11 \text{ s}$;
- $[t_5, t_7] = 21 \text{ s}$.



Figure 116 : Instant désigné t_5
Source : BEA



Figure 117 : Instant désigné $t_5 + 4 \text{ s}$
Source : BEA



Figure 118 : Instant désigné $t_5 + 7$ s
 Source : BEA



Figure 119 : Instant désigné t_6
 Source : BEA

A l'activation du dispositif de réchauffage, une chute de régime d'environ 150 tr/min intervient brutalement. Le régime augmente ensuite très rapidement (sans action sur la manette de gaz) :

- à t_5 , le régime est de 1800 tr/min ;
- à t_6 , le régime est de 2090 tr/min ;
- après t_7 , le régime est de 2180 tr/min⁵.

Le graphique suivant présente l'évolution du régime moteur durant ce premier cas de givrage visualisé.

⁵ Le régime du moteur après la disparition de la glace est bien supérieur au dernier régime établi manuellement au début de la phase 5. La puissance moteur avait effectivement été augmentée à plusieurs reprises alors que la glace était présente, sans connaître la position de la manette des gaz équivalente sans givrage. Dès lors le régime du moteur lors de la sortie du phénomène de givrage était inconnu.

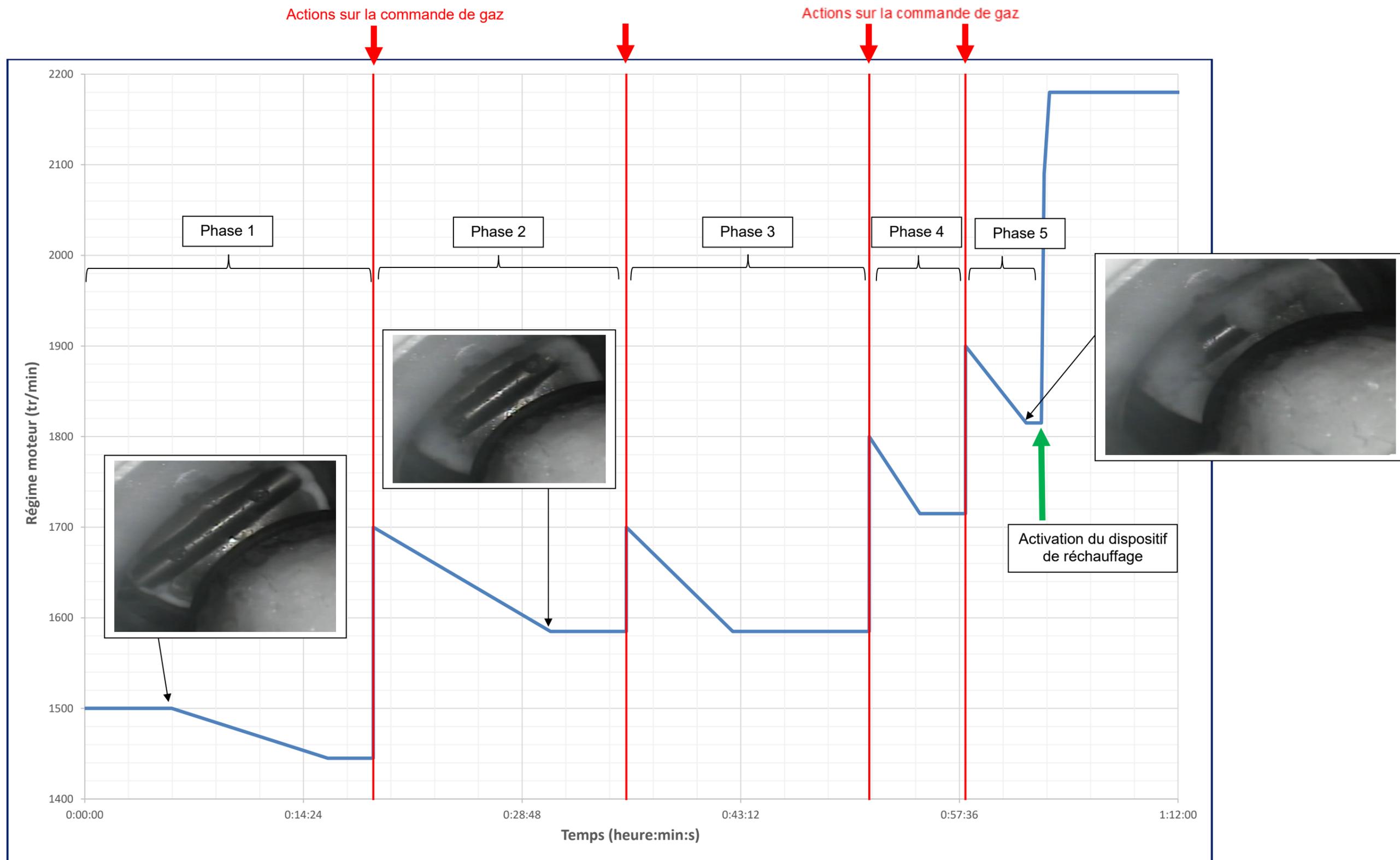


Figure 120 : Variation du régime moteur durant le 1^{er} cas de givrage identifié
 Source : BEA

4.4.3.2 – 2ème cas de givrage visualisé

Avant le démarrage du moteur, les conditions fixées sont les suivantes :

- Température au droit de l'entrée d'air : entre 3 et 4°C ;
- Humidité relative : 90 % environ ;
- Vitesse de l'air au droit de l'entrée d'air : 80 kt.

Les diverses phases de cet essai sont résumées dans le tableau ci-dessous :

Phases	Température de l'air au droit de l'entrée d'air (°C)	Humidité relative (%)	Vitesse de l'air au droit de l'entrée d'air (kt)	Régime moteur (tr/min)	Commentaires
1	3,5 à 4	90 à 95	80	1500	Les constatations, l'évolution de la température de la surface externe et l'évolution de la température en aval du papillon sont identiques à celles décrites dans le chapitre précédent, durant la phase 1.
2	3,2 à 3,7	93 à 94	80	1830	Dès la remontée en régime, ce dernier diminue linéairement. Le régime diminue de 170 à 180 tr/min pendant une période d'environ 3 min. Durant cette période, la température de la surface externe augmente d'environ 1°C. La température en aval du papillon demeure sensiblement constante. Cette phase est maintenue durant environ 5 min.
3	3,4 à 3,8	93 à 95	80	2000	Dès la remontée en régime, ce dernier diminue linéairement. Le régime diminue de 120 tr/min environ pendant une période d'environ 3 min. Durant cette période, la température de la surface externe augmente d'environ 0,5°C. La température en aval du papillon demeure sensiblement constante. La quantité de glace visible ne croît plus, certains petits fragments se détachent. La température de la surface externe est supérieure d'environ 1°C par rapport à celle mesurée durant le 1 ^{er} cas de givrage constaté précédemment.
4	3,5 à 3,8	93 à 95	80	1800	Cette phase est maintenue 7 minutes. La quantité de glace visible ne croît plus. Aucune variation de régime n'est mesurée.
5	3,5 à 3,7	94 à 95	80	1700	Cette phase est maintenue 5 minutes. La quantité de glace visible ne croît plus. Aucune variation de régime n'est mesurée.
6	3,5 à 3,8	94 à 95	80	2000	La quantité de glace croît durant environ 4 min et 45 s. Durant cette période, le régime diminue d'environ 60 tr/min. La température de la surface externe et la température en aval du papillon demeurent constantes. La glace disparaît après environ 10 minutes de fonctionnement dans les conditions considérées, sans activation du dispositif de réchauffage. À l'issue de la disparition de la glace, le régime augmente de 150 tr/min, sans action sur la manette de gaz. La température de la surface externe et la température en aval du papillon demeurent constantes. Avant la disparition de la glace, la température de la surface externe est supérieure d'environ 1°C par rapport à celle mesurée durant le 1 ^{er} cas de givrage constaté précédemment.

4.4.3.3 – Troisième cas de givrage observé

La présence de glace a été constatée ponctuellement dans les conditions suivantes (Figure 121). La glace ne s'est pas développée et a fini par fondre sans modification des conditions après environ 9min 30s.

Température (°C)	Humidité relative (%)	Point de rosée (°C)	Régime moteur (tr/min)	Vitesse de l'air (kt)	Température de la surface externe du carburateur (°C)	Température en aval du papillon (°C)
3,4 à 4,1	82 à 83	0,6 à 1,4	1700	80	14,4 à 15,2	-1,7 à -0,3

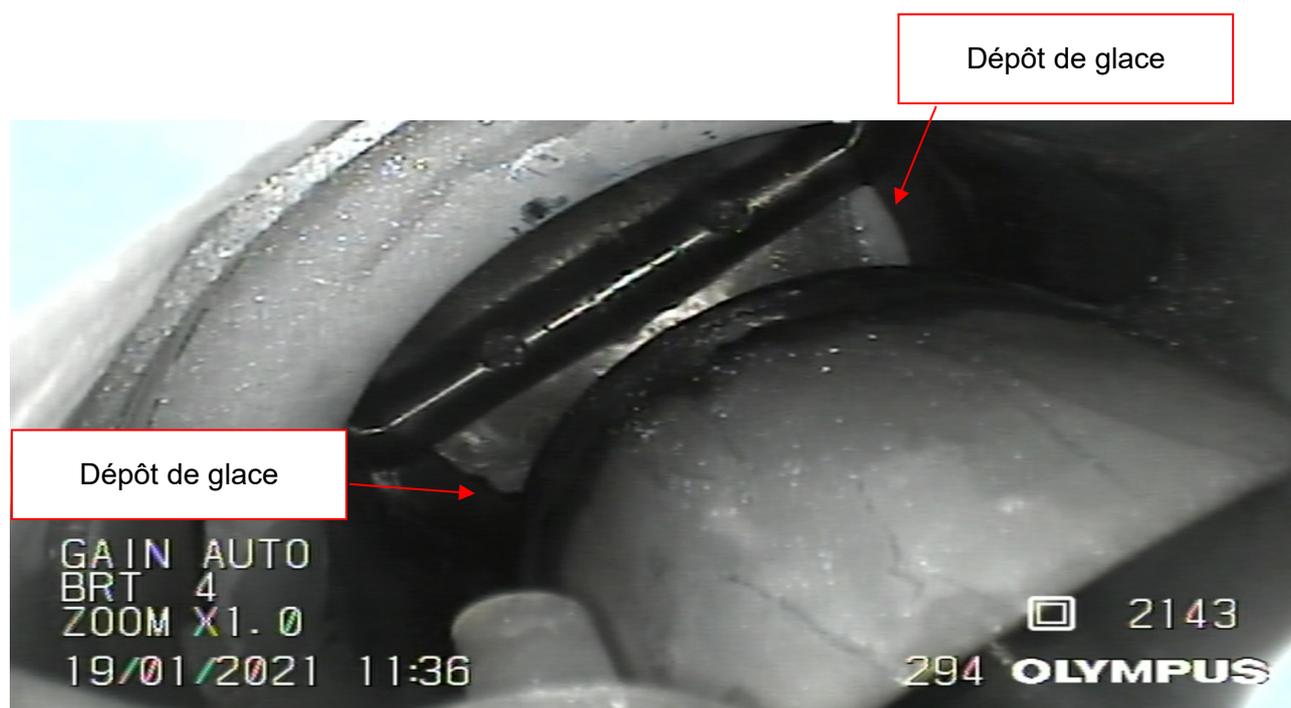


Figure 121 : Présence de glace au bord du papillon
Source : BEA

4.4.3.4 – Autre phénomène

La formation de givre blanc a été identifiée à de nombreuses reprises sur la surface extérieure du venturi (Figure 122). Cette formation de givre est très localisée et superficielle. Lors de ce phénomène, aucune autre formation de glace n'est constatée.

Cette formation de givre blanc a été identifiée lors de montée en régime très rapide, au-delà de 2000 tr/min. Lors de cette montée en régime, la variation de la température en aval du papillon est le paramètre qui évolue de façon la plus sensible. On note une diminution immédiate de cette température de 3 à 9°C suivant les configurations.

Après sa formation, le givre blanc ne se développe pas. Il disparaît quasi immédiatement lors de la diminution en régime.

Ce phénomène n'a aucune influence constatée sur le fonctionnement du moteur.



Figure 122 : Présence de givre blanc sur la surface extérieure du venturi
Source : BEA

4.4.3.5 – Conclusion

La création de glace au droit du papillon n'a été rendue possible qu'après un isolement thermique du carburateur par rapport au silencieux de l'échappement. Cette observation tend à montrer l'importance de la température du corps du carburateur.

Sans isolation thermique du carburateur, le phénomène de givrage n'a pas été constaté.

La glace créée au droit du papillon est associée à un phénomène de givrage instable, favorisé par des régimes moteur faibles et établis. L'amorçage et le développement du givrage nécessite un temps de fonctionnement significatif de l'ordre de plusieurs minutes.

Lorsque le phénomène est amorcé, des baisses de régime maximales d'environ 150 tr/min sont constatées en quelques minutes.

Lorsque le dispositif de réchauffage est activé, la destruction de la glace créée est quasi-instantanée, accompagnée d'une baisse de régime très brève suivie d'une augmentation de ce régime.

4.4.4. Identification des paramètres contributifs au phénomène de givrage dans le carburateur

4.4.4.1 – Température de la surface externe du carburateur et température en aval du papillon

- **Évolution en fonction de la vitesse de l'air au droit de l'entrée d'air :**

La température de la surface externe du carburateur et la température en aval du papillon augmentent lorsque la vitesse de l'air au droit de l'entrée d'air augmente, et inversement (Figure 123).

La figure ci-dessous illustre la diminution des températures lorsque la vitesse de l'air évolue de 98,8 kt à 81 kt, pour un régime moteur, une humidité relative et une température de l'air au droit de l'entrée d'air donnés (1900 tr/min, 82 % et 4°C).

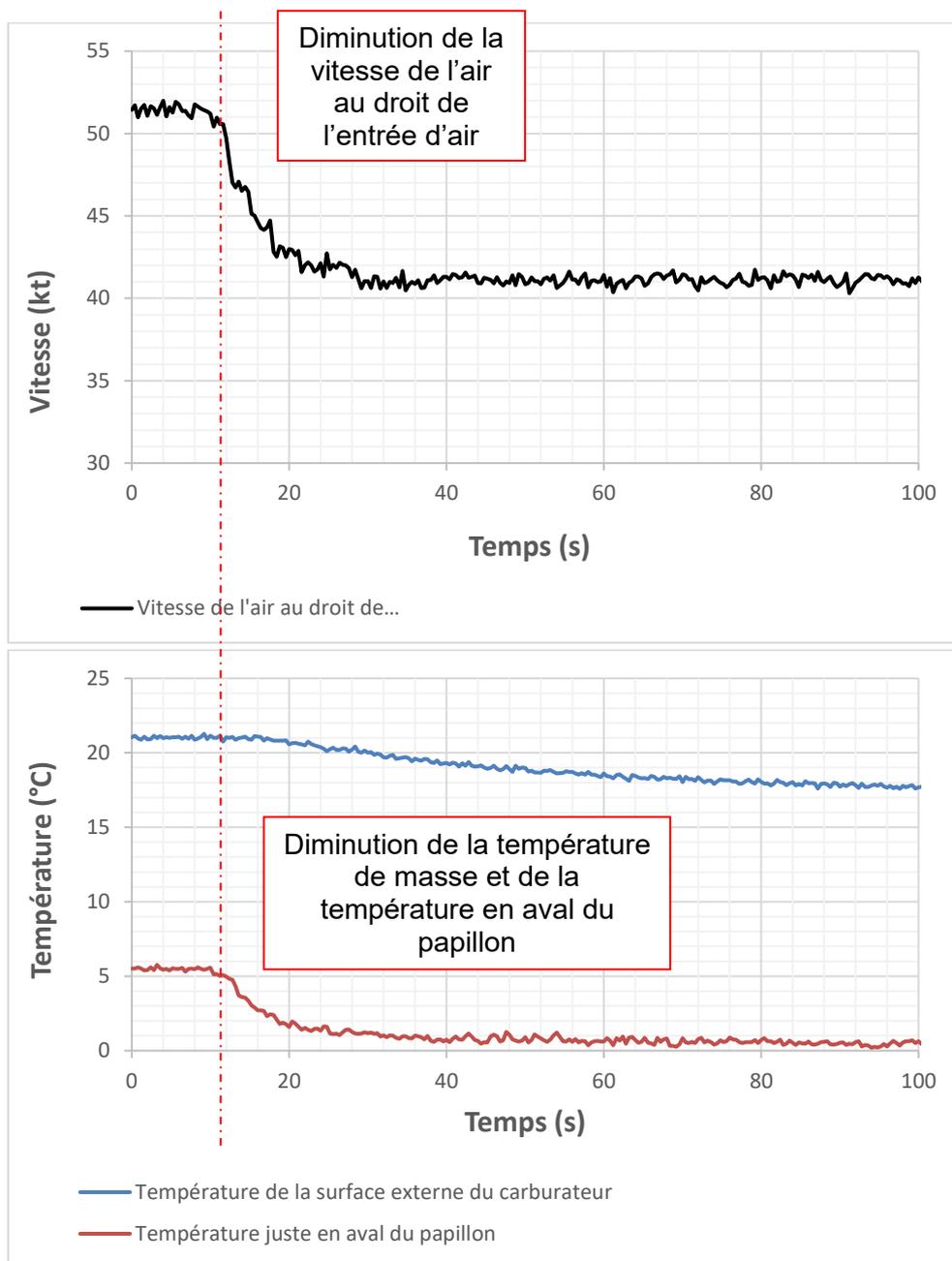


Figure 123 : Évolution de la température de la surface externe et la température en aval du papillon en fonction de la vitesse de l'air au droit de l'entrée d'air

Source : BEA

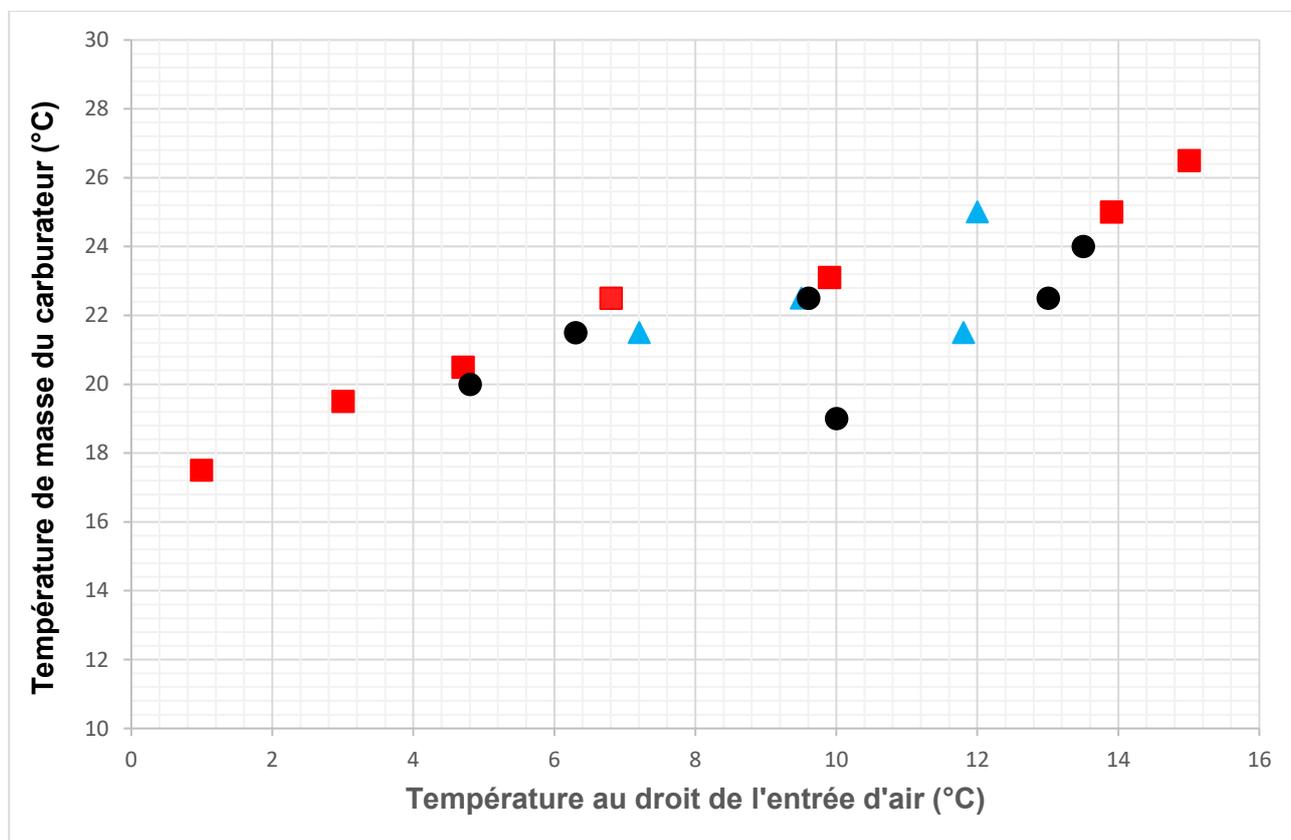
La température de la surface externe présente systématiquement un profil d'évolution très progressif, témoignant d'une certaine inertie. Dans le cas illustré ci-dessus, la température diminue d'environ 3,5°C de 20,8 à 17,5°C en 1 min 45 s.

La température en aval du papillon évolue plus brusquement, avec un profil quasi-similaire à celle de la courbe de vitesse. Dans le cas illustré ci-dessus, la température diminue d'environ 4°C de 5,3 à 1°C en 25 s.

- **Évolution en fonction de la température de l'air au droit de l'entrée d'air :**

La tendance générale témoigne que la température de la surface externe et la température en aval du papillon augmentent lorsque la température de l'air au droit de l'entrée d'air augmente, et inversement.

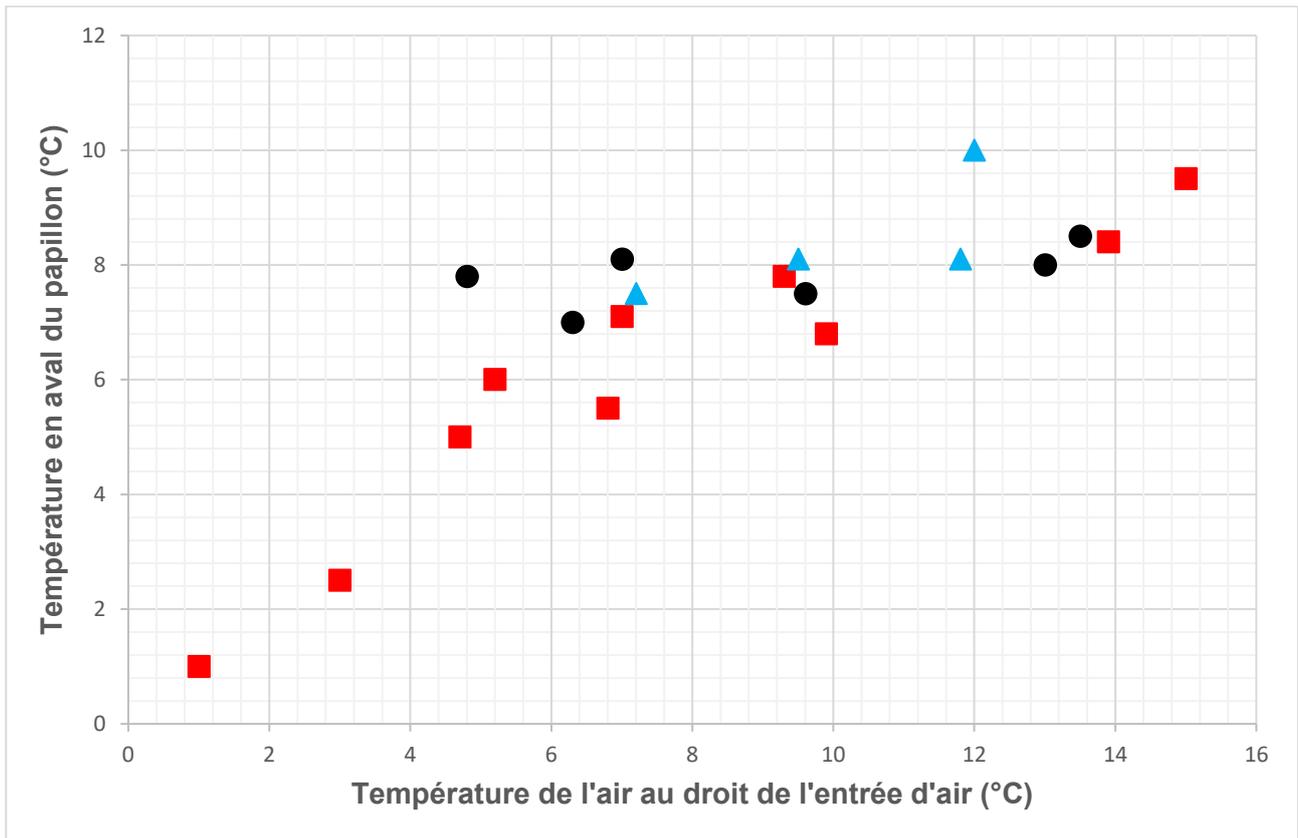
La **Figure 124** et **Figure 125** ci-dessous illustrent l'évolution de la température de la surface externe et de la température en aval du papillon lorsque la température de l'air au droit de l'entrée d'air évolue, pour divers régimes moteur, une humidité relative d'environ 97 à 99 % et une vitesse de l'air au droit de l'entrée d'air d'environ 100 kt.



Légende :

	1700 tr/min
	1900 tr/min
	2100 tr/min

Figure 124 : Évolution de la température de la surface externe en fonction de la température au droit de l'entrée d'air (humidité relative d'environ 97 à 99 %, vitesse de l'air au droit de l'entrée d'air d'environ 100 kt)



Légende :

	1700 tr/min
	1900 tr/min
	2100 tr/min

Figure 125 : Évolution de la température en aval du papillon en fonction de la température au droit de l'entrée d'air (humidité relative d'environ 97 à 99 %, vitesse de l'air au droit de l'entrée d'air d'environ 100 kt)

La **Figure 126** illustre la variation de la température de la surface externe et de la température en aval du papillon durant une séance d'essai.

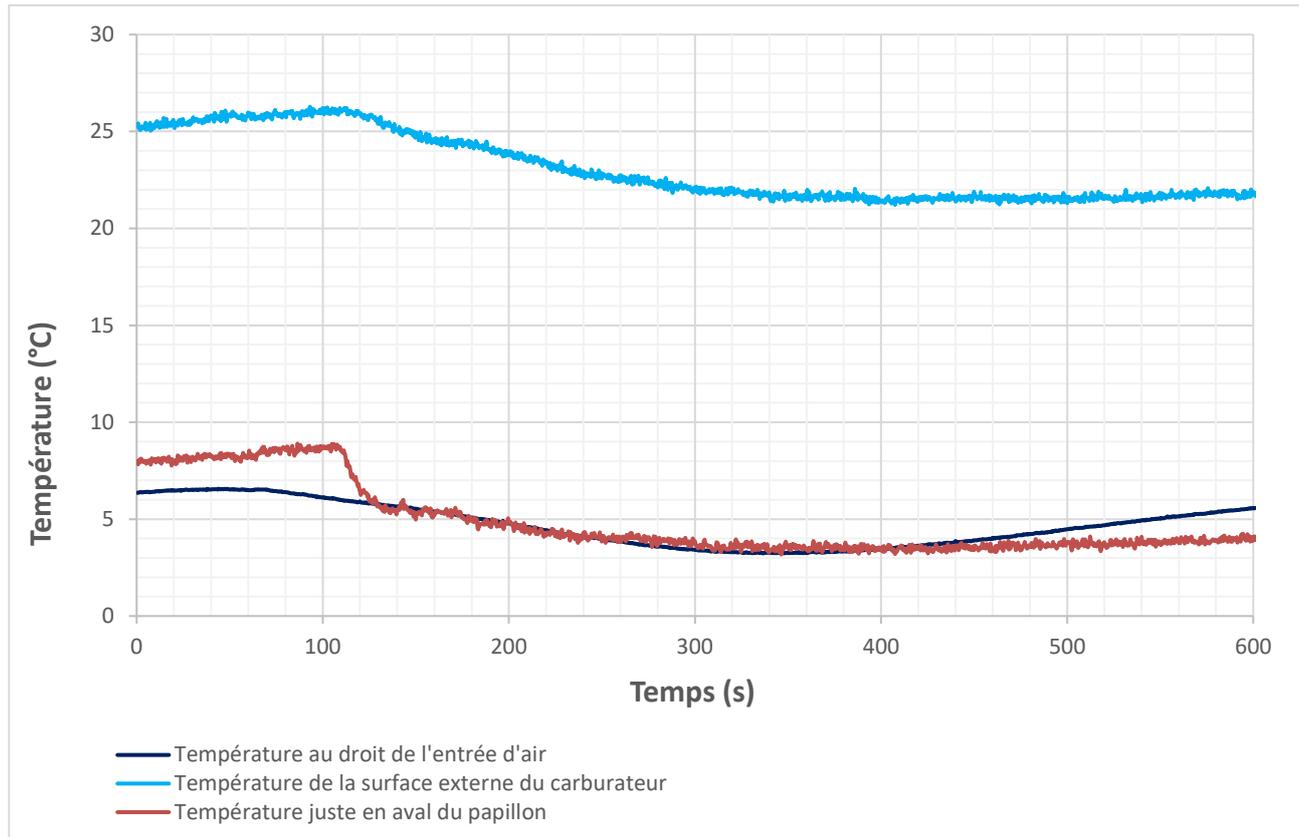


Figure 126 : Évolution de la température de la surface externe et de la température en aval du papillon en fonction de la température au droit de l'entrée d'air

- **Évolution en fonction de l'humidité relative :**

Les points d'essais réalisés ne permettent pas de définir de façon exacte et précise l'influence de l'humidité relative. Les quelques points exploitables semblent montrer :

- une influence nettement moins significative que celle de la température au droit de l'entrée d'air :
- la température de la surface externe et la température en aval du papillon augmentent lorsque l'humidité relative augmente, et inversement.

5 - LES INSTALLATIONS MOTRICES ÉQUIPÉES D'UN MOTEUR ROTAX

5.1. Moteurs Rotax considérés

Les moteurs Rotax (*) considérés dans ce document sont les suivants :

- les moteurs de la série 912 équipés de carburateurs (**Figure 127**) ;
- les moteurs de la série 914 (**Figure 128**).

(*) ne sont considérés que les moteurs dont la composition est celle fournie par Rotax, les modifications non spécifiées par Rotax et les conséquences sur le fonctionnement du système propulsif ne sont pas pris en compte.

Ces moteurs sont des moteurs quatre cylindres boxer, quatre temps, à refroidissement mixte air (cylindres) - eau (culasses). Ils sont couramment utilisés sur les ULM, les avions légers et certains drones.

Les moteurs de la série 914 se distinguent de ceux de la série 912 par l'ajout d'un turbocompresseur.

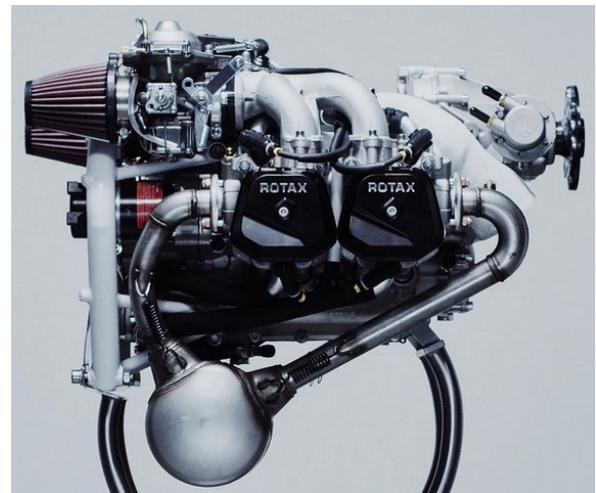


Figure 127 : Moteur Rotax de la série 912
Source : <https://www.flyrotax.com/fr/products/912-ul-a-f>

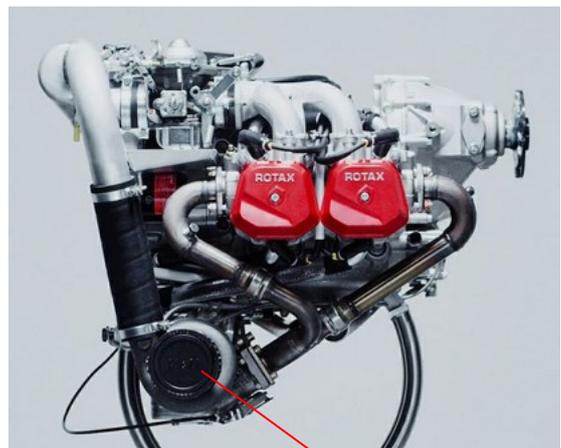
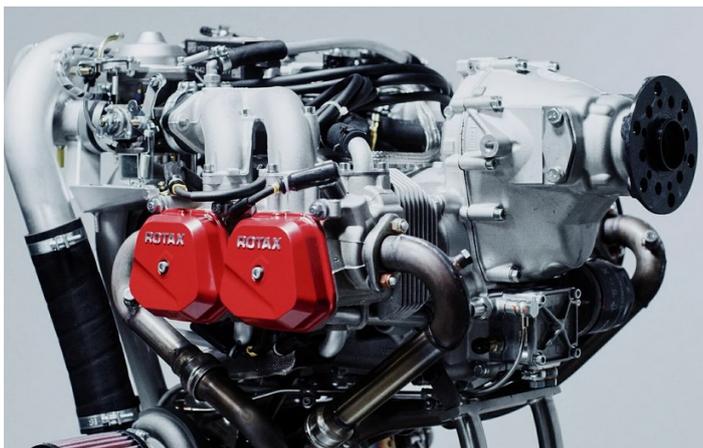


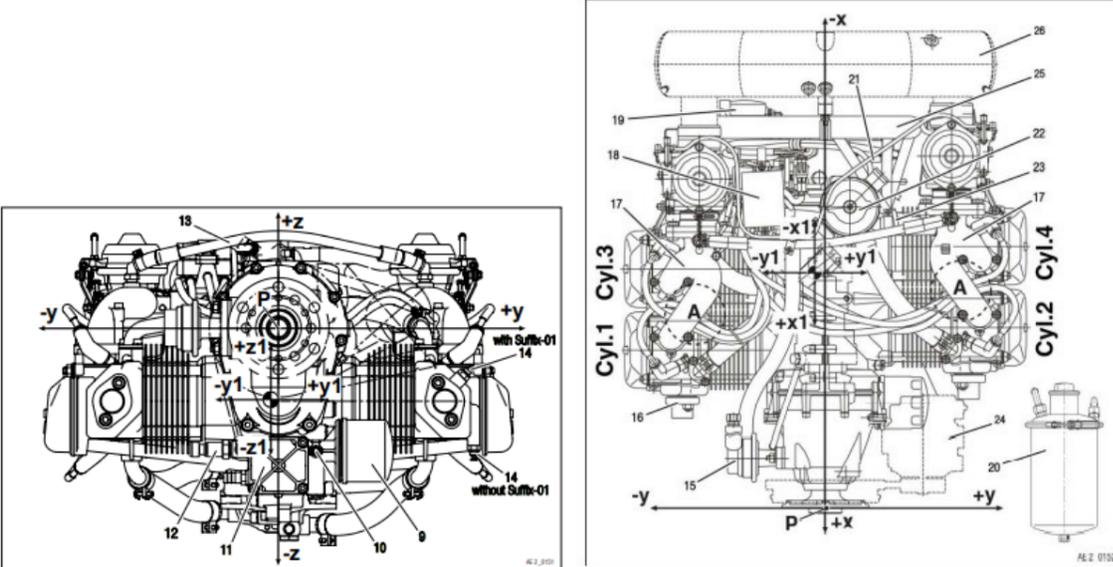
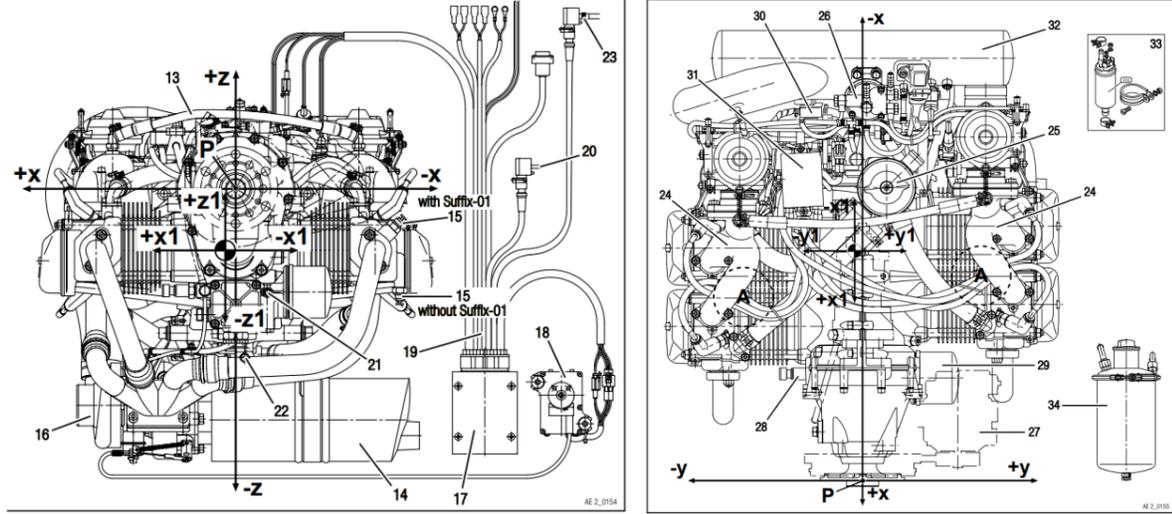
Figure 128 : Moteur Rotax de la série 914
Source : <https://www.flyrotax.com/fr/products/914-ul-f>

Turbocompresseur

Les caractéristiques principales de ces moteurs sont répertoriées dans les tableaux à suivre.

Les parties communes à ces deux séries de moteur sont : la technologie du bloc moteur, leur dispositif d'allumage, leur circuit de refroidissement, leur circuit de lubrification et leur réducteur.

Ces deux séries de moteur se distinguent technologiquement en revanche par leur circuit carburant.

	Série 912	Série 914
Cylindrée	1211 ou 1352 cm^3 selon les versions	1211 cm^3
Masse à sec	57,1 à 61 kg selon les versions	70 à 74,4 kg selon les versions
Dimensions	 <p>Source : Documentation Rotax – Installation Manual – version à jour au 28.01.2022</p> <p>Sur l'axe \vec{x} = 589,5 mm max Sur l'axe \vec{y} = 576 mm max Sur l'axe \vec{z} = 394 mm max</p>	 <p>Source : Documentation Rotax – Installation Manual – version à jour au 28.01.2022</p> <p>Sur l'axe \vec{x} = 665,1 mm max Sur l'axe \vec{y} = 576 mm max Sur l'axe \vec{z} = 531 mm max</p>
Carburants	MOGAS (conseillé) ou AVGAS 100LL Pour l'utilisation du MOGAS, il est précisé des valeurs de RON (indice d'octane Recherche = représente le comportement d'un carburant à bas régime et en accélération) : <ul style="list-style-type: none"> série 912 : RON mini 90 ou RON mini 95 selon les versions série 914 : RON mini 95 	
Taux de compression	9 :1 ou 10.8 :1 selon les versions	9 :1
Performances	Décollage = 80 à 100 hp selon les versions Max continu = 78 à 90 hp selon les versions 75 % = 58 à 68 hp selon les versions 65 % = 50 à 60 hp selon les versions 55 % = 43 à 50 hp selon les versions	Décollage = 115 hp Max continu = 100 hp 75 % = 74 hp 65 % = 64 hp 55 % = 54 hp
Sens de rotation	horaire	
Régimes de rotation	Décollage = 5800 $tr.min^{-1}$ Max continu = 5500 $tr.min^{-1}$ Ralenti mini = 1400 $tr.min^{-1}$	

Série 912

Consommation :

- décollage = 24 ou 27 l.h⁻¹
- max continu = 22,6 ou 25 l.h⁻¹
- 75 % = 16,2 ou 18,5 l.h⁻¹

Pression carburant :

- maximale = 0,4 bars
- minimale = 0,15 bars

L'installation motrice comprend une partie restreinte du circuit carburant de l'avion : les deux carburateurs et une pompe mécanique.

Les carburateurs sont des modèles Bing 64/3, ils sont détaillés dans le chapitre à suivre. Les carburateurs sont positionnés sur la partie supérieure du moteur, de part et d'autre de son axe longitudinal.

Le schéma de principe d'un circuit carburant associé à ce type de moteur est présenté ci-dessous :

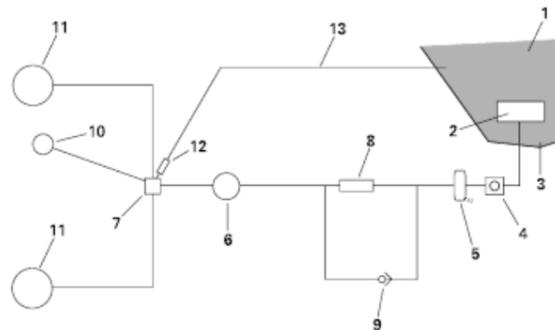


Figure 129 : Schéma du circuit carburant

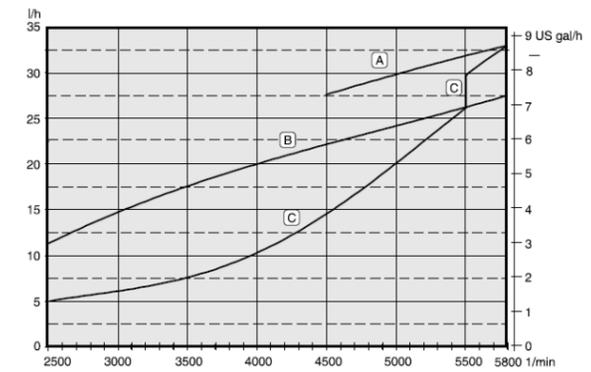
Source : Documentation Rotax – Installation Manual – version à jour au 28.01.2022

Légende :

1	Réservoir	8	Pompe électrique
2	Crépine	9	Bypass
3	Drain	10	Jauge de pression
4	Robinet	11	Carburateurs
5	Filtre	12	Réducteur
6	Pompe mécanique	13	Ligne de retour carburant
7	Contrôleur de pression		

Série 914

Consommation :



- A : courbe moteur (décollage)
- B : courbe moteur (max continu)
- C : courbe de puissance nécessaire pour l'hélice

Pression carburant :

- maximale = Pression Airbox + 0,35 bars
- minimale = Pression Airbox + 0,15 bars
- normal = Pression Airbox + 0,25 bars

Le schéma de principe du circuit carburant est présenté ci-dessous :

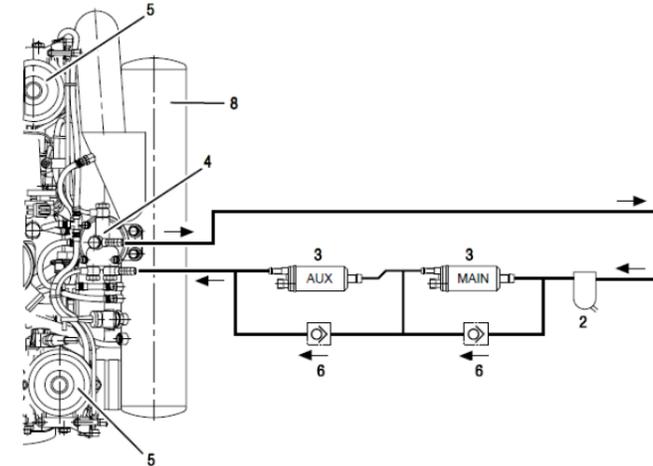


Figure 130 : Schéma du circuit carburant

Source : Documentation Rotax – Installation Manual – version à jour au 28.01.2022

Légende :

1	Alimentation	5	Carburateur
2	Filtre	6	Bypass
3	Pompe électrique	7	Retour
4	Régulateur de pression	8	Airbox

Circuit carburant

Pression d'huile :

- maximale = 7 bars
- minimale = 0,8 bars si <3500 rpm
- normale = 2 à 5 bars

Température d'huile :

- maximale = 140°C ou 130°C
- minimale = 50°C

Consommation maximale = 0,06 l.h⁻¹

Grades d'huile utilisables pour une température extérieure comprise entre 0 et 20°C : SAE 15W50, SAE 15W40, SAE 10W40, SAE 10W30

Les moteurs sont équipés d'un système de lubrification forcée à carter sec avec une pompe à huile principale avec régulateur de pression intégré.

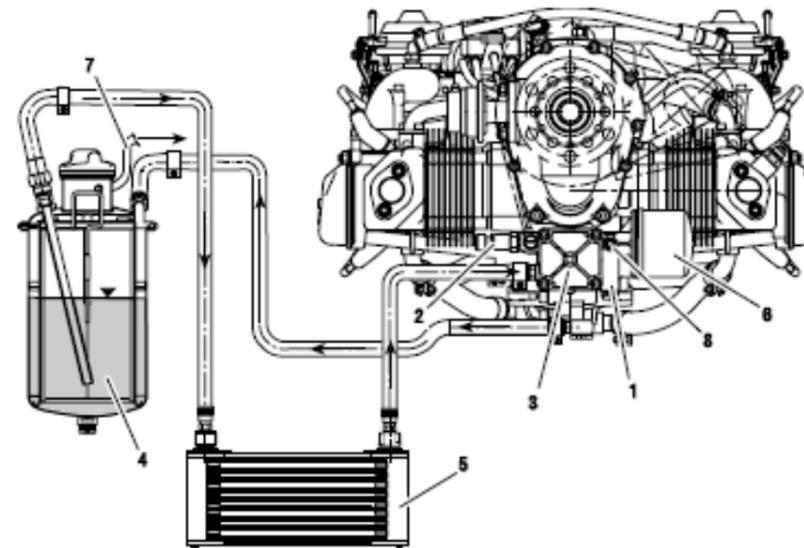


Figure 131 : Schéma du circuit de lubrification

Source : Documentation Rotax – Installation Manual – version à jour au 28.01.2022

Circuit de
lubrification

Légende :

1	Régulateur de pression	5	Radiateur
2	Capteur de pression	6	Filtre
3	Pompe	7	Mise à l'air
4	Réservoir		

Sur la série 914, le turbocompresseur est lubrifié via une conduite d'huile séparée (à partir de la pompe à huile principale). L'huile sortant du turbocompresseur s'accumule dans un petit carter et est aspirée vers la pompe, puis pompée vers le réservoir d'huile principal via la conduite d'huile.

Ordre d'allumage : 1-4-2-3

Le moteur ROTAX est équipé d'une unité d'allumage double de conception à décharge de condensateur, avec un générateur intégré.

Le circuit comprend donc :

- un générateur intégré situé à l'arrière du moteur ;
- deux boîtiers électroniques d'allumage ;
- quatre bobines ;
- des faisceaux ;
- deux bougies par cylindre.

Le schéma de principe du circuit est le suivant :

Allumage

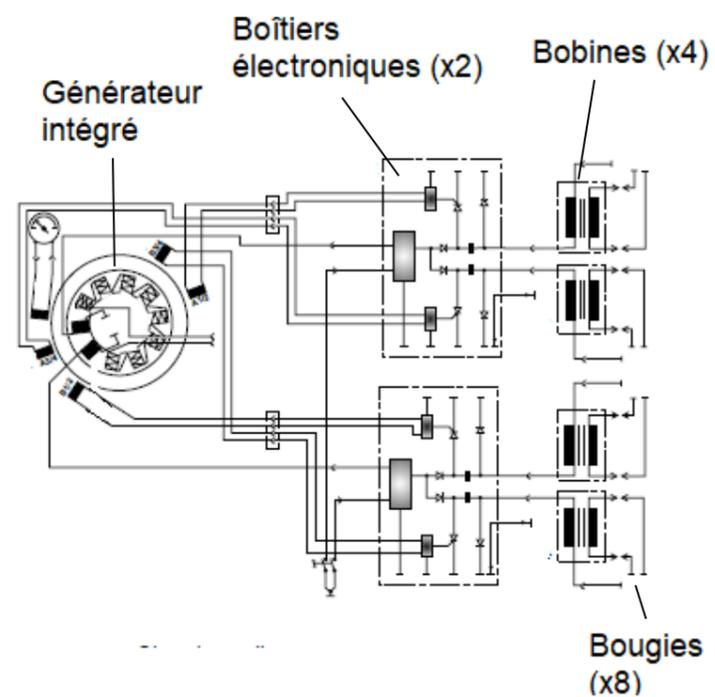


Figure 132 : Schéma du circuit d'allumage

Source : Documentation Rotax – Operator Manual – version à jour au 28.01.2022

Série 912

Série 914

Le système de refroidissement du moteur est conçu pour le refroidissement liquide des culasses et le refroidissement à air dynamique des cylindres. Le système de refroidissement des culasses est un circuit fermé avec un vase d'expansion comme illustré sur le schéma ci-dessous.

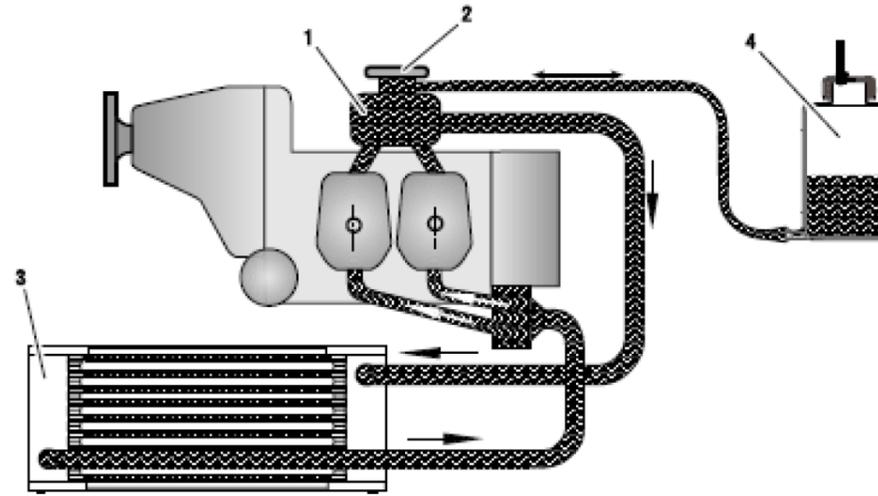


Figure 133 : Schéma du circuit de refroidissement
Source : Documentation Rotax – Installation Manual – version à jour au 28.01.2022

Légende :

1	Vase d'expansion	3	Radiateur
2	Bouchon de pression	4	Réservoir de trop-plein

Réducteur

Chaque moteur est équipé d'un réducteur à engrenage dont le rapport de réduction est 2.27 :1 ou 2.43 :1 selon les versions. La majorité des réducteurs sont équipés d'un dispositif de réduction de couple. L'objectif d'un tel dispositif est de limiter le couple sur le vilebrequin en cas de contact au sol de l'hélice.

Chaque moteur est équipé d'un réducteur à engrenage dont le rapport de réduction est 2.43 :1. La majorité des réducteurs sont équipés d'un dispositif de réduction de couple. L'objectif d'un tel dispositif est de limiter le couple sur le vilebrequin en cas de contact au sol de l'hélice.

Turbocompresseur

Le moteur est équipé d'un turbocompresseur utilisant l'énergie contenue dans les gaz d'échappement pour la précompression de l'air d'admission (pression de suralimentation). Cette pression de suralimentation dans la boîte à air est contrôlée au moyen d'une soupape de décharge associée à la partie turbine du turbocompresseur. L'ouverture ou la fermeture de cette soupape est gérée par un TCU (Turbocharger Control Unit).

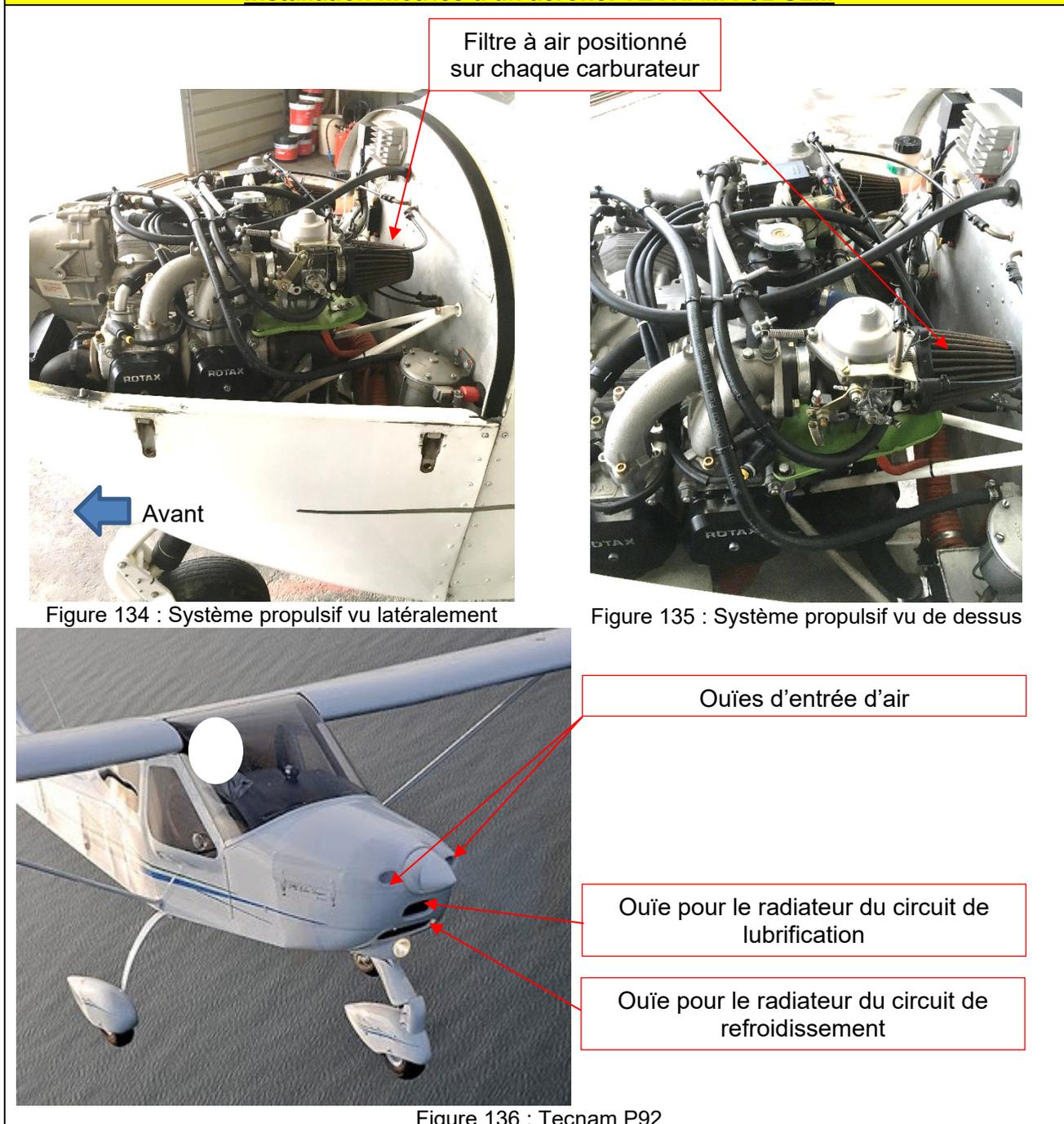
5.2. Présentation des types d'installations motrices

Les installations motrices équipées des moteurs Rotax des séries 912 et 914 sont très diverses.

Ces moteurs peuvent équiper des aéronefs trois axes classiques, ils sont alors en position avant, sous des capotages. Dans cette configuration, on note qu'il existe, pour les moteurs de la série 912, deux types d'alimentation en air des carburateurs :

- Type 1 :
Chaque carburateur est équipé d'un filtre à air. L'air ainsi aspiré par le moteur est puisé sous les capotages. Cet air est renouvelé par les entrées d'air, de dimensions et de positions différentes suivant les aéronefs. La position de ces entrées d'air par rapport aux carburateurs diffère également suivant les aéronefs.
Dans ce cas, on note donc que l'air aspiré par le moteur est un mélange de l'air extérieur et de l'air réchauffé dans l'environnement moteur.

Installation motrice d'un aéronef TECNAM P92 ULM



- Type 2 :

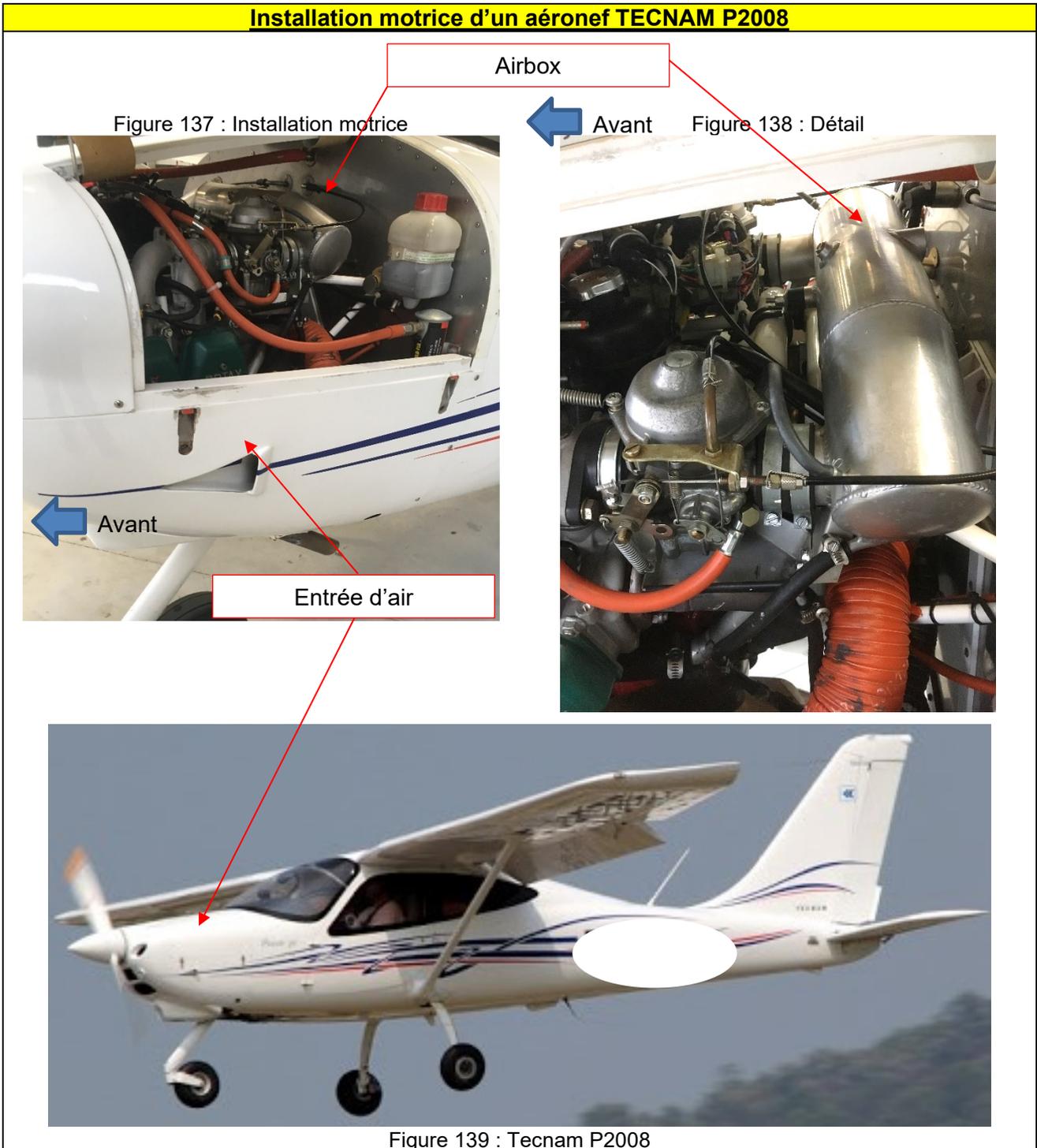
Chaque carburateur est raccordé à une boîte à air (désignée Airbox) située juste en arrière des carburateurs, le long de la cloison pare-feu. Cette boîte à air est raccordée par un boa souple à une entrée d'air.

L'air ainsi aspiré par le moteur provient de l'extérieur.

Ce type d'installation permet l'installation d'un dispositif de réchauffage de l'air fourni aux carburateurs. Le processus consiste à insérer dans cette boîte un air réchauffé autour du silencieux d'échappement.

Pour la série 914, seule cette configuration est utilisée.

Installation motrice d'un avion TECNAM P2008



Ces moteurs peuvent également équiper des aéronefs dont l'installation motrice est en configuration *Push* (hélice propulsive) ou dans des configurations très spécifiques (ex : au-dessus de la cellule, tenu au moyen d'un mat). Le moteur peut être positionné sous des capotages ou non.

La configuration *Push* est en particulier celle des autogires.

Dans cette configuration, on retrouve les deux types d'alimentation en air des carburateurs pour la série 912 décrites précédemment.



Source : <https://www.flywhale.fr/>



Source : <http://www.magnigyro.it/fr/produits/m16-tandem-trainer/>



Source : <http://www.magnigyro.it/fr/produits/m24-orion/>



Source : <http://www.locagyro.com/gamme-ela>



Source : <https://www.flickr.com/photos/jeanpierredewam/33093079968>

Figure 140 : Diverses configurations d'installations motrices

5.3. Présentation du carburateur des séries 912 et 914

Les moteurs Rotax des séries 912 et 914 sont équipés de deux carburateurs Bing 64/3 (Figure 141).

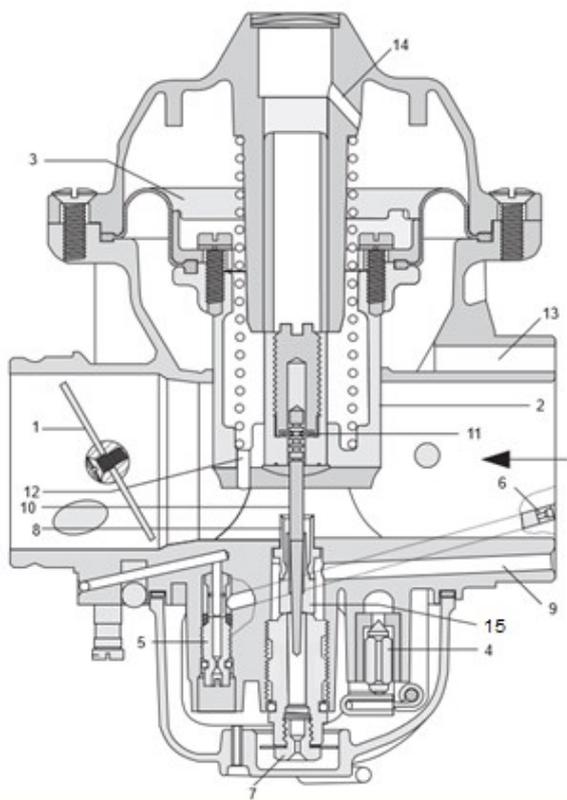


Figure 141 : Vue extérieure d'un carburateur Bing 64/3

Source : <https://www.gyros-evasion.com/fr/carburateurs/508-carburateur-bing-64-pour-moteur-4-temps-rotax.html>

Le carburateur Bing 64/3 est un carburateur à dépression constante, dont le principe de fonctionnement est présenté au chapitre 3.2.

Le schéma ci-dessous présente le carburateur en coupe avec ses composants (Figure 142).



Légende :

1	Vanne à papillon
2	Boisseau
3	Membrane
4	Soupape à pointeau
5	Gicleur de ralenti
6	Canal d'air du gicleur de ralenti
7	Gicleur principal
8	Tube diffuseur
9	Canal d'air du gicleur principal
10	Aiguille
11	Anneau élastique
12	Canal amenant l'air dans la chambre supérieure
13	Canal amenant l'air atmosphérique dans la chambre inférieure
14	Canal d'air
15	Gicleur d'aiguille

Figure 142 : Schéma en coupe du carburateur

Source : Rotax

5.4. Dispositifs existants contre le givrage

Trois types de dispositifs ont été identifiés :

- Sur les installations équipées d'une Airbox, la solution la plus répandue consiste à introduire de l'air réchauffé ayant circulé autour du silencieux de l'échappement. L'arrivée de cet air réchauffé est commandée par le pilote en cabine via une tirette actionnant un volet comme illustré sur le schéma ci-dessous.

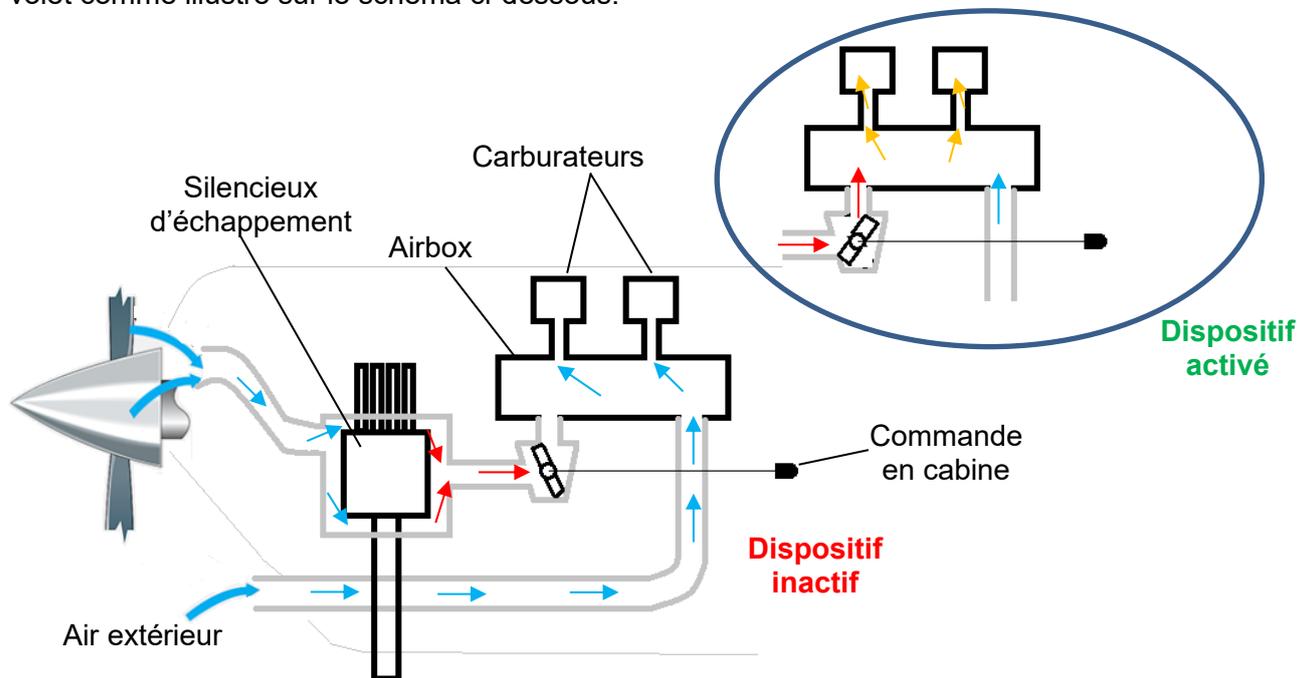


Figure 143 : Schéma de principe du dispositif

Source : BEA

- Le deuxième dispositif consiste à faire circuler le fluide de refroidissement autour de la section de sortie du carburateur, où se situe la vanne à papillon (Figure 144). Ce fluide réchauffé permet de maintenir la zone concernée à une température suffisante pour éviter la formation de glace. Ce type de dispositif est proposé par de nombreux équipementiers, il n'est en revanche pas proposé par Rotax.

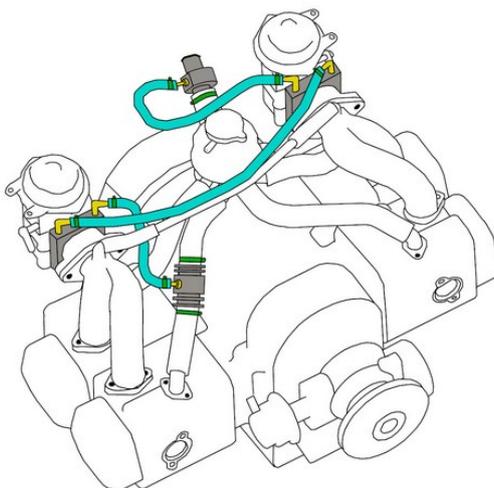


Figure 144 : Schéma de principe du dispositif

Source : <https://www.ulmtechnologie-shop.com/kit-rechauffe-carburateur-par-eau-c2x28123256>

- Le troisième dispositif consiste à positionner sur la surface externe des carburateurs des résistances chauffantes. Cette solution est manifestement très confidentielle.



Figure 145 : Positionnement de résistance chauffante sur la surface extérieure du carburateur

Source : <https://mcr01passion.forumperso.com/t66-givrage-carburateur-rotax>

5.5. Publications

5.5.1. Constructeur d'aéronefs

Cette recherche a consisté à identifier les informations relatives au phénomène du givrage des dispositifs d'admission d'air délivrés par les constructeurs d'aéronefs dans leur manuel de vol. 31 manuels d'aéronefs différents ont été exploités ; 27 concernent des aéronefs 3 axes et 4 concernent des autogires. La liste de ces aéronefs est présentée dans les tableaux à suivre.

L'exploitation de ces manuels a montré que :

- Aucun manuel de vol ne fait référence à un document relatif au phénomène de givrage publié par une autorité.
- Les informations délivrées dans ces manuels sont très variables et très restreintes, voire nulles. Certaines informations techniques sont hétérogènes entre les manuels.
- 14 manuels (45 %) n'évoquent pas ce phénomène.
- 8 manuels (25 %) citent les symptômes du phénomène les plus communs (baisse de puissance, baisse des RPM, vibration, élévation de la température du moteur) et, dans la majorité des cas, indiquent l'utilisation du dispositif de réchauffage et l'importance de quitter la zone considérée.
- 6 manuels (19 %) contiennent un chapitre dédié à ce phénomène. Dans la majorité de ces cas, ce chapitre se décompose en deux parties :
 - une première partie évoquant les symptômes du phénomène : on retrouve les symptômes les plus communs listés précédemment ;
 - une deuxième partie correspondant à une procédure pour la reprise de puissance.

Dans 3 cas, cette procédure est similaire, avec les points suivants :

- l'indication d'une vitesse, qui varie selon les aéronefs entre 80 et 130 km/h ;
- une position de manette de gaz à 1/3, puis après 1 à 2 min une augmentation progressive ;
- si possible, la nécessité de quitter la zone considérée ;
- si la reprise n'intervient pas, il est conseillé la réalisation d'un atterrissage de précaution.

Dans les 3 autres cas, les informations sont variables. Dans deux cas, il est noté que l'apparition d'un tel phénomène est très peu probable en raison de l'installation motrice.

- Des plages de températures dans lesquelles le phénomène de givrage est susceptible d'arriver sont indiquées dans quatre manuels. Les températures sont différentes :
 - Cas 1 : phénomène rencontré préférentiellement entre 5 et 15°C
 - Cas 2 : phénomène pouvant intervenir à des températures voisines de 10°C
 - Cas 3 : phénomène possible lorsque la température est inférieure à 10°C
 - Cas 4 : minimiser le temps de vol entre -5 et 5°C.

Constructeurs	Aéronefs	Moteurs	Version du manuel consultée	Informations délivrées
Aero Ltd	Skyranger	912 UL	Décembre 2006	Aucune
Aeroprakt	A22LS	912 UI ou 912 ULS	?	Aucune
Aeropro	Eurofox	912 UL, 912 ULS, 912 iS et 914 UL	?	<p>Le manuel contient un chapitre dédié au phénomène. Le contenu de ce chapitre est le suivant :</p> <ul style="list-style-type: none"> Le phénomène est rencontré préférentiellement lorsque la température est comprise entre 5 et 15°C. Les symptômes du phénomène sont : une baisse de puissance, une baisse des RPM et une augmentation de la température moteur. La procédure de reprise de puissance est la suivante : <ul style="list-style-type: none"> Vitesse : 80 – 90 km/h IAS Position de la manette de gaz à 1/3 (environ 3500 RPM) Descendre si possible Augmenter progressivement la puissance après 1 à 2 minutes Si aucune reprise n'est constatée, préparer un posé de précaution
Aeroservices Guépard	Super Guépard	912 UL ou 912 ULS		Aucune
Aerospool	WT9 Dynamic	912 ULS	Décembre 2011	Il est simplement indiqué qu'une baisse des performances ou un fonctionnement irrégulier du moteur peut être dû à un phénomène de givrage.
Aquila	AT01	912 S3	Février 2003	Il est juste indiqué que si un phénomène de givrage est identifié, le dispositif de réchauffage doit être utilisé. Les conseils d'utilisation du dispositif sont présentés.
Autogyro	Calidus	912 ULS ou 914 UL	Mars 2016	Il est indiqué qu'une baisse de RPM et des vibrations peuvent les symptômes d'un phénomène de givrage. Si un phénomène de givrage est identifié, il est demandé de maintenir la pleine puissance et de changer d'altitude.
Autogyro	MTO sport 2010		Février 2016	
Autogyro	MTO sport 2017		Avril 2018	
ATEC v.o.s.	Zephyr	912 UL ou 912 ULS	Avril 2001	Aucune
BRM aero	Bristell LSA	912 ULS	Juillet 2011	<p>Le manuel contient un chapitre dédié au phénomène. Le contenu de ce chapitre est le suivant :</p> <ul style="list-style-type: none"> Les symptômes du phénomène sont : une baisse de puissance et une augmentation de la température moteur. La procédure de reprise de puissance est la suivante : <ul style="list-style-type: none"> Vitesse : 70 kt IAS Position de la manette de gaz à 1/3 Descendre si possible Augmenter progressivement la puissance après 1 à 2 minutes Si aucune reprise n'est constatée, préparer un posé de précaution
BRM Land Africa	Okavango	912 UL ou 912 ULS	Janvier 2010	Aucune
Comco Ikarus	C42	912 UL ou 912 ULS	Juin 2019	Il est juste indiqué que si un phénomène de givrage est identifié (baisse de RPM, augmentation de la consommation carburant, vibration) le dispositif de réchauffage doit être utilisé et un changement d'altitude doit être réalisé.
Czech sport aircraft	PS28 cruiser	912 S2	Juin 2014	Il est juste indiqué que si un phénomène de givrage est identifié (baisse de la puissance et augmentation de la température) le dispositif de réchauffage doit être utilisé.
DTA	J-RO	912 ULS ou 914	Décembre 2012	Il est juste indiqué que si un phénomène de givrage est identifié (baisse de la puissance, fluctuation des RPM et vibrations) le dispositif de réchauffage doit être utilisé, le régime ne doit pas être réduit et un changement d'altitude doit être réalisé.
Dynaero	MCR 4S	912 S ou 914	Août 2003	Aucune
Ekolot	Topaz	912 UL	Mai 2017	Aucune
Ekolot	JK-05L Junior		Septembre 2001	Aucune

Constructeurs	Aéronefs	Moteurs	Version du manuel consultée	Informations délivrées
Evektor	Eurostar SL	912 UL ou 912 ULS	Février 2008	Le manuel contient un chapitre dédié au phénomène. Le contenu de ce chapitre est le suivant : <ul style="list-style-type: none"> • Les symptômes du phénomène sont : une baisse de puissance et une augmentation de la température moteur. • La procédure de reprise de puissance est la suivante : <ul style="list-style-type: none"> - Vitesse : 60 kt IAS - Position de la manette de gaz à 1/3 - Descendre si possible - Augmenter progressivement la puissance après 1 à 2 minutes - Si aucune reprise n'est constatée, préparer un posé de précaution
FKlightplanes	FK14B	912 ULS ou 912 iS	Octobre 2015	Aucune
Flight design	CT2K	912 UL ou 912 ULS	Juin 2005	Il est juste indiqué que si un phénomène de givrage est identifié, le dispositif de réchauffage doit être utilisé.
Humbert Aviation	Tetras	912 UL	Janvier 2004	Le manuel contient un chapitre dédié au phénomène. Le contenu de ce chapitre est le suivant : <ul style="list-style-type: none"> • Le type de carburateur utilisé et sa position empêche le phénomène de givrage. • Si un phénomène de givrage est identifié, le moteur doit être positionné plein gaz.
I.C.P.	Savannah	912 UL, 912 ULS ou 912 iS	Août 2012	Aucune
Issoire Aviation	APM 20 Lionceau	912 A2	Décembre 2010	Il est juste indiqué que si un phénomène de givrage est identifié, le dispositif de réchauffage doit être utilisé et le moteur doit être positionné plein gaz.
Pipistrel	Virus SW	912 UL ou 912 ULS	Janvier 2009	Le manuel contient un chapitre dédié au phénomène. Le contenu de ce chapitre est le suivant : <ul style="list-style-type: none"> • Les symptômes du phénomène sont : une baisse de puissance et un son grave du moteur. • Le phénomène peut intervenir à des températures voisines de 10°C. • Le risque de givrage est faible car l'entrée d'air est située proche du radiateur du circuit de refroidissement, augmentant ainsi la température. • Si un phénomène de givrage est identifié, un changement d'altitude doit être réalisé ou un atterrissage de précaution doit être réalisé en cas de perte de puissance complète.
Rans Aircraft	S-6S Coyote II	912 UL	Octobre 1993	Aucune
Tecnam	P92	912 UL ou 912 ULS	Février 2007	Aucune
Tecnam	P2008	912 S2	Juillet 2013	Le manuel contient un chapitre dédié au phénomène. Le contenu de ce chapitre est le suivant : <ul style="list-style-type: none"> • Le phénomène est possible lorsque les RPM sont faibles, que la visibilité est mauvaise et que la température est inférieure à 10°C. • Si le phénomène est identifié, la procédure est la suivante : <ul style="list-style-type: none"> - Activer le dispositif de réchauffage. - Sortir de la zone considérée. - Augmenter le régime moteur.
Tomark Aero	Viper SD4	912 ULS	Février 2017	Il est indiqué qu'une baisse de puissance et une modification de la richesse du mélange peuvent être les symptômes d'un phénomène de givrage. Pour éviter le phénomène, il est précisé de minimiser le temps de vol entre -5 et 5°C et d'utiliser le dispositif de réchauffage.
Van's Aircraft	RV12	912 ULS	Juin 2018	Aucune
Zenair	Zodiac CH650B	912 UL ou 912 ULS	Juin 2012	Aucune

5.5.2. Constructeur Rotax

Cette recherche a consisté à identifier les informations relatives au phénomène du givrage délivrées par le constructeur Rotax dans ses divers manuels. Les manuels exploités ont été systématiquement les versions les plus récentes (mars 2020), disponibles à l'adresse suivante : <https://www.flyrotax.com/services/technical-documentation.html>.

Pour chaque série de moteur, 912 et 914, les informations identifiées sont présentes dans les manuels suivants :

- installation manual ;
- operator manual ;
- maintenance manual.

Les informations communes aux deux séries de moteur transmises dans ces manuels sont les suivantes :

- Le phénomène de givrage est une cause commune de dysfonctionnement moteur.
- Le phénomène peut intervenir dans le venturi et la vanne à papillon en raison de l'évaporation du carburant. Il conduit alors à une baisse de puissance et une modification de la richesse.
- La seule solution efficace contre ce phénomène est le dispositif de réchauffage. Ce dernier entraîne toutefois une baisse des performances en raison de l'abaissement de la densité de l'air résultante.
- La présence d'eau dans le carburant peut entraîner l'apparition de glace dans les tuyauteries, les filtres et les injecteurs.

Concernant la série 914, il est précisé que ce type de moteur n'a normalement pas besoin de dispositif de réchauffage en raison de l'utilisation du turbocompresseur, induisant naturellement un réchauffage de l'air admis dans les carburateurs.

5.5.3. Articles, sites internet et forums

Seuls deux articles scientifiques traitant d'essais en vol réalisés sur des aéronefs équipés de moteurs Rotax ont été identifiés. Ces deux articles ont été publiés par le même auteur, ces travaux ont été réalisés dans le cadre d'études à l'université militaire de technologie de Pologne. Ces articles sont les suivants :

Article
Auteur : Ryszard Chachurski Date de publication : 2008 INVESTIGATION OF SUSCEPTIBILITY TO ICING OF AIRCRAFT PISTON ENGINE ROTAX 447 UL SDCI https://www.google.com/url?sa=t&rct=j&q=&esrc=s&source=web&cd=&cad=rja&uact=8&ved=2ahUKEwi248PpyKz2AhWk4YUKHSBJB_gkQFnoECAUQAQ&url=https%3A%2F%2Fyadda.icm.edu.pl%2Fyadda%2Felement%2Fbwmeta1.element.baztech-article-BUJ5-0034-0007%2F%2Fhttpwww_bg_utp_edu_plartjok32008jo20kones20200820no20320vol201520chachurski.pdf&usg=AOvVaw3wsslxnrY9kQsXdjaZw7Qt
Auteur : Ryszard Chachurski Date de publication : 2016 IN-FLIGHT TESTING OF THE SUSCEPTIBILITY TO ICING OF THE INDUCTION SYSTEM OF THE ROTAX 582 ENGINE https://www.academia.edu/35612894/IN_FLIGHT_TESTING_OF_THE_SUSCEPTIBILITY_TO_ICING_OF_THE_INDUCTION_SYSTEM_OF_THE_ROTAX_582_ENGINE

Dans ces études, les moteurs Rotax considérés sont les modèles suivants :

- Rotax 447 ;
- Rotax 582.



Figure 146 : Moteur Rotax 447
Source : Rotax



Figure 147 : Moteur Rotax 582
Source : Rotax

Ces deux moteurs sont des moteurs bicylindres en ligne deux temps.

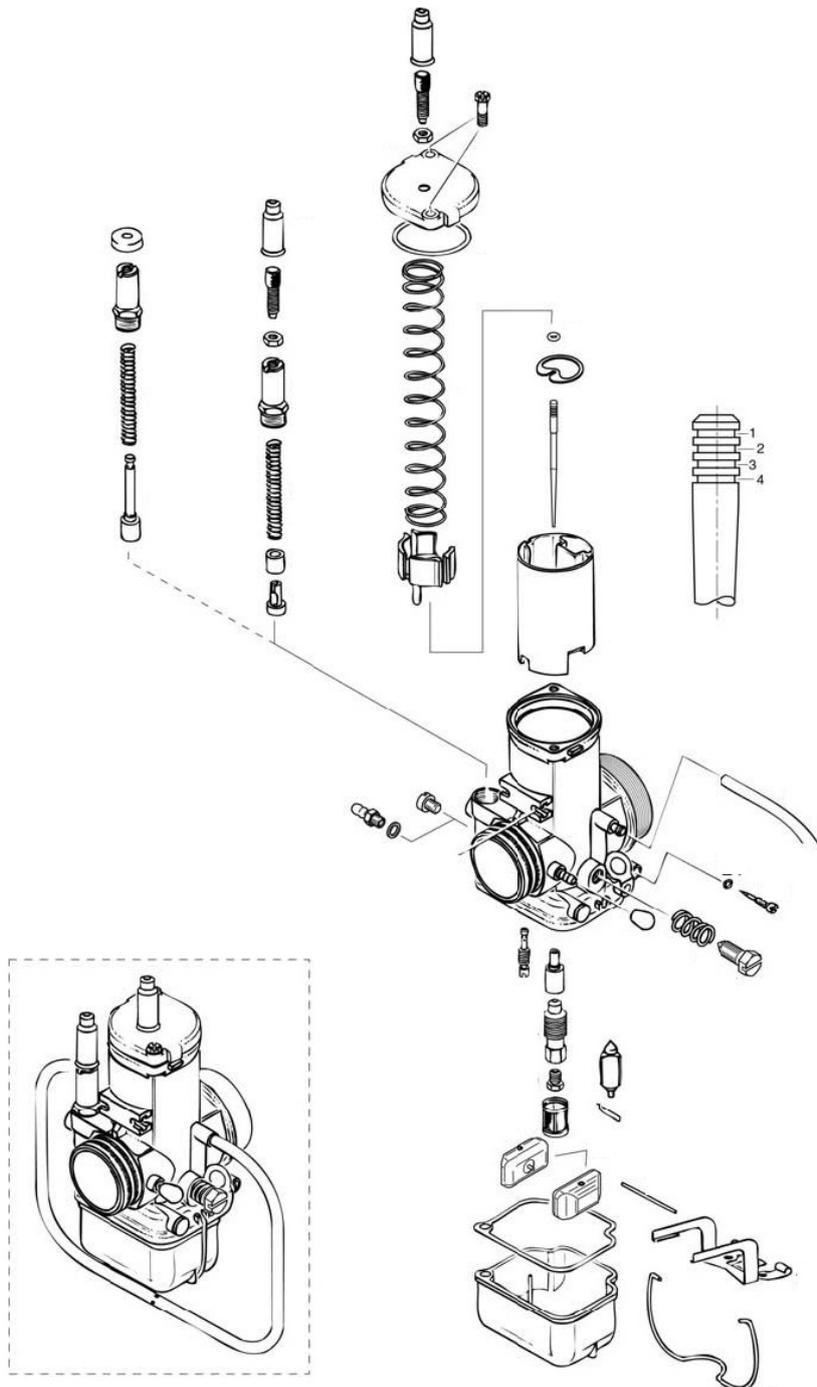
Le modèle 447 est à refroidissement à air, équipé d'un carburateur Bing 54.

Le modèle 582 est à refroidissement liquide, équipé de deux carburateurs Bing 54.

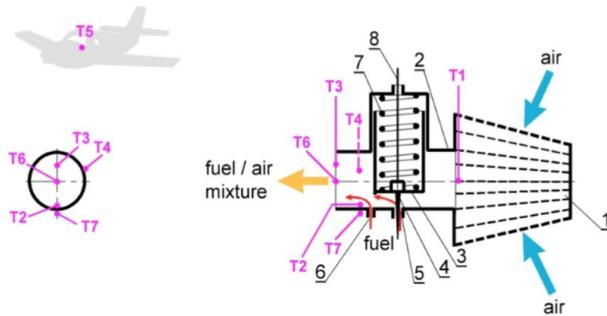
Le carburateur Bing 54 est un carburateur à dépression constante. Il se distingue du modèle Bing 64/3 présenté au chapitre 7.3 par la commande directe du boisseau par la commande des gaz.



Figure 148 : Vue extérieure d'un carburateur Bing 54
Source : <https://www.finesse-max.com/rotax/1015-pointeau-de-carburateur-bing-54.html>



Ces articles présentent les résultats de mesures réalisés en vol. Pour réaliser ces mesures, l'auteur a instrumenté le carburateur et son environnement direct avec des thermocouples. Le schéma ci-dessous présente l'instrumentation mise en œuvre sur un carburateur du moteur 582.



Légende :

1	Filtre
2	Canal d'entrée du carburateur
3	Boisseau
4	Aiguille
5	Puit d'aiguille
6	Orifice de ralenti
7	Ressort de rappel
8	Câble de commande du boisseau
T1 à T7	Thermocouples Le thermocouple T5 a été positionné à l'extérieur de l'aéronef.

Figure 149 : Instrumentation réalisée sur le carburateur du moteur 582

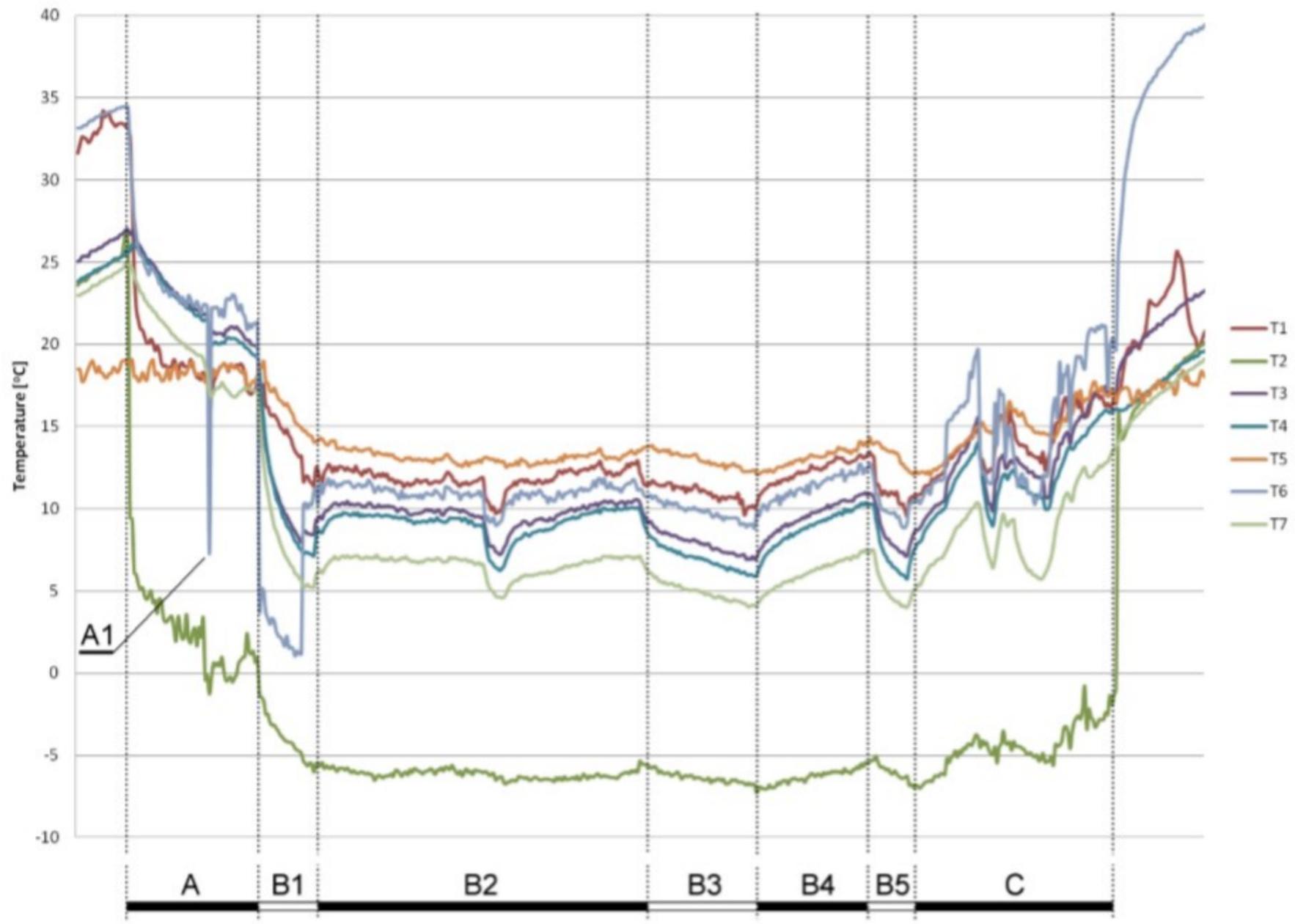
Source : *IN-FLIGHT TESTING OF THE SUSCEPTIBILITY TO ICING OF THE INDUCTION SYSTEM OF THE ROTAX 582 ENGINE* _ Ryszard Chachurski _ 2016

Ces essais ont montré que :

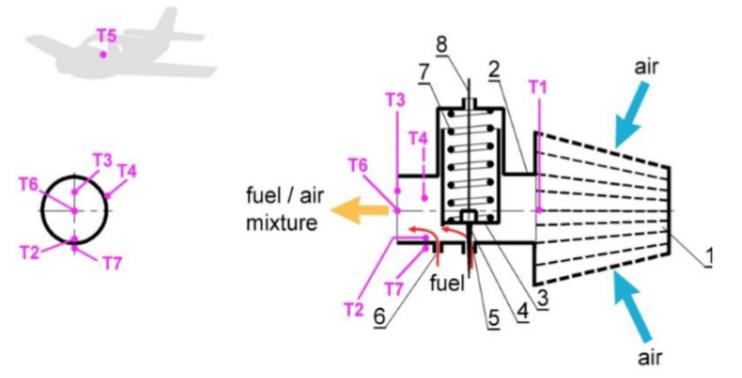
- malgré les conditions météo durant les essais propices au phénomène de givrage (d'après le diagramme proposé par l'EASA), ce phénomène n'a pas été rencontré ;
- la baisse de température maximale est enregistrée dans la zone de vaporisation du carburant, ce qui montre l'importance de ce phénomène dans ce type de carburateur (baisse de température jusqu'à 30°C sur le moteur 447 et jusqu'à 20°C sur le moteur 582) ;
- la baisse de température des parois du carburateur est en revanche très faible.

Dans l'article le plus récent, l'auteur explique l'absence de givrage par le fait que les parois du carburateur ne subissent pas une baisse de température significative en fonctionnement, ne permettant pas à la glace de se former.

Le graphique ci-dessous montre les données acquises sur un vol sur le moteur 582. Pour ce vol, les conditions au sol, au décollage, étaient les suivantes : température = 18°C / humidité relative = 35 à 45 %.



- A : Aéronef au sol
- B1 : Montée
- B2 : Croisière
- B3 : Évitement d'obstacle
- B4 : Croisière
- B5 : Évitement d'obstacle
- C : Approche, descente et atterrissage



Source : IN-FLIGHT TESTING OF THE SUSCEPTIBILITY TO ICING OF THE INDUCTION SYSTEM OF THE ROTAX 582 ENGINE _ Ryszard Chachurski _ 2016

Les forums listés ci-dessous ont été parcourus afin d'identifier les informations délivrées sur le phénomène de givrage associé aux moteurs Rotax :

- <https://www.rotax-owner.com/en/forum>
- <https://www.rotaryforum.com/threads/rotax-carb-ice.32926/>
- https://groups.google.com/forum/#!topic/rec.aviation.homebuilt/DDHtvq_ZwhU
- <https://forums.flyer.co.uk/viewtopic.php?t=81862>
- <http://www.microlightforum.com/archive/index.php/t-7287.html>
- <https://www.pprune.org/archive/index.php/t-601742.html>
- <http://www.vansairforce.com/community/archive/index.php?t-93548.html>
- <https://www.recreationalflying.com/threads/carb-ice-and-912-rotax.14053/>
- <https://www.homebuiltairplanes.com/forums/threads/carb-ice.22849/page-3>
- <https://forums.bmaa.org/forum/aircraft-specific-forums/shadow/16644-rotax-582-carb-icing?17656-Rotax-582-Carb-Icing=>
- <https://www.euroga.org/forums/hangar-talk/7915-how-do-some-aircraft-designs-avoid-carburettor-icing>
- <https://teamkitfox.com/Forums/threads/2132-912S-Carb-Heat-or-Not/page3>
- <https://backcountrypilot.org/forum/carb-ice-rotax-582-2-stroke-23420>
- <https://mcr01passion.forumperso.com/t66-givrage-carburateur-rotax>

Sur ces forums, les propos des utilisateurs sont généralement prudents. Beaucoup d'entre eux exposent leur expérience, avec des phénomènes de givrage constatés au sol et en vol. Ils insistent beaucoup sur l'utilisation du dispositif de réchauffage. De rares utilisateurs semblent sous-estimer la probabilité de l'apparition du phénomène sur les moteurs Rotax sans argument scientifique. Ces utilisateurs ne citent pas ou très peu les diagrammes proposés par les autorités.

5.6. Mesures sur aéronefs

5.6.1. Objectifs

L'objectif est de mieux connaître les conditions de fonctionnement des carburateurs équipant les moteurs Rotax des séries 912 et 914, sur des aéronefs de « série ».

Cette meilleure compréhension des conditions de fonctionnement doit permettre au BEA d'être plus critique sur la propension de telles installations motrices à être influencées par le phénomène de givrage.

Pour cela, une campagne de mesures a été réalisée en vol sur des aéronefs en service équipés de moteurs Rotax, et au sol sur un moteur installé dans un banc d'essais.

Pour les moteurs dont les carburateurs sont équipés de filtres (installation désignée « type 1 » dans le § 5.2), les mesures ont consisté à mesurer la température et l'hygrométrie au plus près des carburateurs, sous les capotages, et de comparer ces données à celles mesurées à l'extérieur de l'aéronef.

En effet, à ce jour, l'étude post-accident du phénomène de givrage se base essentiellement sur les conditions extérieures et souvent celles au sol fournies par Météo France lors de l'événement. Ces mesures doivent permettre d'identifier ou non des écarts entre ces conditions extérieures et celles rencontrées par les carburateurs.

Pour les moteurs dont les carburateurs sont associés à une Airbox (installation désignée « type 2 » dans le § 5.2), les mesures ont consisté à mesurer la température et l'hygrométrie dans l'Airbox et de comparer ces données à celles mesurées à l'extérieur de l'aéronef.

Pour compléter ces mesures réalisées sur divers aéronefs, des mesures complémentaires ont été effectuées sur un moteur Rotax 914 appartenant au BEA, au banc d'essais de l'ENAC de Castelnaudary. Sur ce moteur, les carburateurs sont associés à une Airbox. Le banc d'essais utilisé permet de tester ce moteur dans les conditions atmosphériques du jour. Durant ces essais, le moteur est couplé à une hélice tripale DUC WINDSPOON.

Les essais menés sur ce moteur 914 ont eu pour principal objectif de mieux appréhender les conséquences de l'ajout d'un turbocompresseur sur un tel moteur (élévation de la température associée).

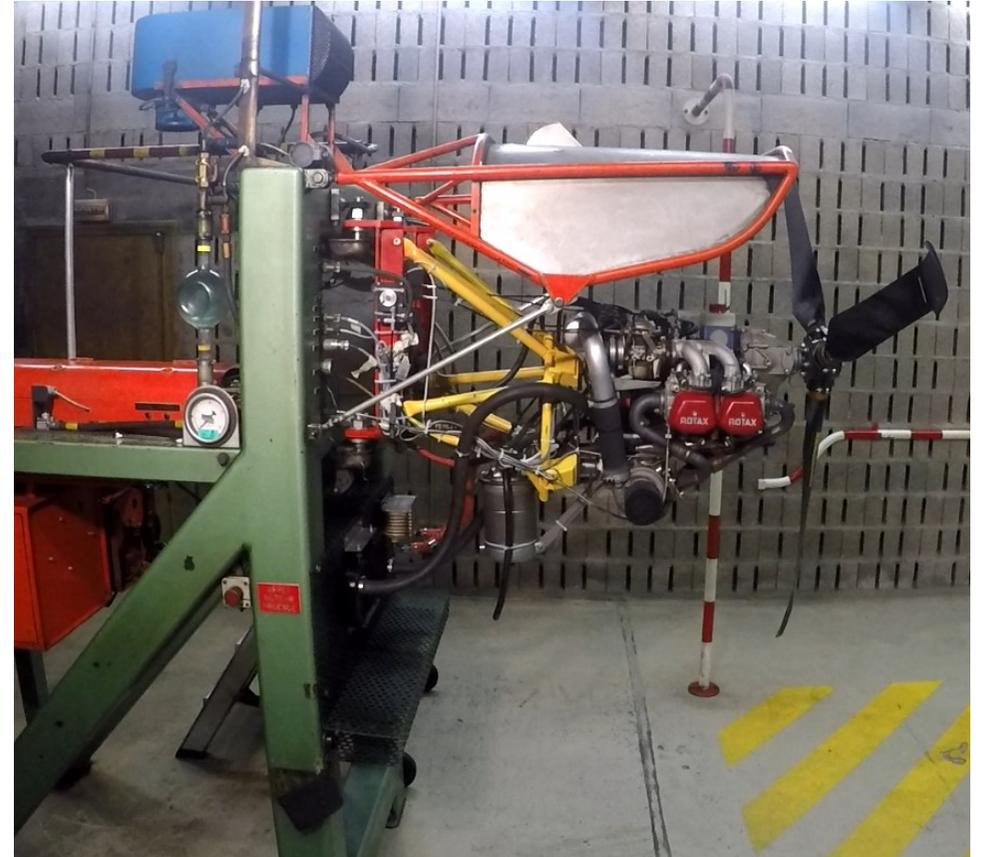


Figure 150 :Moteur Rotax 914 du BEA installé au banc d'essais de l'ENAC Castenaudary
Source : BEA

5.6.2. Moyens de mesures

Deux types de capteurs ont été utilisés :

- **Capteur iButton Hygrochron, référence DS1923 :**

Ces capteurs de très faibles dimensions permettent d'enregistrer la température et l'hygrométrie à plusieurs fréquences d'acquisition. Ces capteurs sont « autonomes », ils ne nécessitent pas d'être branchés à une unité de traitement ou une source d'énergie externe durant l'acquisition des données.

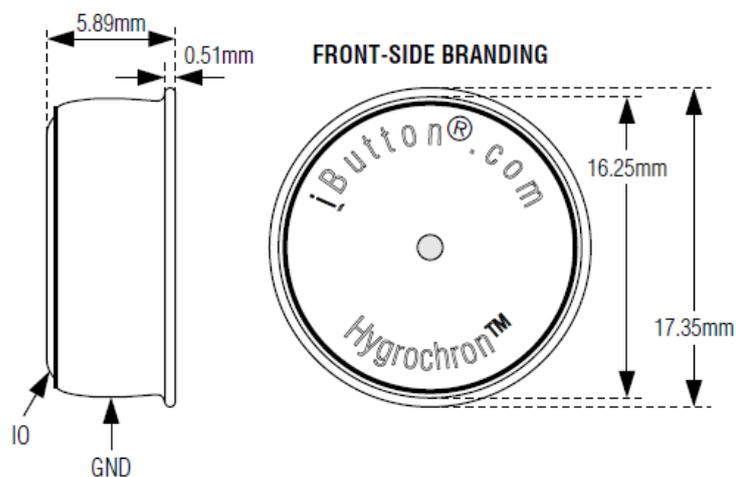
Avant la série de mesures souhaitées, les capteurs sont programmés. A l'issue de l'acquisition des données, ces dernières sont simplement récupérées au moyen d'un PC et d'une interface dédiée. Les capteurs acquis par le BEA ont d'abord été contrôlés avant la campagne de mesures en les positionnant dans une enceinte climatique contrôlée.



Figure 151 : Capteurs iButton

Source : https://www.embeddeddatasystems.com/DS1923-F5--Hygrochron-Temperature-Humidity-iButton_p_101.html

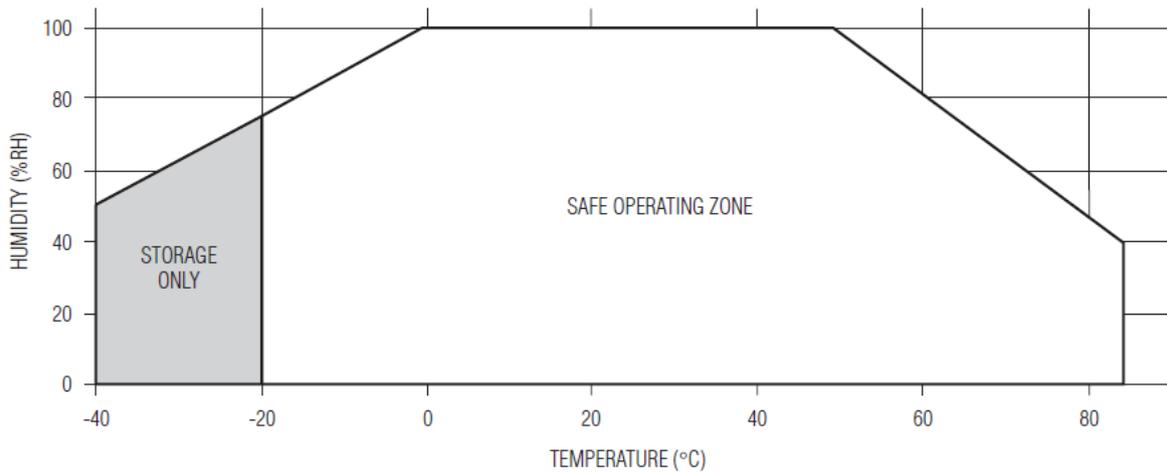
Dimensions :



Source : <https://www.ibuttonshop.com/ds1923-f5>

Taux d'échantillonnage : 1 s à 273 h

Conditions d'utilisation :



Source : <https://www.ibuttonshop.com/ds1923-f5>

- Thermocouples de type K, associés à une unité d'acquisition des données :



Figure 152 : Thermocouple

Source : <https://www.onsetcomp.com/products/sensors/tc6-k/>



Figure 153 : Unité d'acquisition

Source : <https://www.onsetcomp.com/products/data-loggers/ux120-014m>

L'unité d'acquisition est autonome, elle ne nécessite pas d'être branchée à source d'énergie externe durant l'acquisition des données. Elle peut recevoir quatre thermocouples et acquérir leurs données simultanément.

5.6.3. Mesures réalisées sur les aéronefs

5.6.3.1 – Première série de mesures

Une première série de mesures a été réalisée sur les trois aéronefs listés ci-dessous. Ces aéronefs appartiennent à la flotte proposée par la société Vaucluse ULM dont le propriétaire est le responsable sécurité à la Fédération Française d'ULM.

- Autogire Magny M16 (installation motrice non carénée), équipé d'un moteur Rotax 914 dont les carburateurs sont associés à une Airbox (Figure 154) ;
- Autogire Magny M24 (installation motrice carénée), équipé d'un moteur Rotax 914 dont les carburateurs sont associés à une Airbox (Figure 155) ;
- Aéronef multiaxes Aeroprakt A22 (Figure 156), équipé d'un moteur Rotax 912is, équipé d'un dispositif d'injection. L'utilisation d'un dispositif d'injection évite le problème de givrage. Les conditions dans l'environnement moteur sont en revanche identiques à celles d'un moteur identique à carburateur. La prise en compte de cet aéronef reste donc intéressante.



Figure 154 : Magny M16

Source : <https://vaucluse-ulm.com/appareils/>



Figure 155 : Magny M24

Source : <https://vaucluse-ulm.com/>



Figure 156 : Aeroprakt A22

Source : <https://vaucluse-ulm.com/appareils/>

Cette première série de mesures a consisté à mettre en œuvre uniquement les capteurs iButton, de vérifier leur fonctionnalité et d'adapter de nouveaux moyens de mesure pour les séries à suivre. La position des capteurs sur chaque machine est précisée dans le tableau à suivre.

Magny M16

Deux capteurs ont été positionnés :

- un capteur sur la jambe de train gauche, pour acquérir les conditions extérieures ;
- un capteur positionné sur la partie supérieure de l'Airbox, côté gauche.

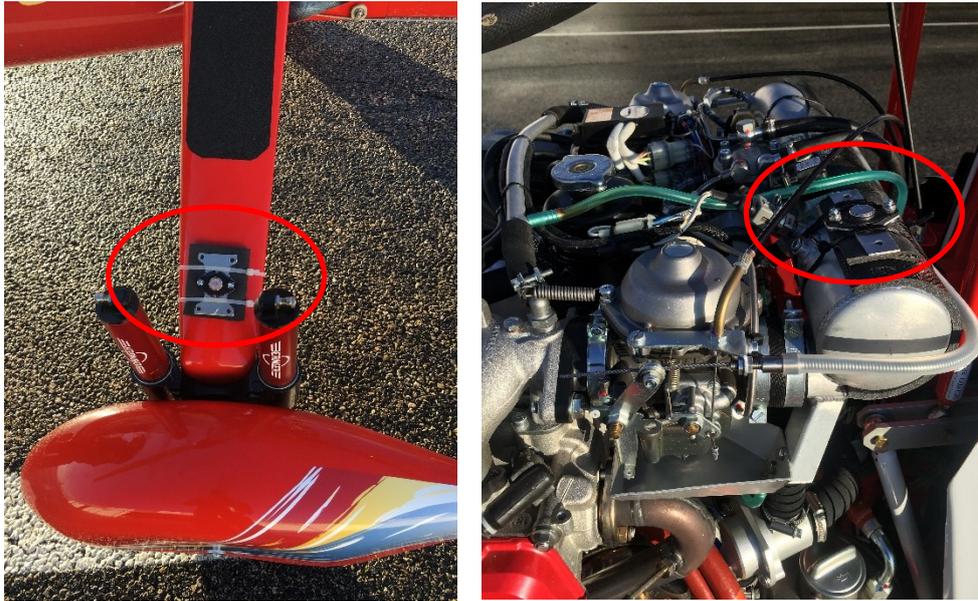


Figure 157 : Position des capteurs

Source : Vaocluse ULM

Magny M24

Deux capteurs ont été positionnés :

- un capteur sur la jambe de train gauche, pour acquérir les conditions extérieures ;
- un capteur positionné sur la partie supérieure de l'Airbox, côté gauche.

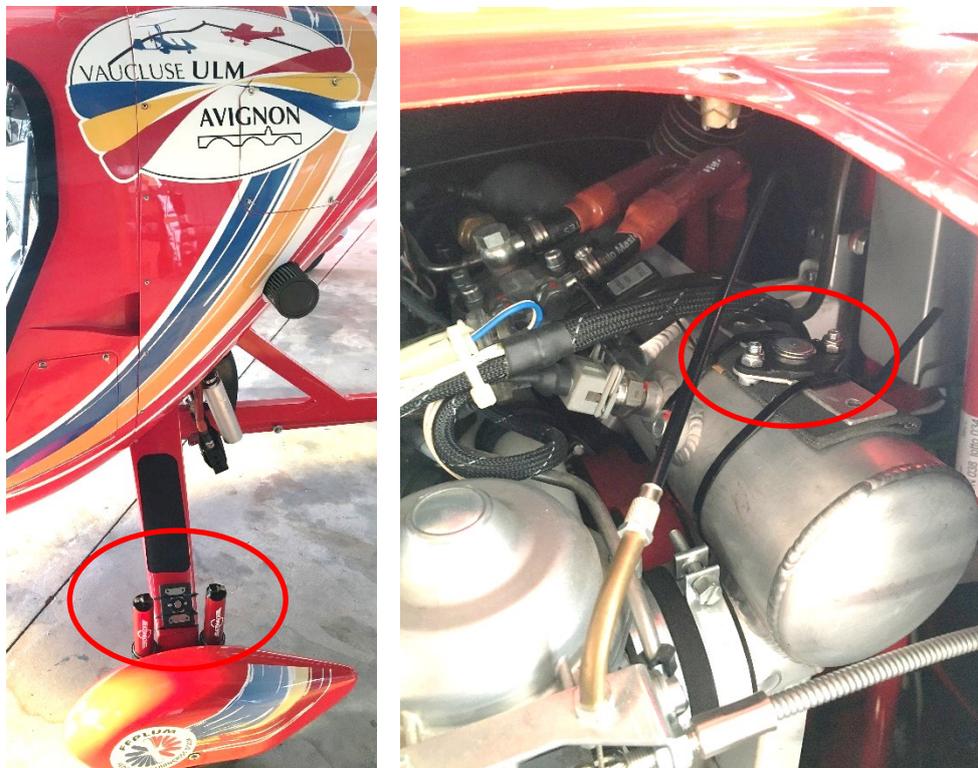


Figure 158 : Position des capteurs

Source : Vaocluse ULM

Aeroprakt A22	Deux capteurs ont été positionnés : <ul style="list-style-type: none">• un capteur sur le hauban droit, pour acquérir les conditions extérieures ;• un capteur positionné sous les capotages, à équidistance des deux carburateurs.
---------------	--

La procédure mise en œuvre a consisté, avant chaque vol, à récupérer les conditions météo du moment, puis, au retour de chaque vol, de noter si des symptômes d'un givrage avaient été ressentis.

Les résultats obtenus sont présentés dans les tableaux à suivre :

Magny M16

Les mesures dont les données sont présentées ci-dessous ont été réalisées le 12 décembre 2019.

Les conditions météo disponibles au sol avant ce vol étaient les suivantes :

- vent à 7 nœud, au 300 ;
- température = 9°C ;
- point de rosée = 1°C ;
- Pression atmosphérique = 1011 hPa.

Si on repositionne ces conditions dans le diagramme proposé par l'EASA, ces conditions étaient propices au givrage sévère en descente et au givrage modéré en croisière.

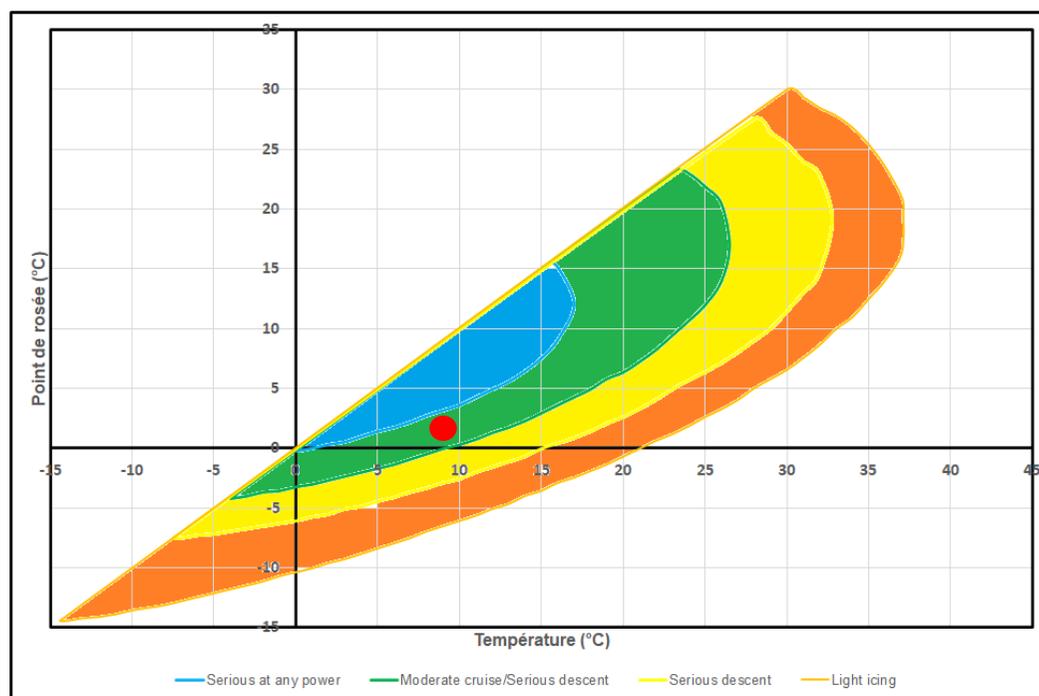


Figure 159 : Repositionnement des conditions météo dans le diagramme EASA

Source : BEA

Les symptômes du givrage n'ont pas été identifiés durant ce vol.

Mesures de température

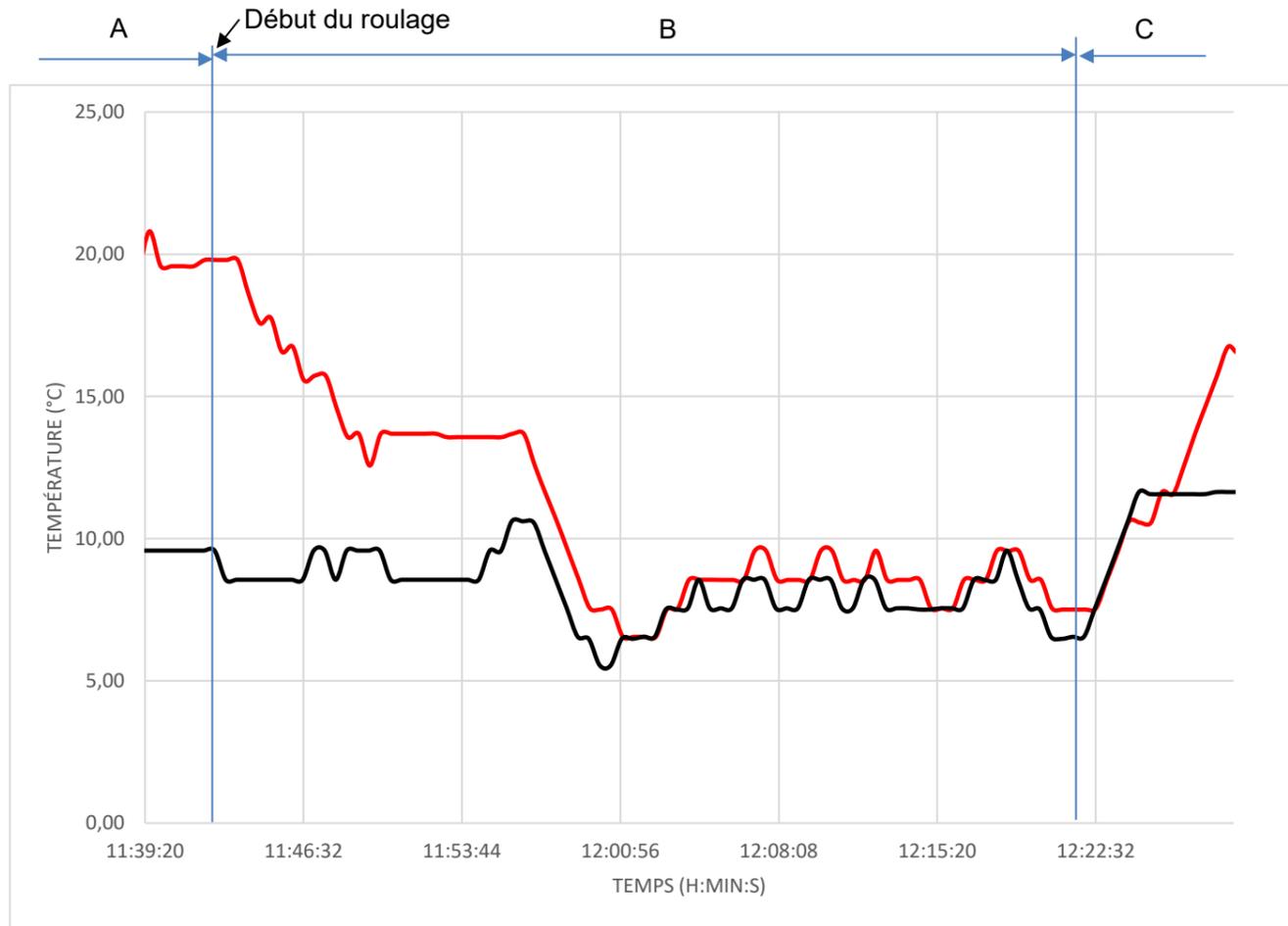


Figure 160 : Mesures de températures
Source : BEA

Capteur situé au-dessus du moteur : — (red line)
Capteur situé sur la jambe de train : — (black line)

A : aéronef au sol, à l'arrêt
B : vol comprenant le roulage, le décollage, la croisière et l'atterrissage
C : aéronef au sol, à l'arrêt

Les mesures montrent qu'au sol, avant le premier roulage, la température au-dessus du moteur est supérieure d'environ 10°C à la température extérieure.
Dès le début du roulage, la température au-dessus du moteur va diminuer progressivement pour être similaire à la température extérieure après environ 20 minutes.
La température au-dessus du moteur va augmenter par rapport à la température extérieure lorsque l'aéronef est stoppé au sol.

Mesures d'humidité relative

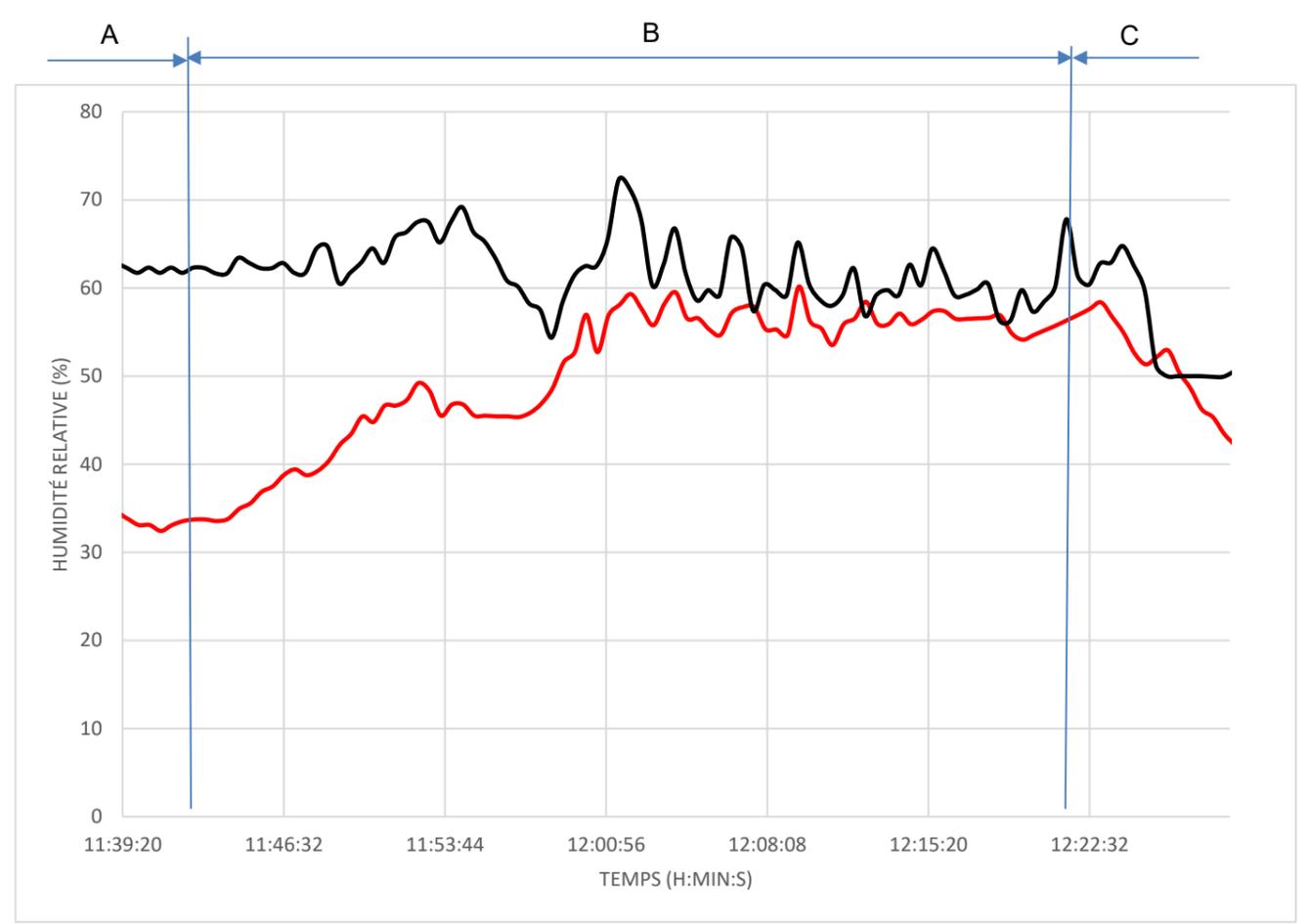


Figure 161 : Mesures d'humidité relative
Source : BEA

Capteur situé au-dessus du moteur : — (red line)
Capteur situé sur la jambe de train : — (black line)

Les variations d'humidité relative sont inversement proportionnelles aux variations de température.
Avant le premier roulage, l'humidité relative au-dessus du moteur est inférieure d'environ 30 % par rapport à l'humidité relative extérieure.

Magny M24

Les mesures dont les données sont présentées ci-dessous ont été réalisées le 5 décembre 2019.

Les conditions météo disponibles au sol avant ces vols étaient les suivantes :

- vent à 4 nœud, variable 340/070 ;
- température = 5°C ;
- point de rosée = 3°C ;
- Pression atmosphérique = 1022 hPa.

Si on repositionne ces conditions dans le diagramme proposé par l'EASA, ces conditions étaient propices au givrage sévère quel que soit le régime considéré.

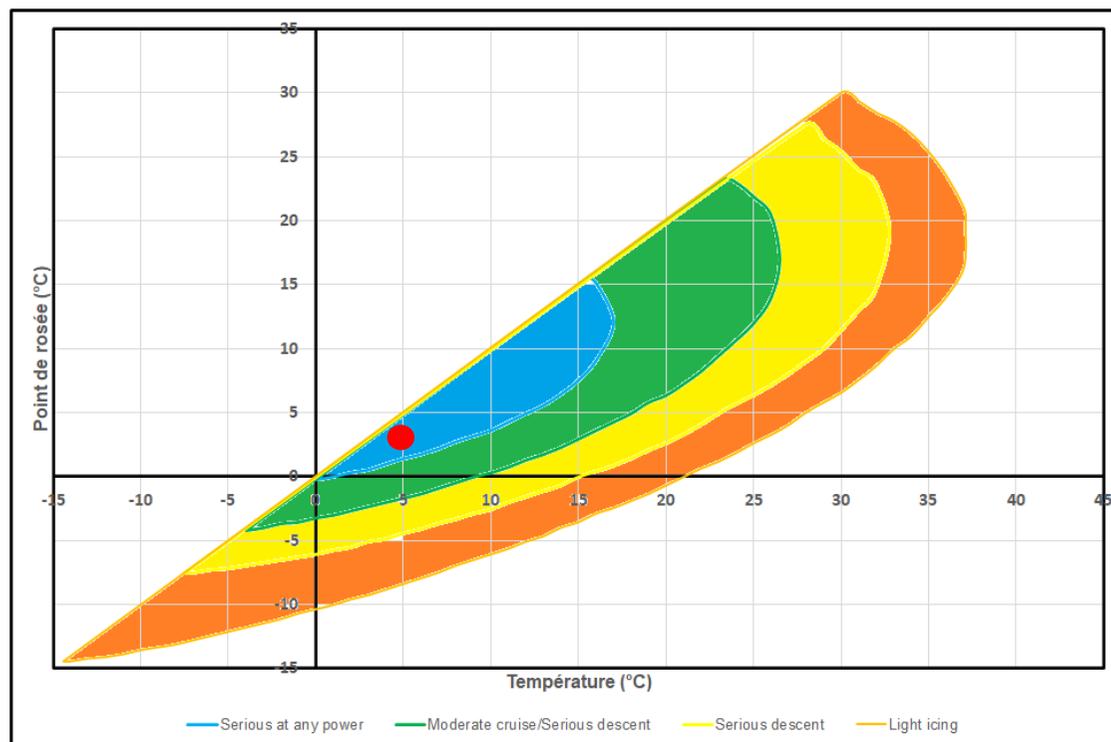


Figure 162 : Repositionnement des conditions météo dans le diagramme EASA

Source : BEA

Les symptômes du givrage ont été identifiés au sol, durant la phase statique (chauffe du moteur). Aucun symptôme n'a ensuite été identifié.

Mesures de température

Mesures d'humidité relative

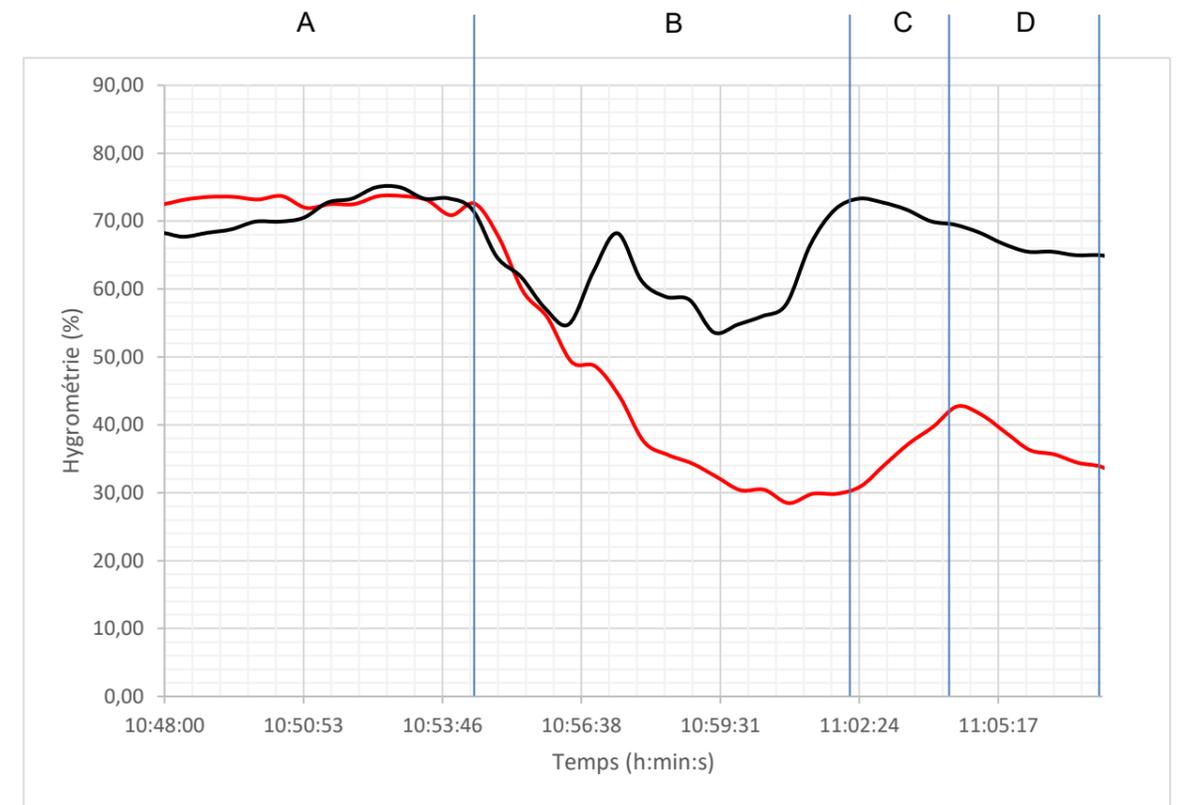
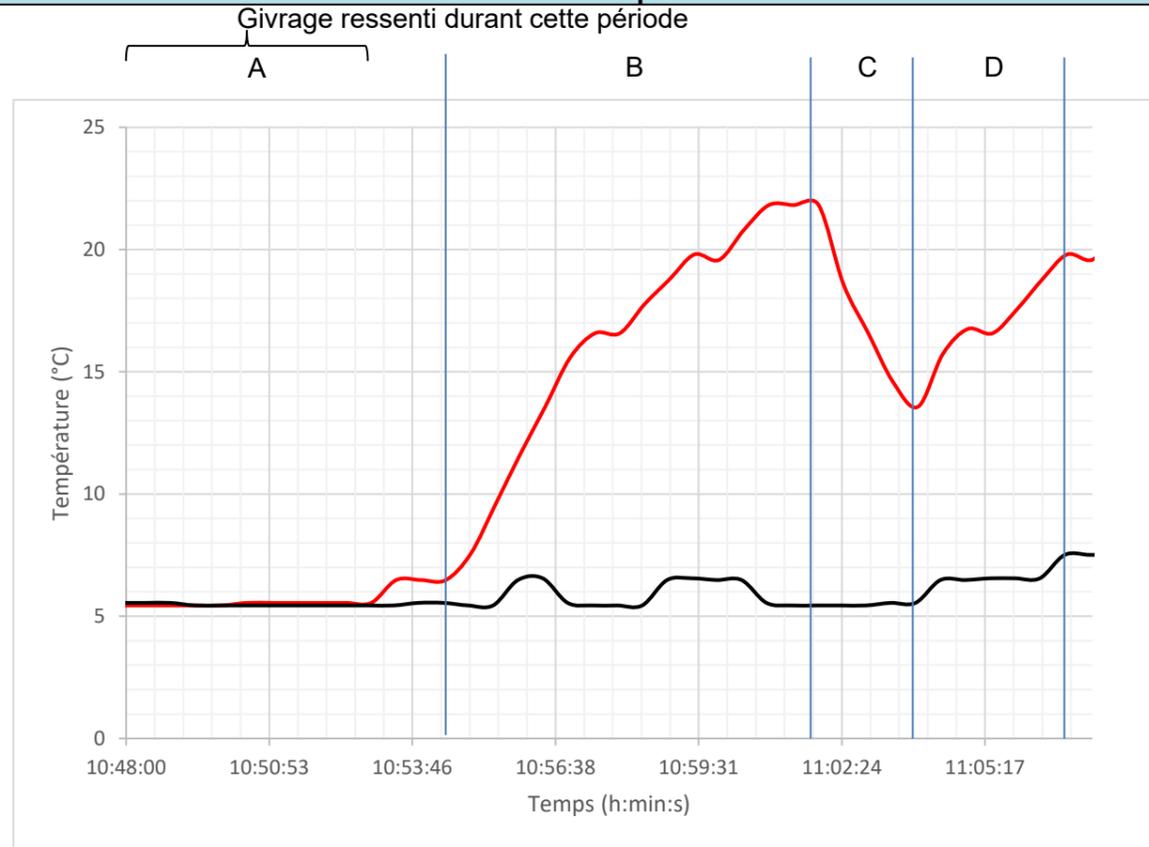


Figure 163 : Mesures de températures
Source : BEA

Figure 164 : Mesures d'humidité relative
Source : BEA

Capteur situé dans la partie supérieure du compartiment moteur : — (rouge)
Capteur situé sur la jambe de train : — (noir)

Capteur situé dans la partie supérieure du compartiment moteur : — (rouge)
Capteur situé sur la jambe de train : — (noir)

A : aéronef au sol
B : roulage, décollage, montée et croisière
C : descente et atterrissage
D : phase au sol

Au sol, au démarrage du moteur, il est noté que la température dans la partie supérieure du compartiment moteur reste stable et équivalente à la température extérieure.

On constate ensuite que la température dans le compartiment moteur augmente progressivement, pour atteindre une température dans la partie supérieure du compartiment moteur supérieure d'environ 15°C par rapport à la température extérieure.

Lors de la descente, l'écart de température diminue jusqu'à atteindre 7°C, il remonte ensuite durant la phase au sol qui suit.

Les variations d'humidité relative sont inversement proportionnelles aux variations de température. Avant le premier roulage, l'humidité relative dans la partie supérieure du compartiment moteur reste stable et équivalente à celle extérieure.

On constate ensuite que l'humidité relative dans le compartiment moteur diminue progressivement, pour atteindre une humidité relative inférieure d'environ 40 % par rapport à l'humidité relative extérieure.

Lors de la descente, l'écart diminue jusqu'à atteindre 26 %, il remonte ensuite durant la phase au sol qui suit.

Magny M24

Durant les vols réalisés sur cet aéronef, tous réalisés dans des conditions propices au givrage sévère quel que soit le régime moteur d'après le diagramme proposé par l'EASA, les symptômes du givrage ont été identifiés au sol, à l'issue de la mise en route. Durant les autres phases, ces symptômes n'étaient plus présents.

D'après les enregistrements réalisés, la température dans le compartiment moteur n'augmente pas ou très peu au sol, après la mise en route. On retrouve donc des conditions similaires à celles régnant à l'extérieur de l'aéronef. Cette observation peut expliquer l'apparition des symptômes du givrage durant cette période, d'autant plus favorisé par la position quasi fermée de la vanne à papillon des carburateurs lorsque le moteur est au ralenti.

La température dans le compartiment moteur augmente ensuite de façon progressive et importante, ce qui semble faire disparaître les symptômes du givrage.

Le comportement du moteur à l'issue de la mise en route pourrait s'expliquer par l'installation motrice illustrée sur les deux photos ci-dessous.

On constate d'abord que cette installation motrice est carénée, avec, dans le compartiment moteur, une tôle de séparation entre la partie supérieure du moteur et sa partie inférieure comprenant les cylindres.

On constate ensuite une très large ouverture à l'arrière au droit du dispositif d'échappement.

Ces caractéristiques pourraient favoriser une température réduite sur la partie supérieure du moteur lorsque l'aéronef est au sol et qu'aucune montée en régime moteur n'a été réalisée. Pour compléter ces observations, l'enregistrement de la température extérieure du corps des carburateurs semble indispensable, il sera pensé pour les futures mesures.

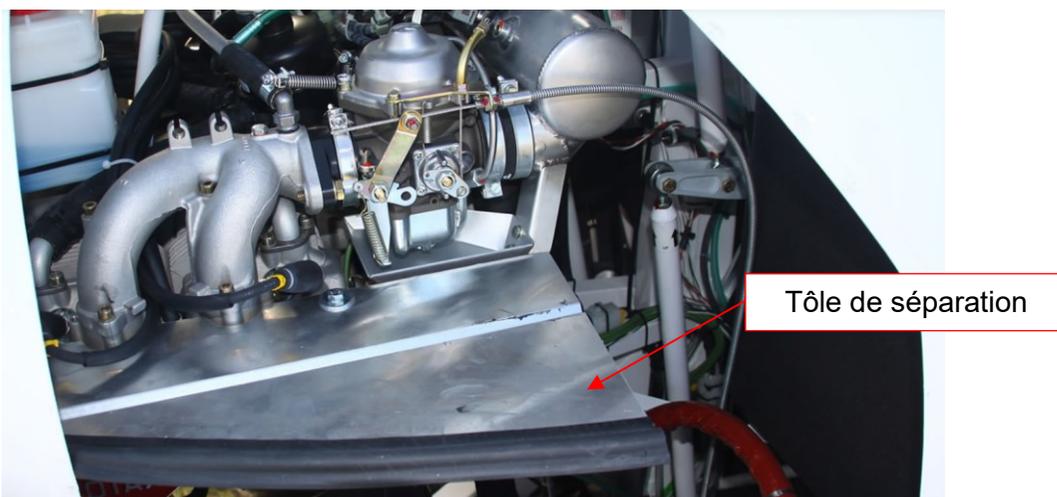


Figure 165 : Compartiment moteur
Source : <http://www.magniqyro.it/fr/produits/m24-orion/>

Large ouverture au droit du dispositif d'échappement



Figure 166 : Vue de la face arrière de l'aéronef
Source : <http://www.magniqyro.it/fr/produits/m24-orion/>

Aeroprakt A22

Les mesures dont les données sont présentées ci-dessous ont été réalisées le 26 novembre 2019, durant deux vols successifs.

Les conditions météo disponibles au sol avant ces vols étaient les suivantes :

- vent variable à 1 nœud ;
- température = 13°C ;
- point de rosée = 9°C ;
- Pression atmosphérique = 1008 hPa en diminution.

Si on repositionne ces conditions dans le diagramme proposé par l'EASA, ces conditions étaient propices au givrage sévère quel que soit le régime considéré.

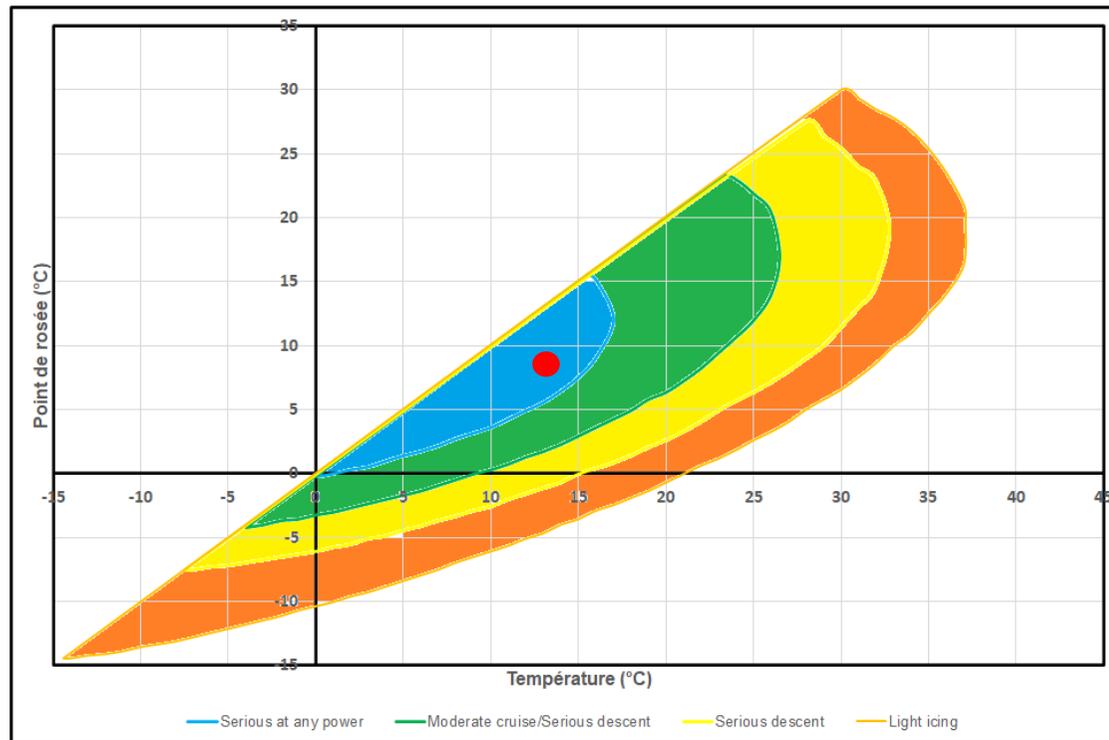


Figure 167 : Repositionnement des conditions météo dans le diagramme EASA

Source : BEA

Les symptômes du givrage n'ont pas été identifiés durant ce vol.

Mesures de température

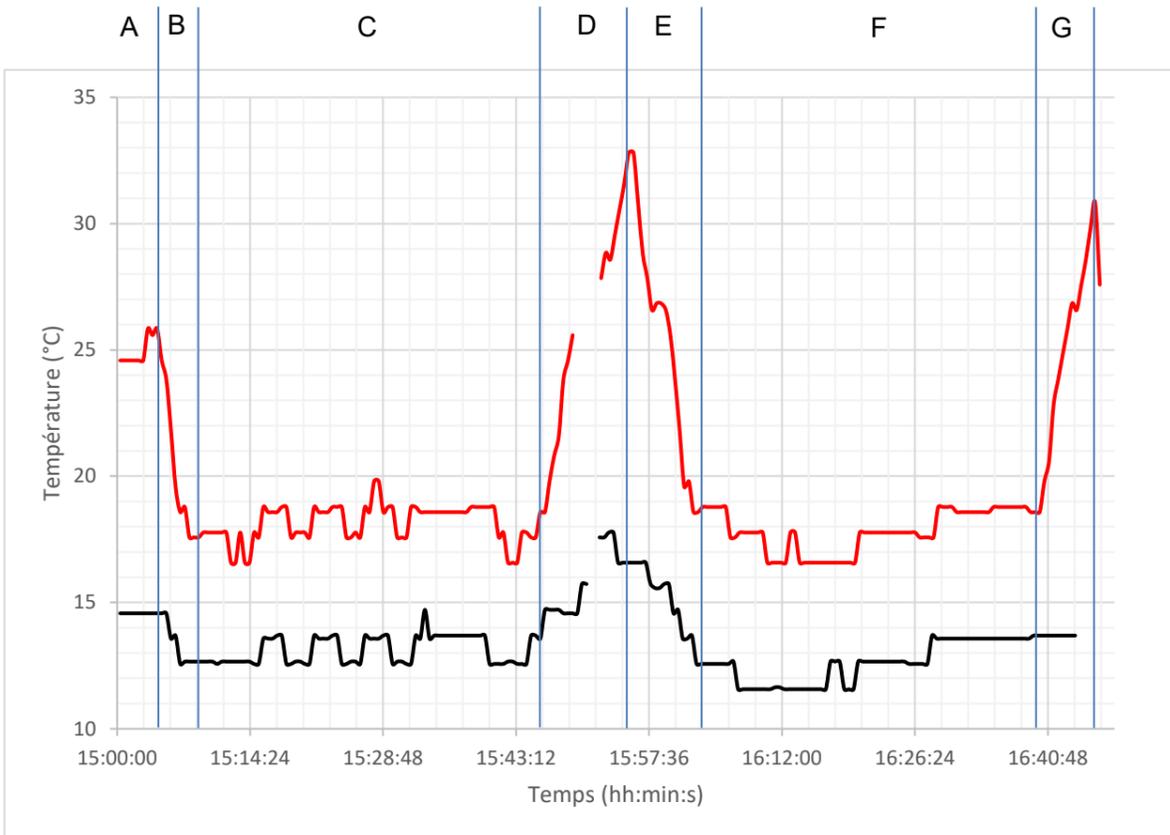


Figure 168 : Mesures de températures
Source : BEA

Capteur situé sous les capotages : — (red line)
Capteur situé sur le hauban : — (black line)

A : aéronef au sol	E : phase au sol, décollage et montée
B : décollage et montée	F : croisière
C : croisière	G : descente et atterrissage
D : descente et atterrissage	

Avant le premier roulage, on note que la température sous les capotages est supérieure d'environ 10°C par rapport à la température extérieure. Dès le début du roulage, on note que cet écart de température diminue et atteint environ 5°C dès le début de croisière. Ces observations sur les créneaux A, B et C montrent l'influence de la circulation d'air autour du moteur lorsque l'avion en mouvement.

Durant la croisière, l'écart de température entre l'extérieur et sous les capots se stabilise à environ 5°C.

Lors de la phase de descente jusqu'au point d'arrêt, l'écart entre les deux températures augmente progressivement, pour atteindre environ 15°C.

Pour le second vol successif, l'évolution est totalement similaire.

Mesure d'humidité relative

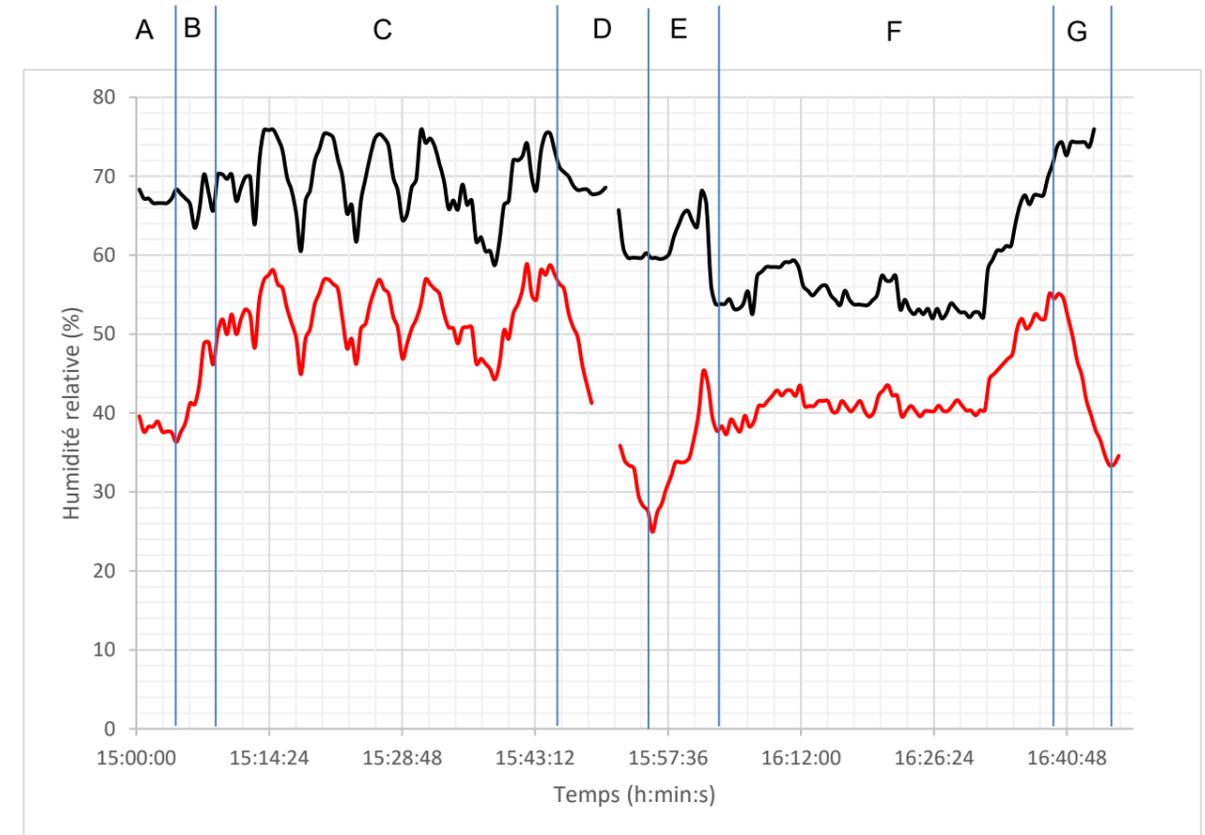


Figure 169 : Mesures d'humidité relative
Source : BEA

Capteur situé sous les capotages : — (red line)
Capteur situé sur le hauban : — (black line)

Les variations d'humidité relative sont inversement proportionnelles aux variations de température. Avant le premier roulage, l'humidité relative sous capot est inférieure d'environ 30 % à celle extérieure. En croisière, l'humidité relative sous capot est inférieure d'environ 20 % à celle extérieure.

Aeroprakt A22

Les mesures semblent bien montrer un écart entre les conditions extérieures et celles aspirées théoriquement par les carburateurs (cet avion est équipé d'un moteur Rotax qui est associé à un dispositif d'injection, des versions de cet avion utilise des carburateurs avec une installation type 1).

Si on reprend les conditions enregistrées sous les capotages, durant la croisière, soit :

- température = 18°C ;
- humidité relative = 52 % ;
- point de rosée = 8°C.

Si on repositionne ces conditions dans le diagramme proposé par l'EASA, ces conditions étaient propices au givrage modéré en croisière et sévère en descente. On a donc changé de domaine givrant par rapport à la prise en compte des conditions extérieures.

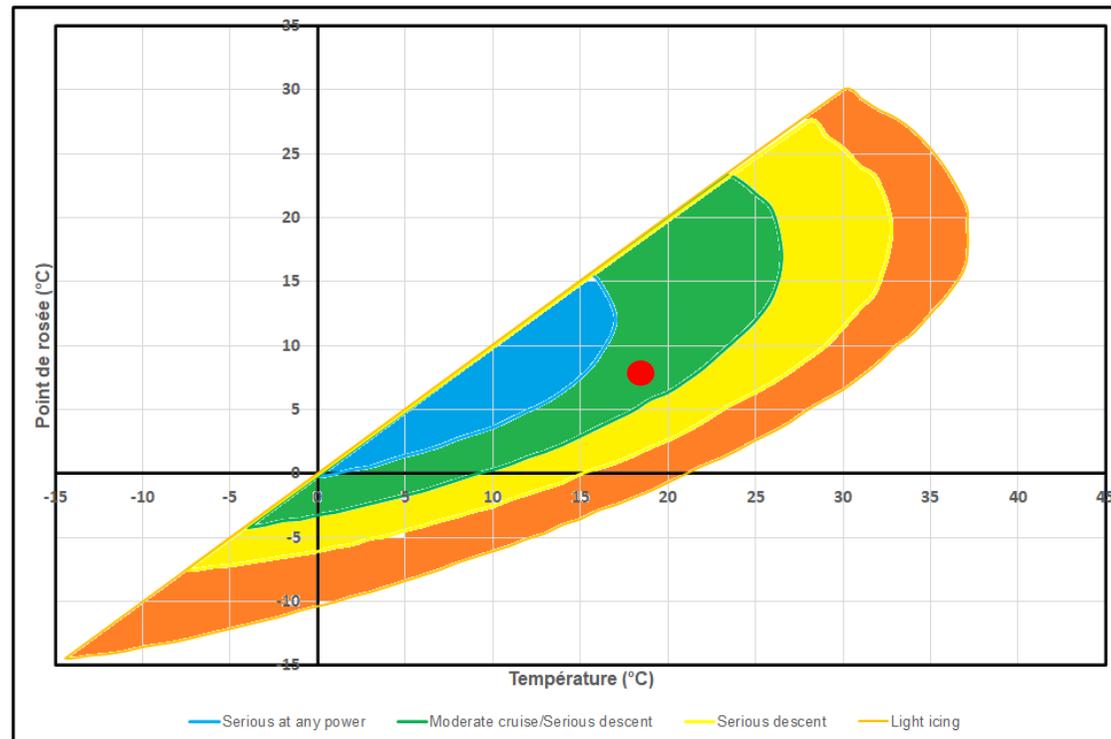


Figure 170 : Repositionnement des conditions météo dans le diagramme EASA

Source : BEA

Cette première série de mesures sur trois aéronefs, dont les installations motrices sont différentes, montre que les conditions de température et d'humidité relative dans l'environnement moteur varient de façon totalement différente par rapport aux conditions extérieures. Elle montre que :

- Sur l'autogire M16, sur lequel l'installation motrice n'est pas carénée, la température dans l'environnement moteur est d'abord supérieure à celle extérieure, elle va ensuite diminuer progressivement pour finalement être égale à celle extérieure (l'hygrométrie variant de façon inverse). On peut penser que le temps nécessaire à l'équilibrage des températures varie suivant les conditions extérieures.
- Sur l'autogire M24, sur lequel l'installation motrice est carénée, avec une séparation supplémentaire entre la partie haute du compartiment moteur et la partie basse, la température dans la partie haute du compartiment moteur est d'abord similaire à celle extérieure, elle va ensuite augmenter progressivement. Cette évolution est donc inversée par rapport à celle constatée sur l'autogire M16. Durant les tests réalisés, les symptômes d'un phénomène de givrage ont d'ailleurs été constatés uniquement au sol, à l'issue du premier démarrage. Les symptômes n'ont ensuite plus été identifiés.
- Sur l'Aeroprakt A22, la température dans le compartiment moteur reste toujours supérieure à la température extérieure, d'au moins 5°C. Cet écart augmente très significativement à l'arrêt.

Cette première série de mesures semble valider l'utilisation du capteur iButton pour enregistrer les conditions extérieures et les conditions d'environnement moteur.

L'enregistrement supplémentaire de la surface extérieure d'au moins un carburateur semble toutefois nécessaire pour la corrélérer à celle de l'environnement moteur et pour être plus précis sur les conditions de fonctionnement des carburateurs. L'utilisation d'un thermocouple, collé à la surface d'un carburateur, semble être la solution la plus simple.

5.6.3.2 – Seconde série de mesures

5.6.3.2.1 – Introduction

Cette seconde série de mesures a été réalisée sur les aéronefs illustrés ci-dessous.

Cette série de mesures se distingue de la précédente par l'utilisation supplémentaires de multiples thermocouples. La position des capteurs est détaillée dans la présentation de chaque essai à suivre.



Figure 171 : TECNAM P92 ECHO Light

Source : <https://www.ekeraviation.com/en/products/detail/111-p92-echo-light>



Figure 172 : AEROPRAKT A-22L

Source : BEA



Figure 173 : TECNAM P2002 JF

Source : BEA



Figure 174 : TECNAM P2008 JC

Source : <http://tagazous.free.fr/affichage2.php?img=57907>

Informations relatives à l'aéronef et son système propulsif :

Statut de l'aéronef	ULM
Moteur équipant l'aéronef	912 UL développant la puissance maximale de 80 hp
Type d'installation motrice	Type 1 / carburateurs équipés de filtres

Capteurs installés sur l'aéronef :

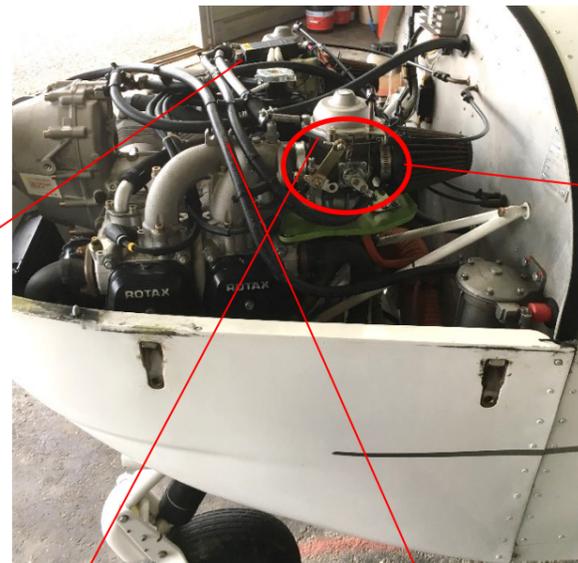
1 capteur iButton positionné à l'extérieur de l'aéronef (mesure de température et d'humidité relative)



Figure 175 : TECNAM P92 ECHO Light

Source : <https://www.ekeraiviation.com/en/products/detail/111-p92-echo-light>

Source : BEA
Figure 176 : Installation motrice



1 capteur iButton positionné sous les capots moteur, à proximité immédiate du carburateur gauche (mesure de température et d'humidité relative)



Figure 177 : Capteur température/humidité relative
Source : BEA

1 thermocouple fixé sur la surface extérieure du corps du carburateur gauche (mesure de température)

1 thermocouple fixé juste en aval de la vanne à papillon du carburateur gauche (mesure de température)

1 thermocouple fixé juste en aval de la vanne à papillon du carburateur droit (mesure de température)

1 thermocouple fixé entre les deux boîtiers d'allumage (mesure de température)



Figure 178 : Capteur température
Source : BEA



Figure 179 : Capteur température
Source : BEA

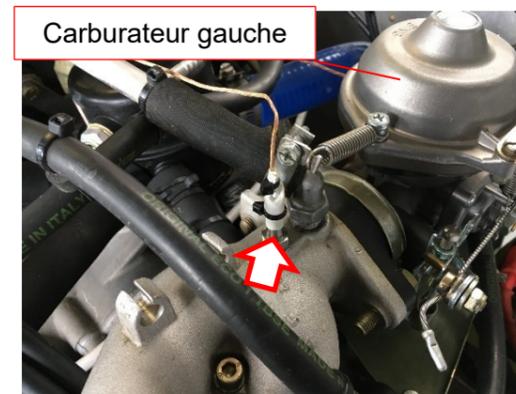


Figure 180 : Capteur température
Source : BEA

Le thermocouple est situé dans le flux d'air au droit de la section de sortie du carburateur.

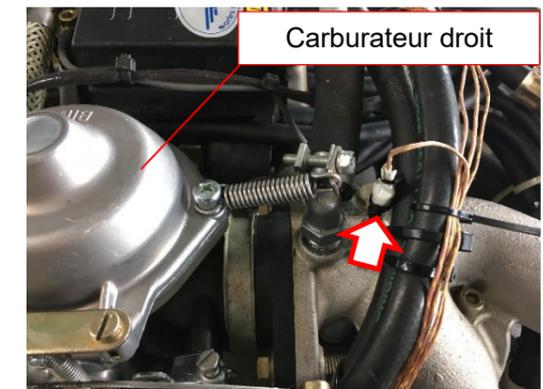


Figure 181 : Capteur température
Source : BEA

Le thermocouple est situé dans le flux d'air au droit de la section de sortie du carburateur.

Conditions lors du vol :

Relevé météo de la station de Chambéry, récupéré juste avant le vol

050830Z AUTO 16006KT 130V200 9999 BKN049 OVC060 14/11 Q1006 TEMPO SHRA

- température = 14°C ;
- point de rosée = 11°C.

Si on repositionne ces conditions dans le diagramme proposé par l'EASA, ces conditions étaient propices au givrage sévère quelques soit les conditions de puissance.

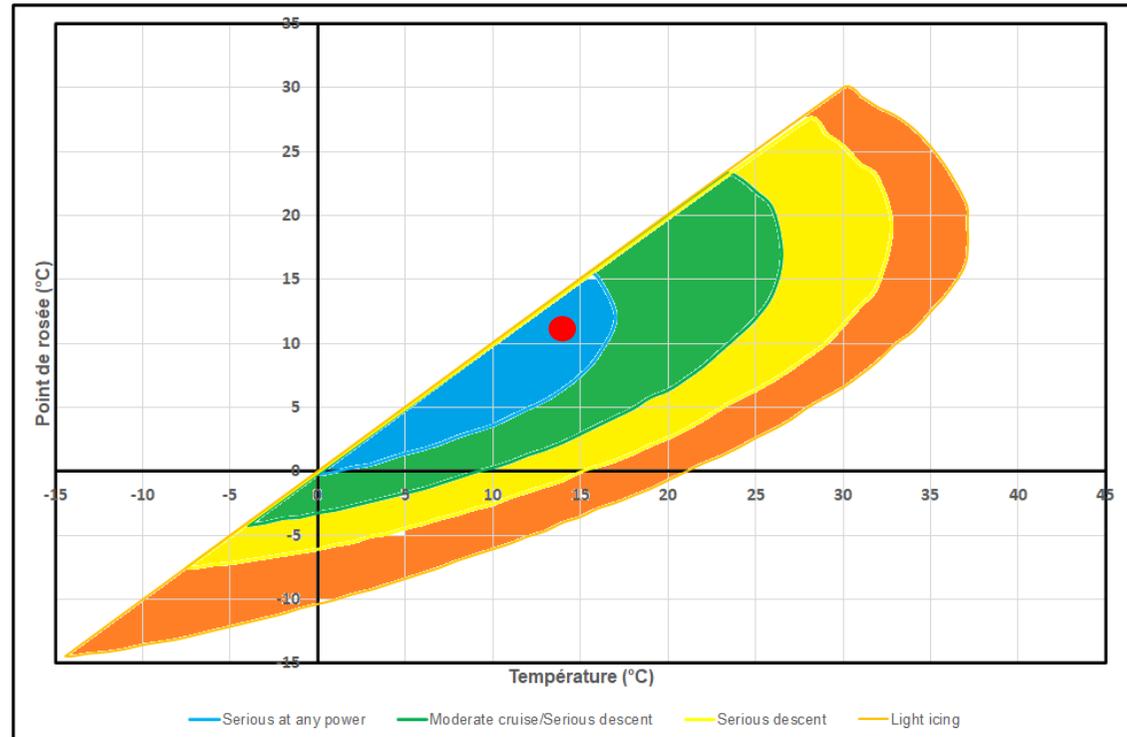


Figure 182 : Repositionnement des conditions météo dans le diagramme EASA
Source : BEA

Résultats des mesures :

Durant le vol réalisé, aucun symptôme d'un phénomène de givrage n'a été identifié.

Mesures de température

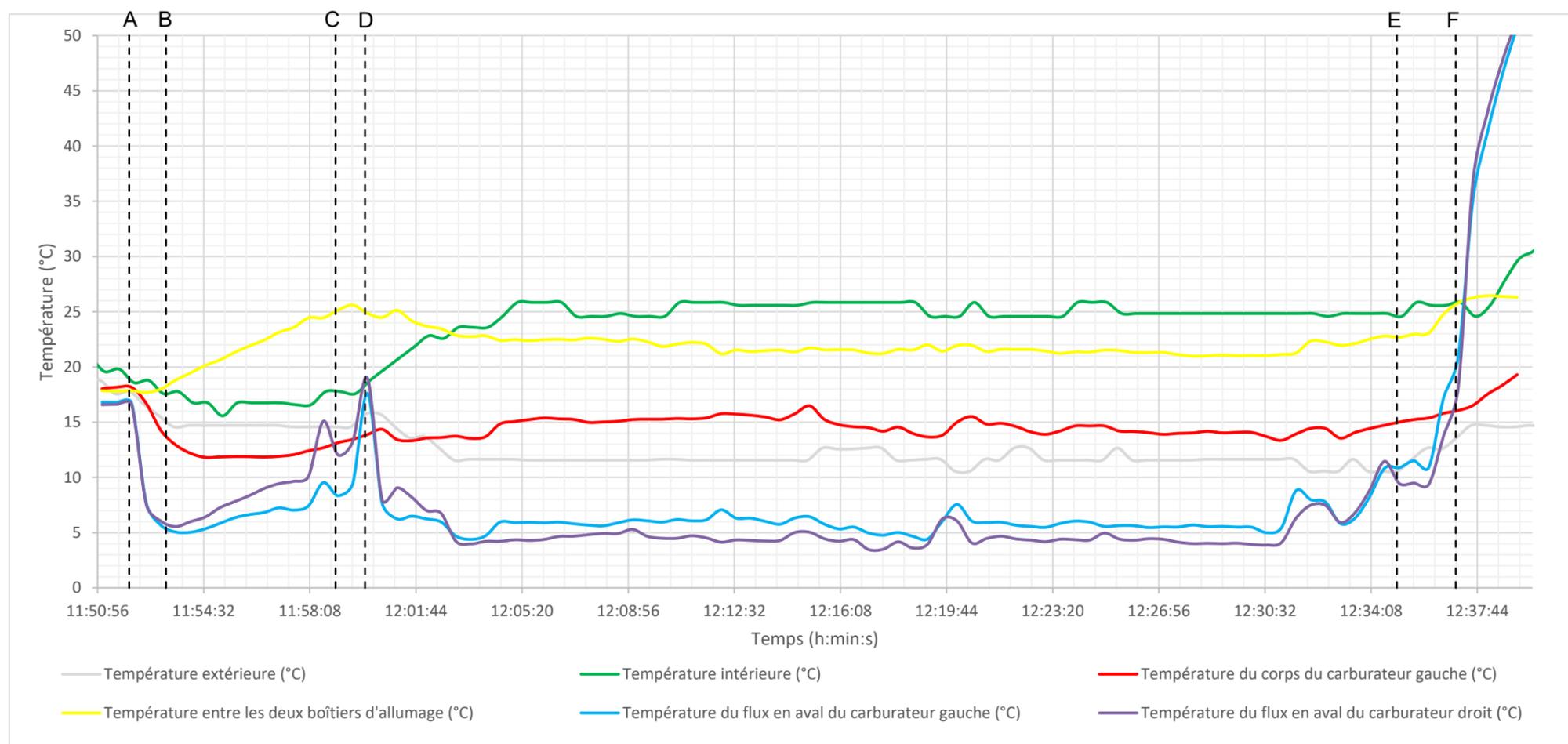


Figure 183 : Mesures de températures

Source : BEA

Légende :

A : Démarrage du moteur	B : Avion au point d'attente	C : Début du roulage pour le décollage
D : Décollage	E : Atterrissage	F : Arrêt du moteur

Commentaires :

L'écart entre les conditions extérieures et celles régnant sous les capots reste très faible jusqu'au décollage (environ 2°C). La température sous les capots augmente ensuite progressivement pour atteindre une valeur constante jusqu'à l'arrêt du moteur. L'écart maximal entre la température extérieure et la température sous capots est d'environ 14°C.

Dès le démarrage du moteur, on note que la température dans le flux d'air, en aval des vannes à papillon, baisse instantanément d'environ 10°C, restant toutefois positive. La température dans le flux réaugmente lors de la phase d'approche et après l'atterrissage. La température augmente ensuite très fortement après l'arrêt du moteur.

L'écart maximal entre la température extérieure et la température du flux en aval de la vanne à papillon est d'environ 6°C, cet écart est d'environ 20°C entre la température sous capots et la température du flux en aval de la vanne à papillon.

Mesures d'humidité relative

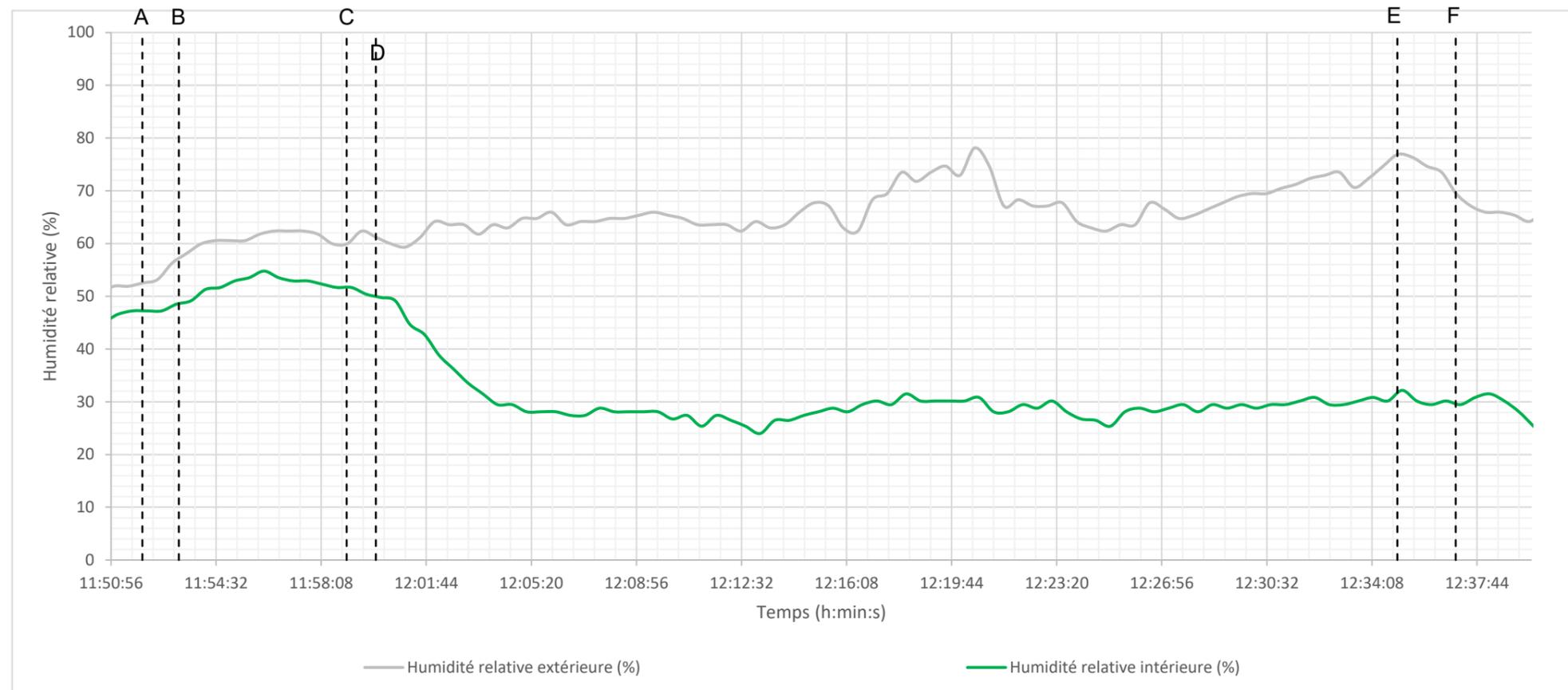


Figure 184 : Mesures d'humidité relative
Source : BEA

Légende :

A : Démarrage du moteur	B : Avion au point d'attente	C : Début du roulage pour le décollage
D : Décollage	E : Atterrissage	F : Arrêt du moteur

Commentaires :

L'humidité relative sous les capots est inférieure d'environ 10 % à celle extérieure jusqu'au décollage. Cet écart croit ensuite progressivement, en raison de la diminution de celle régnant sous les capots. Cette dernière est ensuite d'environ 40 % inférieure à l'humidité relative extérieure.

5.6.3.2.3 – AEROPRAKT A-22L

Le vol sur cet aéronef a été réalisé le 23 juillet 2020.

Informations relatives à l'aéronef et son système propulsif :

Statut de l'aéronef	ULM
Moteur équipant l'aéronef	912 UL développant la puissance maximale de 80 hp
Type d'installation motrice	Type 1 / carburateurs équipés de filtres



Figure 185 : AEROPRAKT A-22L
Source : BEA

1 capteur iButton positionné à l'extérieur de l'aéronef, fixé sur le hauban droit (mesure de température et d'humidité relative)



Figure 186 : Capteur température/humidité relative
Source : BEA

1 capteur iButton positionné sous les capots moteur, entre les deux carburateurs (mesure de température et d'humidité relative)



Figure 187 : Capteur température/humidité relative
Source : BEA

1 thermocouple fixé sur la surface extérieure du corps du carburateur gauche (mesure de température)

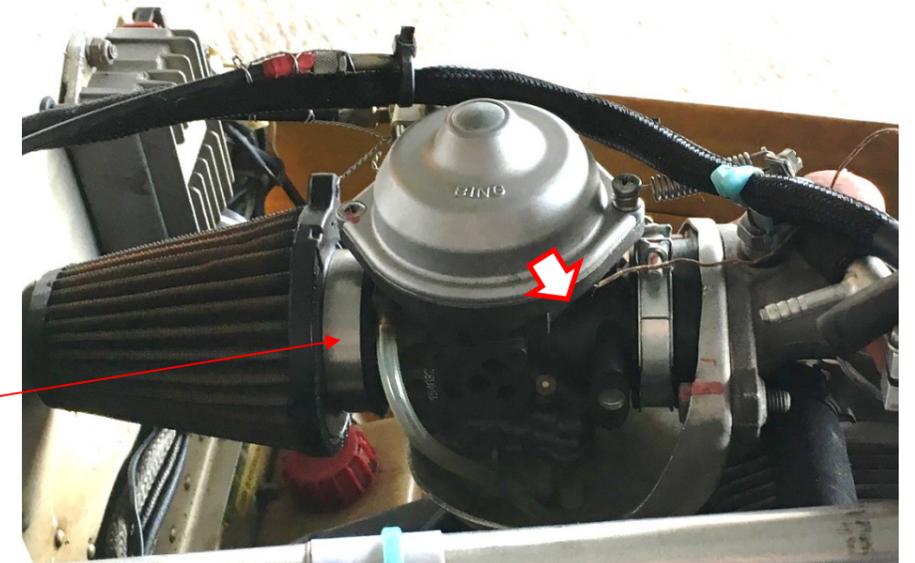


Figure 188 : Capteur température
Source : BEA

1 thermocouple fixé juste en aval de la vanne à papillon du carburateur droit (mesure de température)



Figure 189 : Capteur température
Source : BEA

Conditions lors du vol :

Légende :

	Au sol, avant le décollage
	En vol

Si on repositionne ces conditions dans le diagramme proposé par l'EASA :

- au sol, ces conditions étaient propices au givrage sévère en descente et au givrage modéré en croisière ;
- en vol, ces conditions étaient également propices au givrage sévère en descente et au givrage modéré en croisière.

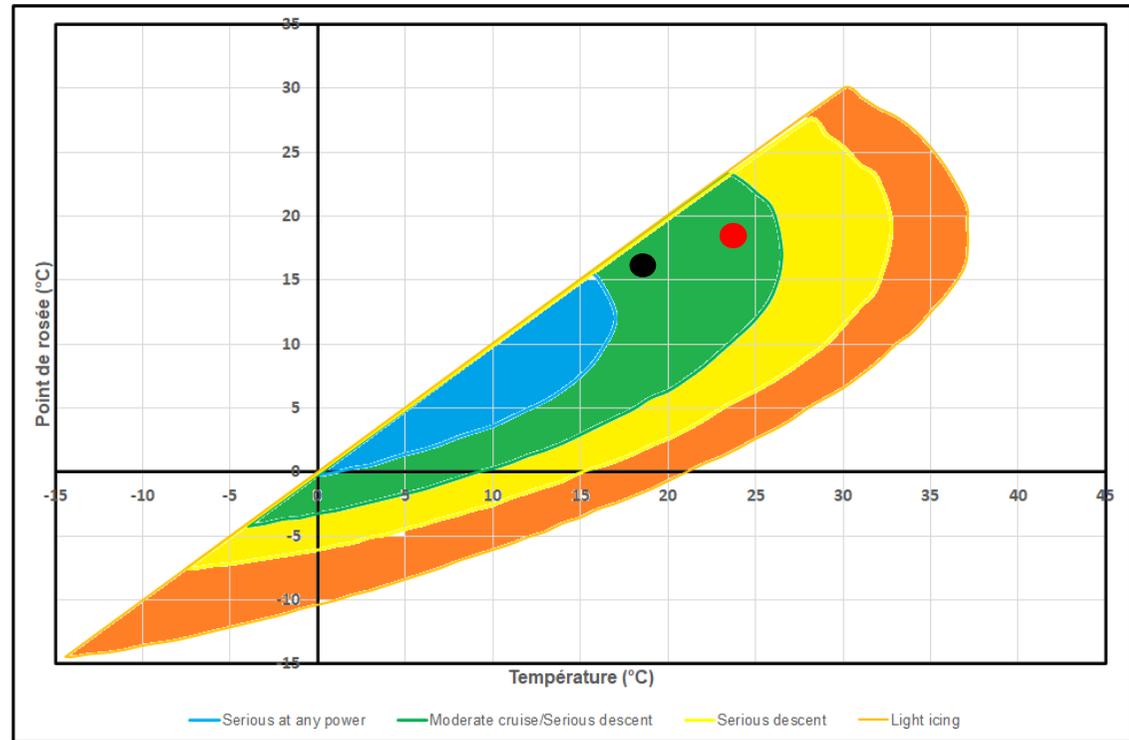


Figure 190 : Repositionnement des conditions météo dans le diagramme EASA
Source : BEA

Température

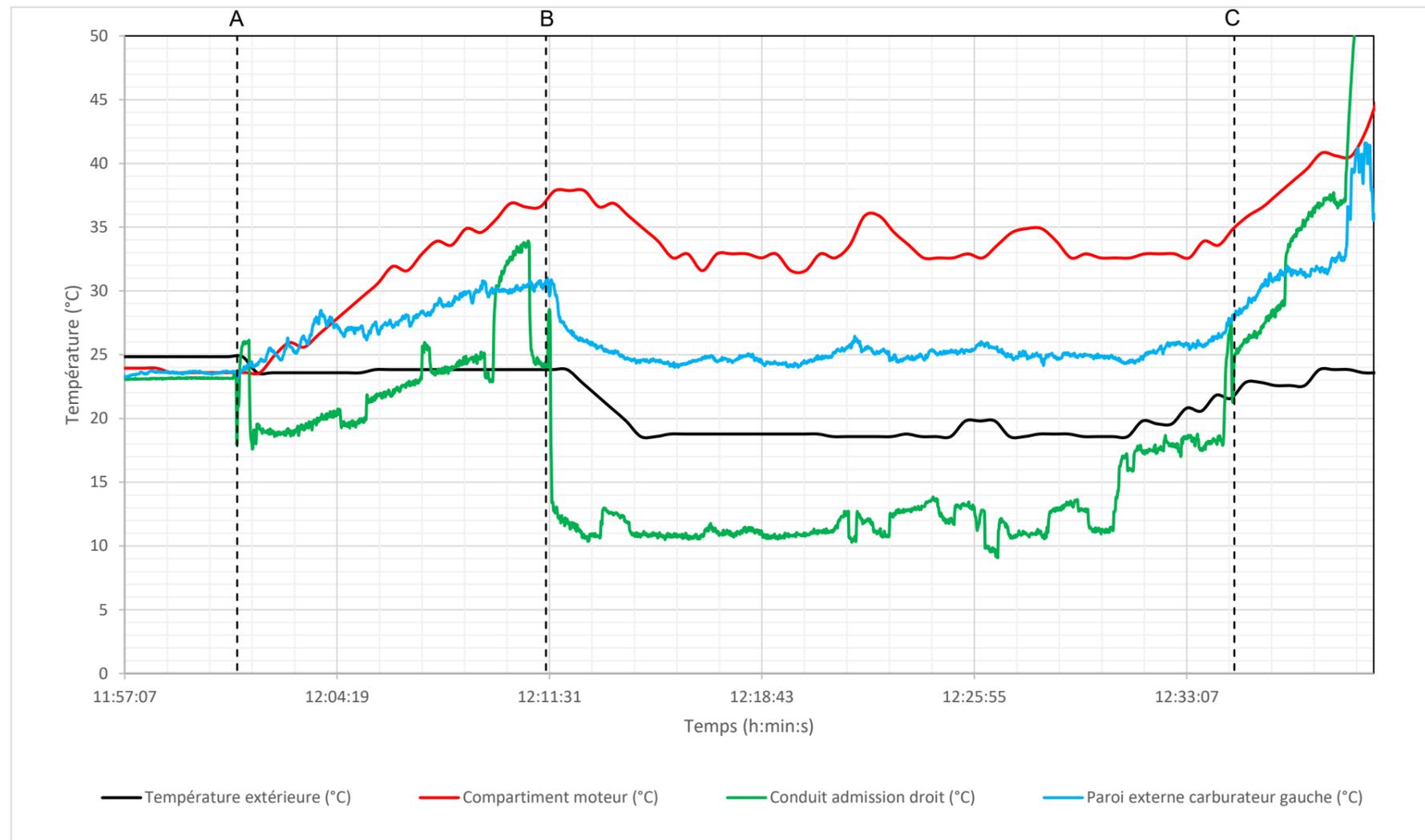


Figure 191 : Mesures de températures
Source : BEA

Légende :

Repères	Phases	Repères	Phases
A	Démarrage moteur	B	Décollage / Mise en puissance
C	Arrêt moteur		

Commentaires :

Au sol, moteur arrêté, la température sous les capots est sensiblement identique à celle extérieure.

Lors du démarrage, la température dans le conduit d'admission droit chute spontanément d'environ 7°C par rapport à la température extérieure.

Du démarrage au décollage, la température sous les capots augmente progressivement. Lors du décollage, la température sous capots est supérieure d'environ 12°C par rapport à la température extérieure.

En croisière, on note que :

- la température sous capots est supérieure d'environ 14°C par rapport à la température extérieure ;
- la température dans le conduit d'admission droit est inférieure d'environ 20°C par rapport à la température sous capots et d'environ 6°C par rapport à la température extérieure ;
- la température de la paroi externe du carburateur est supérieure d'environ 6°C par rapport à la température extérieure.

Après l'arrêt du moteur, la température sous capots, celle de la paroi externe du carburateur et celle dans le conduit d'admission droit augmentent très sensiblement.

Humidité relative

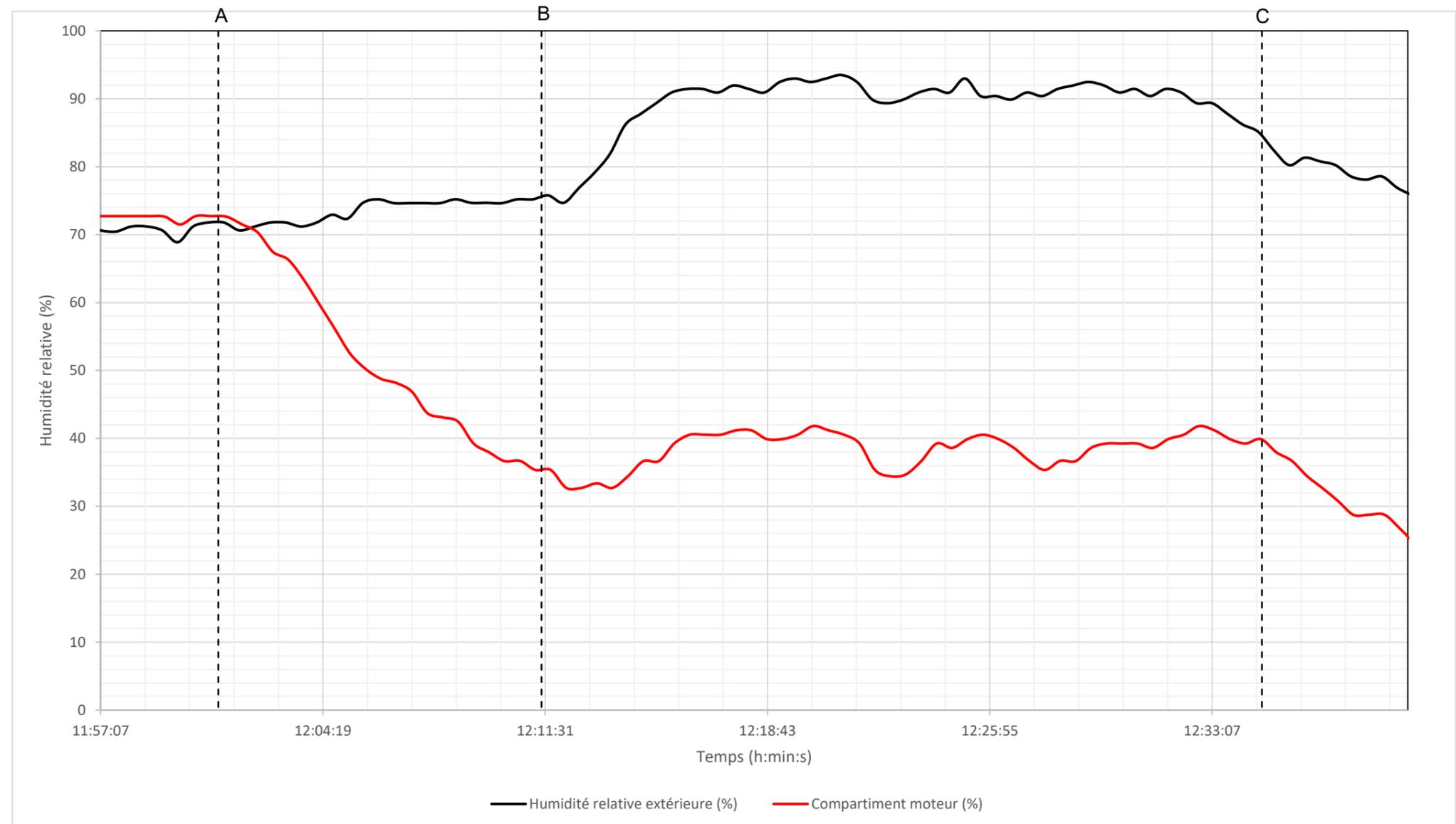


Figure 192 : Mesures d'humidité relative
Source : BEA

Légende :

Repères	Phases	Repères	Phases
A	Démarrage moteur	B	Décollage / Mise en puissance
C	Arrêt moteur		

Commentaires :

Au sol, moteur arrêté, l'humidité relative sous les capots est sensiblement identique à celle extérieure.
Dès le démarrage du moteur, l'humidité relative décroît progressivement dans le compartiment moteur. En vol, en croisière, l'humidité relative dans le compartiment moteur est environ 50 % inférieure à l'humidité relative extérieure.

5.6.3.2.3 – TECNAM P2002 JF

Les deux vols sur cet aéronef ont été réalisés le 8 janvier 2021.

Informations relatives à l'aéronef et son système propulsif :

Statut de l'aéronef *	Avion immatriculé Certification : CS-VLA
Moteur équipant l'aéronef	912 S2 développant la puissance maximale de 100 hp (EASA Type Certificate No. EASA.E.121)
Type d'installation motrice	Type 2 / carburateurs associés à une Airbox

* : <https://www.easa.europa.eu/document-library/type-certificates/aircraft-cs-25-cs-22-cs-23-cs-vla-cs-lsa/easaa006-tecnam-p2002>



Figure 193 : Avion sur lequel les mesures ont été réalisées
Source : BEA



Figure 194 : Installation de l'avion utilisé
Source : BEA

Pour la réalisation de ces essais, un laissez passer a été obtenu auprès de l'EASA (EASA Approval Number : 60075728), puis auprès de la DGAC (N°0637/20/NO/NAV).

European Union Aviation Safety Agency 60075728 Form
Application for Approval of Flight Conditions for a Permit to Fly

1. Applicant TECNAM FRANCE		2. Applicant's Reference TECNAM_FRANCE-F_GTFC-Measures in flight													
3. Aircraft manufacturer/type TECNAM / P2002JH / Registration: F-GTFC		4. Serial number(s) 036													
5. Purpose (i.a.w. 21.A.701a))															
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16
<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
Initial duration for Permit to Fly: From: 1st october 2020				Until: 1st october 2021				Urgent - AOG <input type="checkbox"/>							
6. Aircraft configuration															
The above aircraft or which a flight permit is requested will only be fitted with six sensors. The installation of these sensors will not require any modification of the aircraft. (Detailed description of the installation in chapter 4.3)															
7. Substantiations															
All the sensors used will be electrically autonomous. Under these conditions, the electrical balance of the aircraft will remain unchanged and the operating conditions of the aircraft systems are not affected by the sensors used.															
8. Conditions/Restrictions															
This flight permit is required for two successive flights lasting a total of approximately 1 hour. The test program is shown in the attachment.															
The flight conditions approval remains valid provided the declared configuration is applicable, the aircraft is maintained in accordance with defined instructions, and compliance with airworthiness directives is observed.															
9. Statement															
The flight conditions have been established and justified in accordance with 21.A.708.															
The aircraft as defined in Field 6 above has no feature and characteristics making it unsafe for the intended operation under the identified conditions and restrictions.															
10. Approved under Organisation Approval Number (if applicable):															
11. Date of issue 20/10/2020		12. Applicant name and signature LUTHER FRANK													
Date	Name	Signature													
Important Note: EASA cannot accept applications without signature. Please make sure that you sign the application and the Flight Conditions for a Permit to Fly - Approval Form															
13. EASA Approval - To be filled in only by the European Aviation Safety Agency															
EASA Approval Number 60075728															
Name Ralph MENZEL		Completion Instructions F188.doc													
30 Oct 2020		Please double-click on the icon to access the completion instructions													
Date	Signature														

FO.CERT00037-005 © European Union Aviation Safety Agency. All rights reserved. ISO9001 Certified. Proprietary document. Copies are not controlled. Confirm revision status through the EASA-Internet/Intranet. Page 10 of 10

Figure 195 : Laissez passer EASA
Source : BEA

LIBERTÉ • ÉGALITÉ • FRATERNITÉ
RÉPUBLIQUE FRANÇAISE

LAISSEZ-PASSER
PERMIT TO FLY
DIRECTION GENERALE DE L'AVIATION CIVILE
N°0637/20/NO/NAV

Ce laissez-passer est délivré conformément à l'article 5(4)(a) du règlement (CE) 216/2008 et certifie que l'aéronef est capable d'exécuter le(s) vol(s) prévu(s) en sécurité dans les conditions énumérées ci-dessous et est valide dans tous les Etats Membres.
This permit to fly is issued pursuant to Regulation (EC) 216/2008, Article 5(4)(a) and certifies that the aircraft is capable of safe flight for the purpose and within the conditions listed below and is valid in all Member States.

Cette autorisation de vol est également valable pour le vol vers et au-dessus des Etats non membres de l'UE sous réserve de l'obtention d'une approbation séparée des autorités compétentes de ces Etats.
This permit is also valid for flight to and within non-Member States provided separate approval is obtained from the competent authorities of such States.

1. Marques de nationalité et d'immatriculation Nationality and registration marks F-GTFC	
2. Constructeur et type de l'aéronef Aircraft manufacturer and type COSTRUZIONI AERONAUTICHE TECNAM S.R.L P2002-JF	3. Numéro de série Serial number 036
4. Ce laissez-passer couvre The permit to fly covers Vois de développement Development	
5. Détenteur Holder TECNAM FRANCE Aérodrome 01200 BELLEGARDE	
6. Conditions/Remarques Conditions/Remarks Les conditions de vols sont définies dans le document TECNAM_FRANCE-F_GTFC-Measures in flight du 20/10/2020, approuvé 60075728 le 30/10/2020, qui doit être en permanence associé au présent laissez-passer. The flight conditions are defined in the document TECNAM_FRANCE-F_GTFC-Measures in flight dated 20/10/2020, approved under/by 60075728 on 30/10/2020, which must be associated to this permit-to-fly. Remarques: a. Une autorisation de convoyage comprend un ou des vols de réception technique à l'aérodrome de départ et le convoyage proprement dit avec les escales techniques indispensables b. Le détenteur indique au §5 est responsable du respect de toutes les conditions associées à ce laissez-passer c. L'utilisation de l'aéronef doit être faite conformément aux règles d'exploitation des aéronefs applicables et les pilotes doivent être détenteurs de licences et qualifications adéquates valides en France, même s'ils sont mentionnés sur le laissez-passer ou un document associé. d. Si des marques provisoires ont été délivrées à l'aéronef, elles ne sont utilisables que pendant la durée de validité du laissez-passer ; ces marques ne permettent pas l'inscription au registre français d'immatriculation des aéronefs.	
7. Période de validité Validity period du 15/12/2020 au 28/02/2021 inclus	
8. Lieu et date de délivrance Place and date of issue Paris, le 15/12/2020	
9. Signature du représentant de l'autorité compétente Signature of the competent authority representative Benoit PINON Chef du pôle DSAC/NO/NAV	

AESA Form 20a

Figure 196 : Laissez passer DGAC
Source : BEA

Le contenu des essais validé par ces laisser passer est rappelé ci-dessous :

- **Aérodrome de décollage et d'atterrissage:**

LFHN BELLEGARDE Vouvray (01).

Localisation GPS :

- Latitude : 46° 07' 27" N ;
- Longitude : 005° 48' 22" E.

Altitude : 1624 ft (495 m).

- **Programme de vol :**

Deux vols, d'une durée de 30 à 40 minutes chacun.

Vol #1 :

- Vérification de l'aéronef
- Démarrage et fonctionnement au point d'arrêt pendant 5 minutes minimum
- Décollage
- Montée au-dessus du plateau du Retord (France) - Altitude 5000 à 5500 ft – Taux de montée = 500 à 600 ft / min en fonction des conditions du jour
- Descente et retour à l'aérodrome
- Touchdown puis montée à une altitude de 3300 ft
- Vol rapide (115 à 120 kt) pendant 2 minutes, puis vol lent (65 à 70 kt) pendant 3 minutes
- Retour à l'aérodrome et atterrissage
- Arrêt moteur

Pause d'environ 30 à 40 minutes

Vol #2 :

Contenu du vol #2 identique à celui du vol #1.

Capteurs installés sur l'aéronef :

1 capteur iButton positionné à l'extérieur de l'aéronef, fixé sur l'intrados de l'aile droite, à l'emplanture (mesure de température et d'humidité relative)



Figure 197 : Capteur de mesures de température et d'humidité relative
Source : BEA

1 capteur iButton positionné sous les capots moteur, à proximité immédiate du carburateur gauche (mesure de température et d'humidité relative)

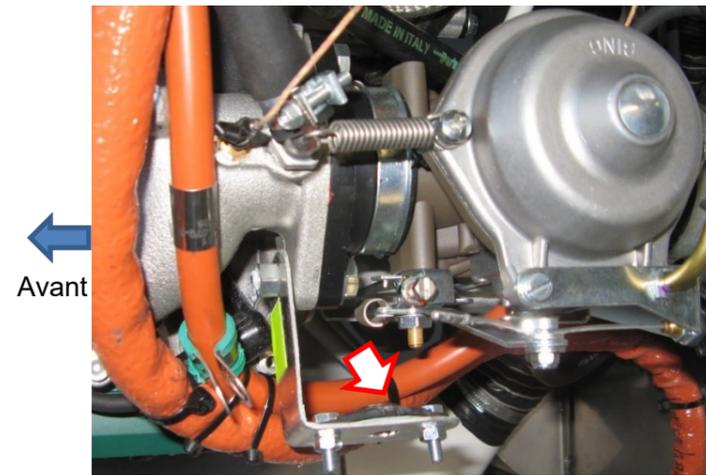


Figure 198 : Capteur de mesures de température et d'humidité relative
Source : BEA

1 thermocouple fixé sur la surface extérieure du corps du carburateur gauche (mesure de température)

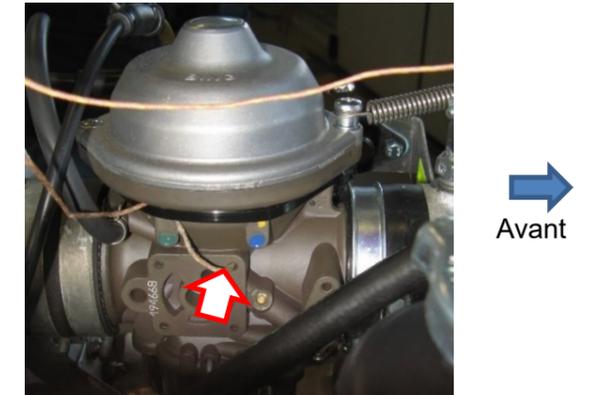


Figure 199 : Capteur de mesure de température
Source : BEA

1 thermocouple fixé juste en aval de la vanne à papillon du carburateur gauche (mesure de température)

Le thermocouple est situé dans le flux d'air au droit de la section de sortie du carburateur.

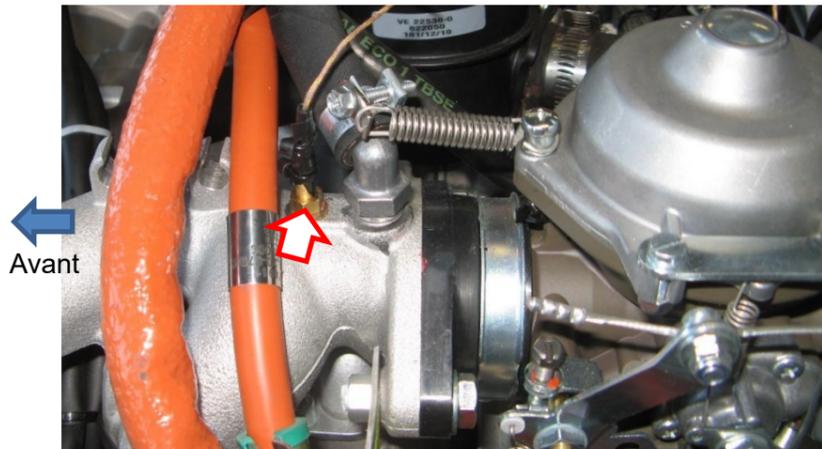


Figure 200 : Capteur de mesure de température
Source : BEA

1 thermocouple fixé dans la boîte à air (mesure de température)

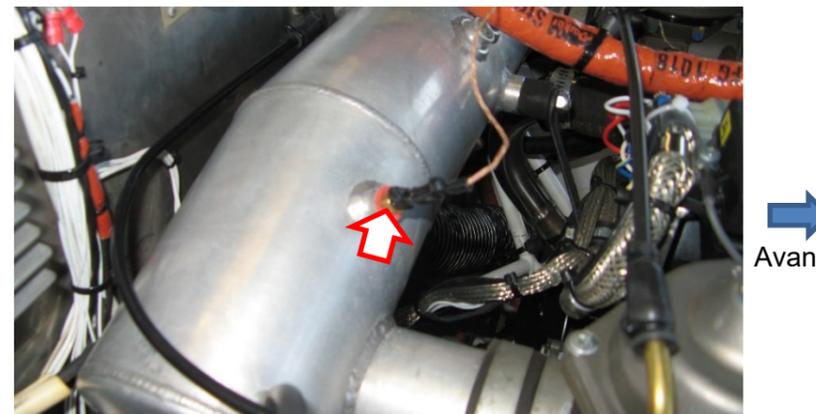


Figure 201 : Capteur de mesure de température
Source : BEA

1 thermocouple fixé à l'entrée de la boîte à air (mesure de température)

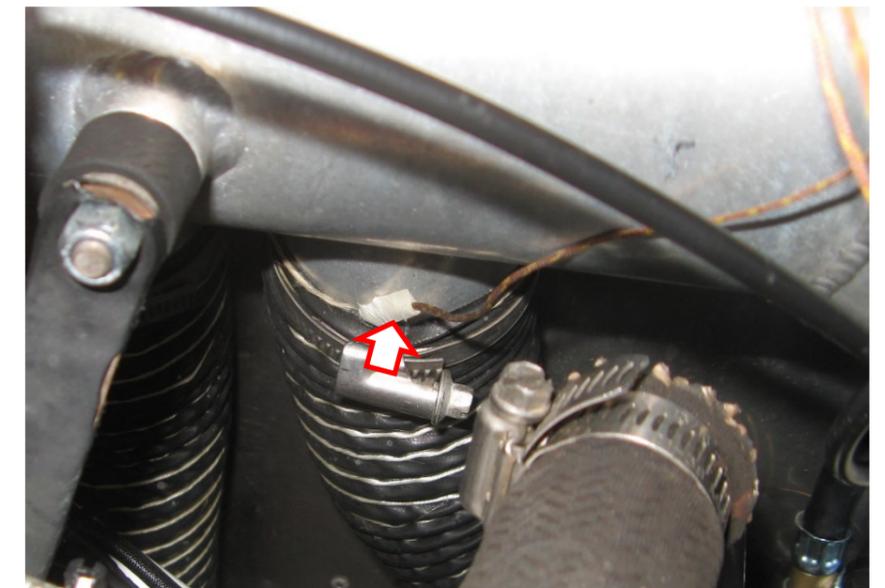


Figure 202 : Capteur de mesure de température
Source : BEA

Conditions lors du vol :

Légende :

	Au sol, avant le vol 1
	Au sol, avant le vol 2
	En descente, à la fin des vols 1 et 2

Si on repositionne ces conditions dans le diagramme proposé par l'EASA :

- au sol, avant le vol 1, ces conditions étaient propices au givrage sévère en descente ;
- au sol, avant le vol 2, ces conditions étaient propices au givrage sévère en descente et au givrage modéré en croisière ;
- lors de la dernière descente des vols 1 et 2, ces conditions étaient propices au givrage sévère en descente et au givrage modéré en croisière.

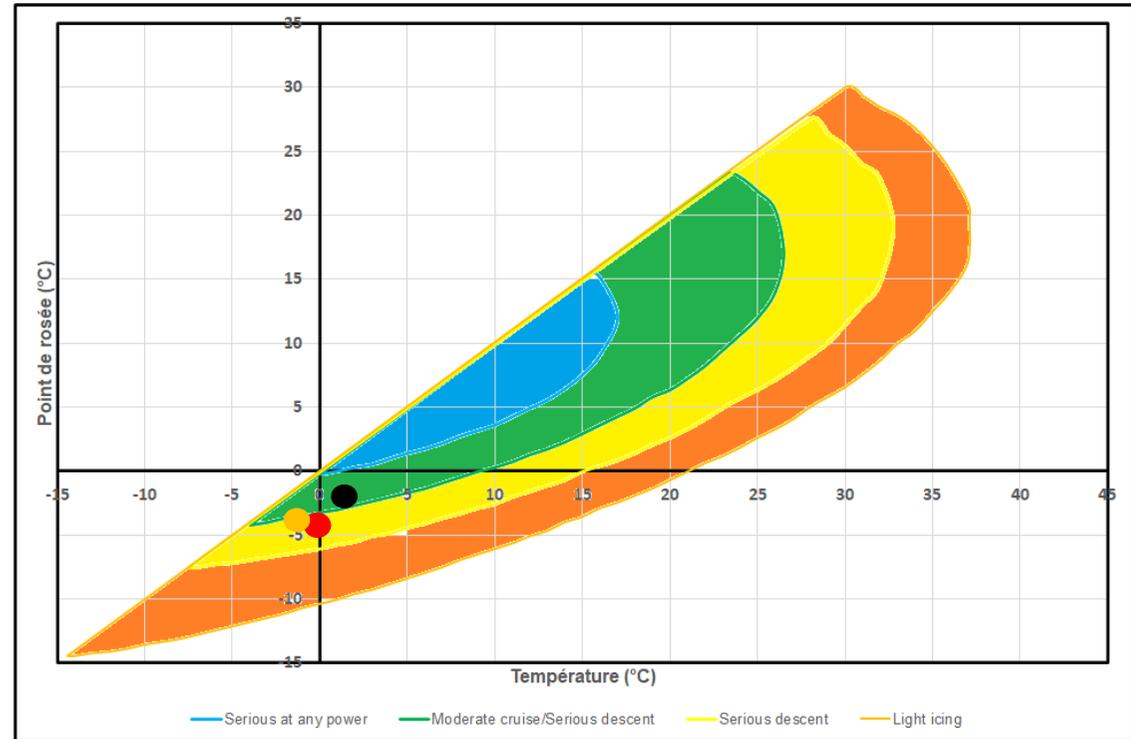


Figure 203 : Repositionnement des conditions météo dans le diagramme EASA
Source : BEA

Température

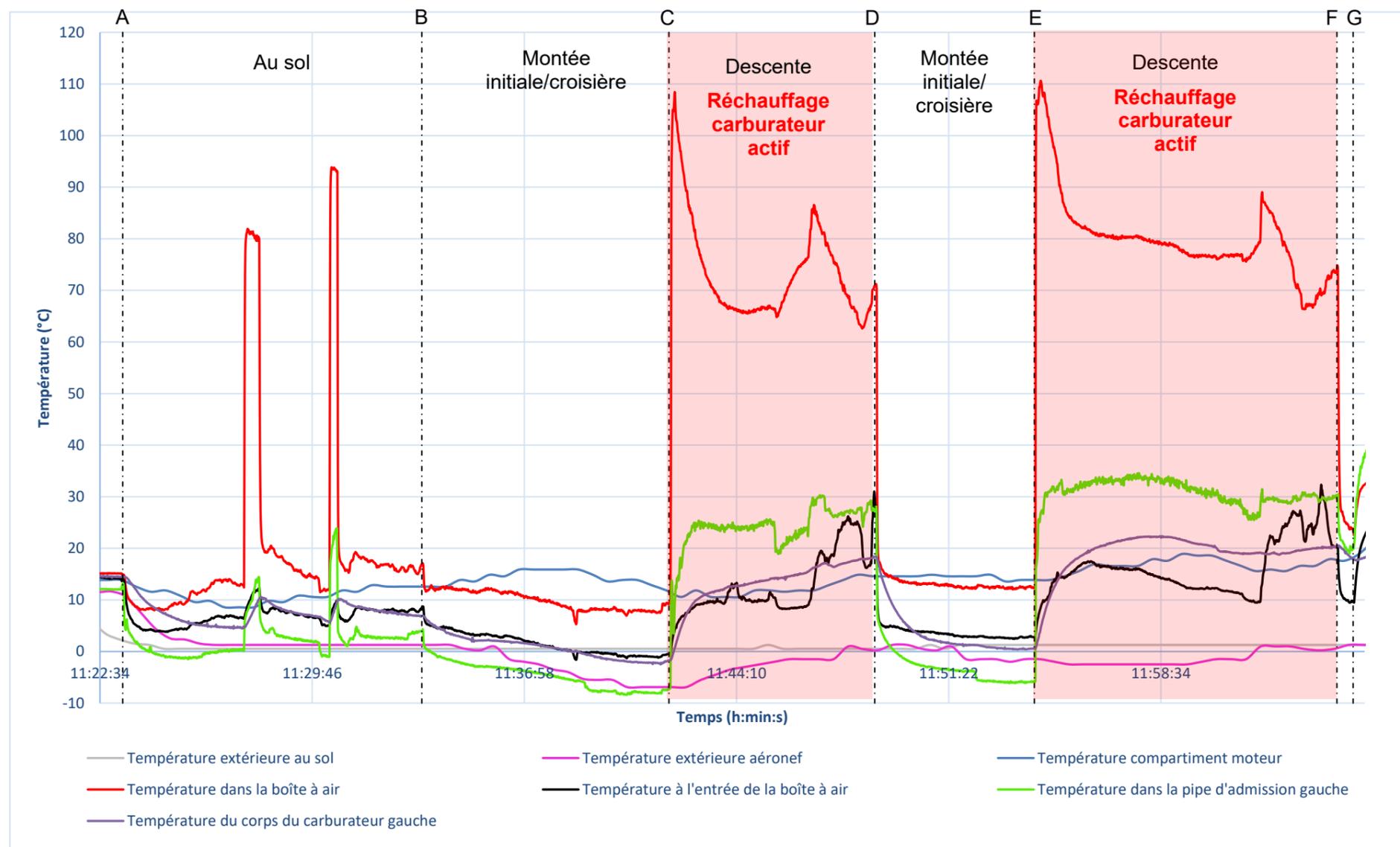


Figure 204 : Mesures de températures
Source : BEA

Légende :

Repères	Phases	Repères	Phases
A	Démarrage moteur	B	Décollage / Mise en puissance
C	Début de descente	D	Touch and go
E	Début de descente	F	Atterrissage
G	Arrêt moteur		

Commentaires :

Lors du démarrage du moteur, on note que :

- la température à l'entrée de la boîte à air chute d'environ 8°C pendant 1 minute, pour ensuite remonter d'environ 5°C ;
- la température dans la boîte à air chute d'environ 10°C pendant 2 minutes, pour ensuite remonter d'environ 3°C ;
- la température du corps de carburateur chute progressivement, jusqu'à environ 10°C en deçà de la valeur de démarrage ;
- la température dans le conduit d'admission chute spontanément d'environ 14°C.

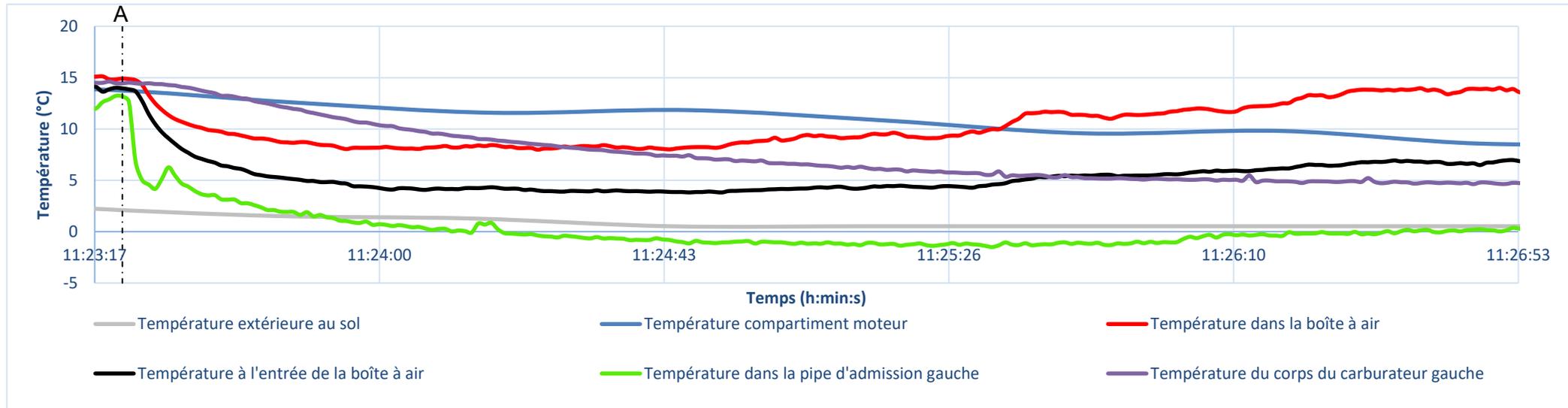


Figure 205 : Mesures de températures

Source : BEA

Du démarrage au décollage, la température sous les capots baisse très peu, 8 à 11°C supérieure à celle extérieure.

Dans la première phase « montée/croisière », on note que :

- la température sous capots n'est jamais inférieure à celle sous capot lors du décollage, elle est même supérieure d'environ 3°C durant cette phase ;
- la température à l'entrée de la boîte à air est supérieure d'environ 2 à 6°C à celle extérieure ;
- la température dans la boîte à air est supérieure d'environ 10 à 14°C supérieure à celle extérieure et supérieure d'environ 7 à 9°C supérieure à celle à l'entrée de la boîte à air ;
- la température dans le conduit d'admission est inférieure d'environ 1 à 2°C à celle extérieure ;
- la température sur la peau externe du carburateur reste supérieure à celle extérieure, on note toutefois qu'elle chute en deçà de 0°C durant cette phase du vol.

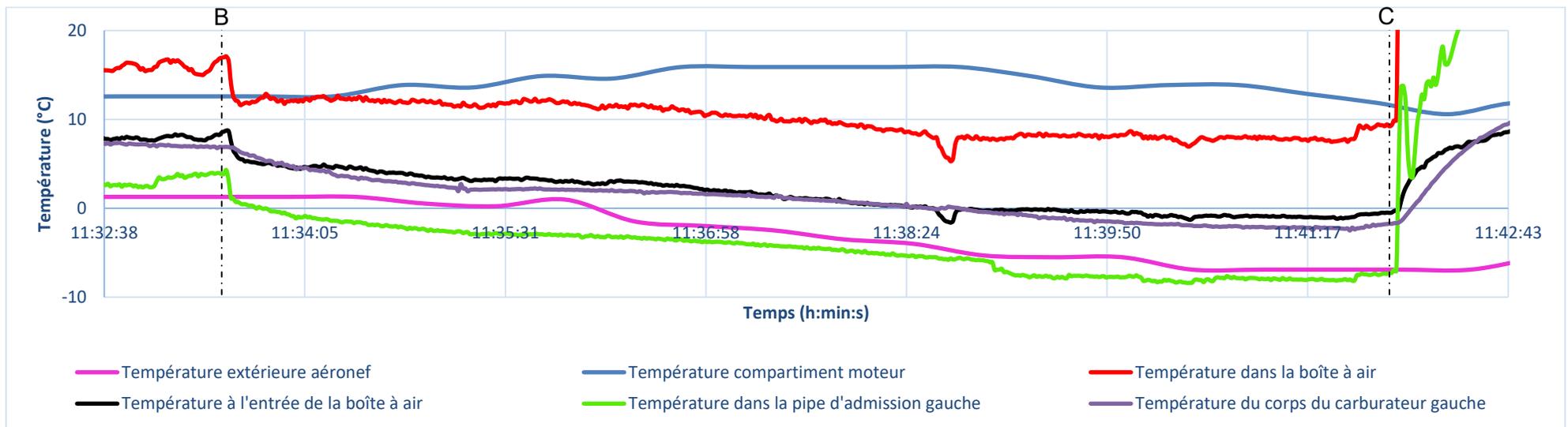


Figure 206 : Mesures de températures

Source : BEA

Dans chaque phase de descente, le dispositif de réchauffage du carburateur a été activé. Cette activation se traduit instantanément par :

- une augmentation très importante de la température dans l'entrée d'air d'environ 100°C, pour ensuite diminuer pour être environ 60°C supérieure à celle avant l'activation du dispositif de réchauffage ;
- une augmentation de la température à l'entrée de la boîte à air d'environ 10°C ;
- une augmentation de la température dans le conduit d'admission d'environ 24°C ;
- une augmentation de la température de la peau externe du carburateur d'environ 15°C.

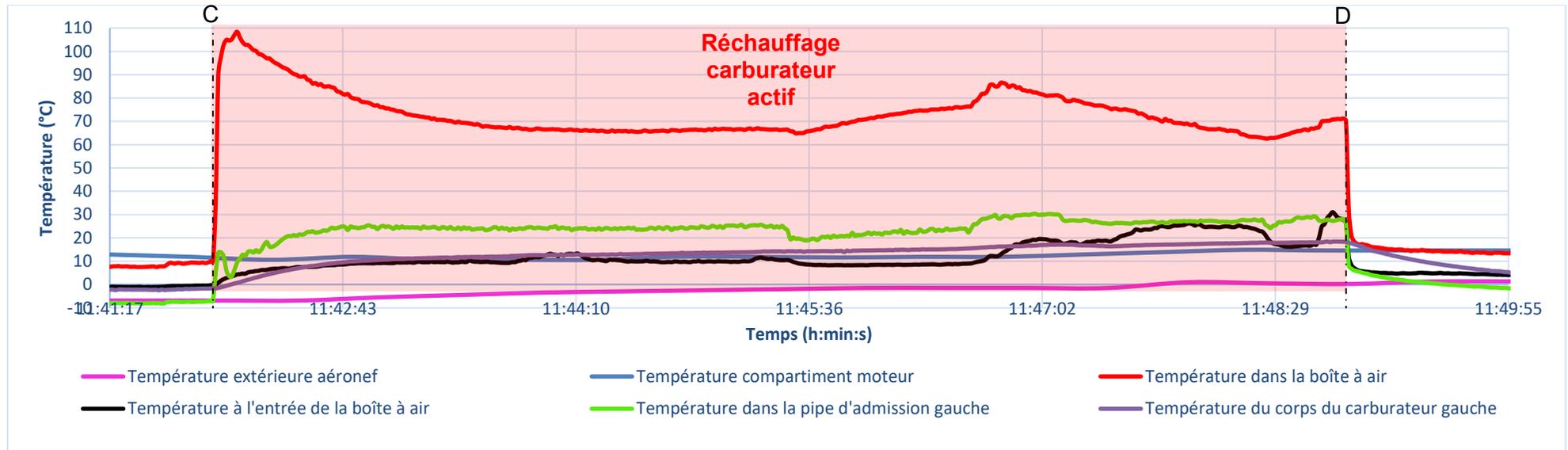


Figure 207 : Mesures de températures

Source : BEA

5.6.3.2.4 – TECNAM P2008 JC

Le vol sur cet aéronef a été réalisé le 21 janvier 2022.

Informations relatives à l'aéronef et son système propulsif :

Statut de l'aéronef *	Avion immatriculé Certification : CS-VLA
Moteur équipant l'aéronef	912 S2 développant la puissance maximale de 100 hp (EASA Type Certificate No. EASA.E.121)
Type d'installation motrice	Type 2 / carburateurs associés à une Airbox

* : <https://www.easa.europa.eu/document-library/type-certificates/aircraft-cs-25-cs-22-cs-23-cs-vla-cs-lsa/easaa583-tecnam-p2008>



Figure 208 : Avion sur lequel les mesures ont été réalisées
Source : <http://tagazous.free.fr/affichage2.php?img=57907>



Figure 209 : Installation de l'avion utilisé
Source : BEA

Pour la réalisation de ces essais, un laissez passer a été obtenu auprès de l'EASA (EASA Approval Number : 60078213), puis auprès de la DGAC (N°0652/21/NO/NAV).

1. Applicant		2. Applicant's Reference													
AVIALPES		AVIALPES_FRANCE-F_HCTF-Measures in flight													
3. Aircraft manufacturer/type		4. Serial number(s)													
TECNAM / P2008JC / Registration: F-HCTF		1036													
5. Purpose (i.a.w. 21.A.701(a))															
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16
<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
Initial duration for Permit to Fly:				From: 1st April 2021	Until: 1st April 2022	Urgent - AOG		<input type="checkbox"/>							
6. Aircraft configuration															
The above aircraft for which a flight permit is requested will only be fitted with six sensors. The installation of these sensors will not require any modification of the aircraft. (Detailed description of the installation in chapter 4.3)															
7. Substantiations															
All the sensors used will be electrically autonomous. Under these conditions, the electrical balance of the aircraft will remain unchanged and the operating conditions of the aircraft systems are not affected by the sensors used.															
8. Conditions/Restrictions															
This flight permit is required for one flight, lasting a total of approximately 0.5 to 1 hour. The test program is shown in the attachment. The flight conditions approval remains valid provided the declared configuration is applicable, the aircraft is maintained in accordance with defined instructions, and compliance with airworthiness directives is observed.															
9. Statement															
The flight conditions have been established and justified in accordance with 21.A.708. The aircraft as defined in Field 6 above has no features and characteristics making it unsafe for the intended operation under the identified conditions and restrictions.															
10. Approved under Organisation Approval Number (if applicable):															
11. Date of issue		12. Applicant name and signature													
14/04/2021		CHAINE JEREMIE													
Date	Name	Signature													
															
Important Note: EASA cannot accept applications without signature. Please make sure that you sign the application and the Flight Conditions for a Permit to Fly – Approval Form															
13. EASA Approval - To be filled in only by the European Aviation Safety Agency															
EASA Approval Number	60078213														
Name	Ralph MENZEL														
Date	28 Apr 2021, Köln														
															
	Signature														
An agency of the European Union															

FO.CERT.00037-005 © European Union Aviation Safety Agency. All rights reserved. ISO9001 Certified. Page 10 of 10
 Proprietary document. Copies are not controlled. Confirm revision status through the EASA-Internet/Intranet.

Figure 210 : Laissez passer EASA
 Source : BEA

LAISSER-PASSER PERMIT TO FLY		DIRECTION GENERALE DE L'AVIATION CIVILE N°0652/21/NO/NAV	
<p>Le laissez-passer est délivré conformément à l'article 5(4)(a) du règlement (CE) 216/2008 et certifie que l'aéronef est capable d'exécuter le(s) vol(s) prévu(s) en sécurité dans les conditions énumérées ci-dessous et est valide dans tous les Etats Membres. <i>This permit to fly is issued pursuant to Regulation (EC) 216/2008, Article 5(4)(a) and certifies that the aircraft is capable of safe flight for the purpose and within the conditions listed below and is valid in all Member States.</i></p> <p>Cette autorisation de vol est également valable pour le vol vers et au-dessus des Etats non membres de l'UE sous réserve de l'obtention d'une approbation séparée des autorités compétentes de ces Etats. <i>This permit is also valid for flight to and within non-Member States provided separate approval is obtained from the competent authorities of such States.</i></p>		<p>1. Marques de nationalité et d'immatriculation <i>Nationality and registration marks</i></p> <p>F-HCTF</p>	
<p>2. Constructeur et type de l'aéronef <i>Aircraft manufacturer and type</i></p> <p>COSTRUZIONI AERONAUTICHE TECNAM S.P.A P2008 JC</p>		<p>3. Numéro de série <i>Serial number</i></p> <p>1036</p>	
<p>4. Ce laissez-passer couvre <i>The permit to fly covers</i></p> <p>Vols de développement <i>Development</i></p>			
<p>5. Détenteur <i>Holder</i></p> <p>Avialpes 8 Route de Côte merle 74370 Epagny Metz-Tessy</p>			
<p>6. Conditions/Remarques <i>Conditions/Remarks</i></p> <p>Les conditions de vols sont définies dans le document Avialpes_France-F_HCTF-Measures in flight du 14/04/2021, approuvé 60078213 le 28/04/2021, qui doit être en permanence associé au présent laissez-passer. <i>The flight conditions are defined in the document Avialpes_France-F_HCTF-Measures in flight dated 14/04/2021, approved under/by 60078213 on 28/04/2021, which must be associated to this permit-to-fly.</i></p> <p>Remarques: <i>Remarks:</i></p> <p>a. Une autorisation de convoyage comprend un ou des vols de réception technique à l'aérodrome de départ et le convoyage proprement dit avec les escales techniques indispensables. b. Le détenteur indiqué au §5 est responsable du respect de toutes les conditions associées à ce laissez-passer. c. L'utilisation de l'aéronef doit être faite conformément aux règles d'exploitation des aéronefs applicables et les pilotes doivent être détenteurs des licences et qualifications adéquates valides en France, même s'ils sont mentionnés sur le laissez-passer ou un document associé. d. Si des marques provisoires ont été déclinées à l'aéronef, elles ne sont utilisables que pendant la durée de validité du laissez-passer ; ces marques ne permettent pas l'inscription au registre français d'immatriculation des aéronefs.</p>			
<p>7. Période de validité <i>Validity period</i></p> <p>du 19/11/2021 au 01/04/2022 inclus</p>			
<p>8. Lieu et date de délivrance <i>Place and date of issue</i></p> <p>Paris, le 19/11/2021</p>			
<p>9. Signature du représentant de l'autorité compétente <i>Signature of the competent authority representative</i></p>		<p>Benoit PINON <i>Chef du pôle DSAC/NO/NAV</i></p>  	
EASA Form 20a			

Figure 211 : Laissez passer DGAC
 Source : BEA

Le contenu des essais validé par ces laisser passer est rappelé ci-dessous :

- **Aérodrome de décollage et d'atterrissage :**

Aéroport LFLP ANNECY Mont-Blanc

Localisation GPS :

- latitude : 45° 55' 46" N ;
- longitude : 006° 05' 56" E ;

Altitude : 1522 ft (463,9 m).

- **Programme de vol :**

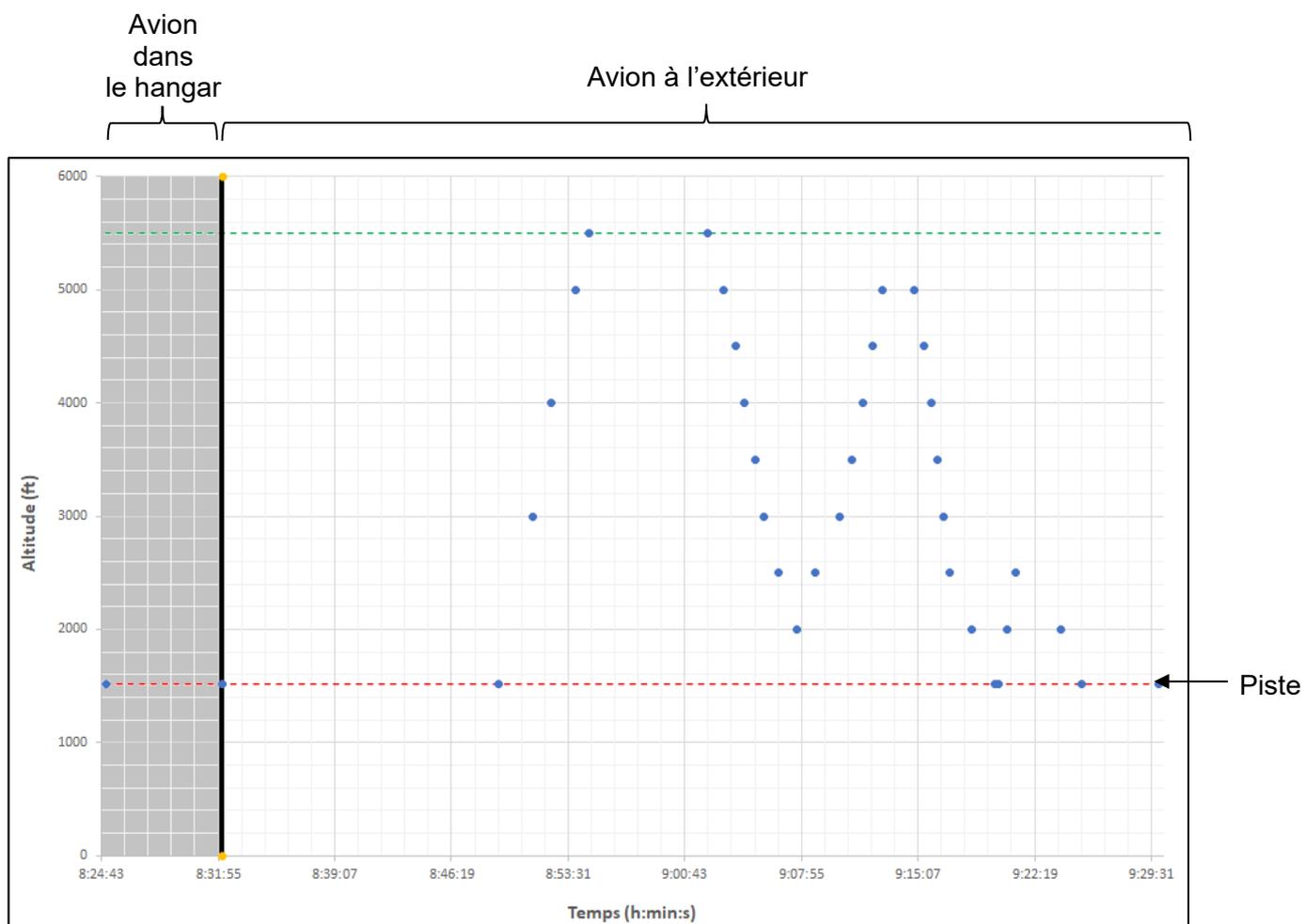


Figure 212 : Profil du vol

Source : BEA

Position des capteurs positionnés sur l'aéronef

1 thermocouple fixé sur la surface extérieure du corps du carburateur droit (mesure de température)

←
Avant

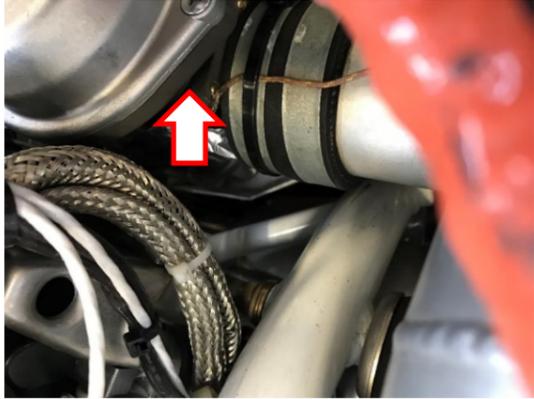


Figure 213 : Capteur de mesure de température
Source : BEA

1 thermocouple fixé dans la boîte à air (mesure de température)

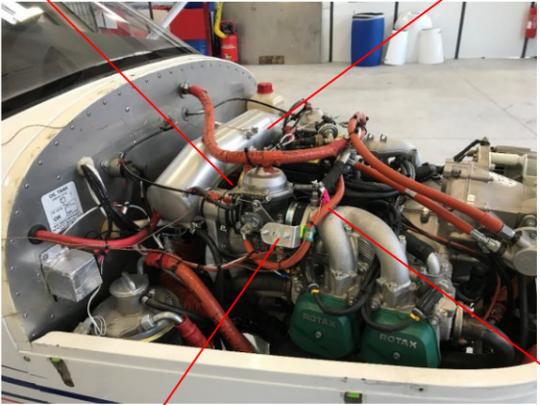


Figure 214 : Capteur de mesure de température
Source : BEA

1 capteur iButton positionné à l'extérieur de l'aéronef, fixé sur l'intrados/bord d'attaque de l'aile droite (mesure de température et d'humidité relative)



Figure 215 : Position du capteur de mesures de température et d'humidité relative
Source : BEA



1 capteur iButton positionné sous les capots moteur, à proximité immédiate du carburateur gauche (mesure de température et d'humidité relative)

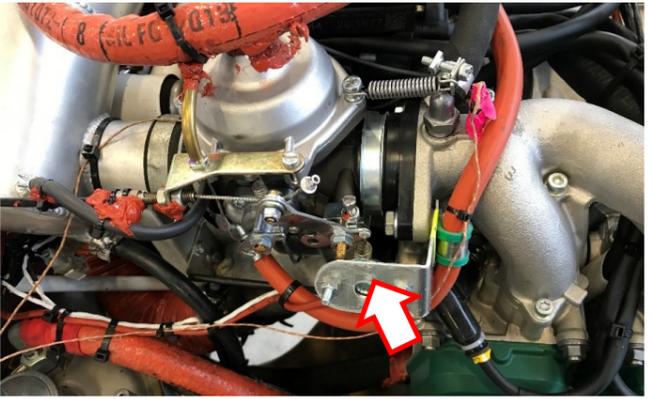


Figure 217 : Capteur de mesures de température et d'humidité relative
Source : BEA

1 thermocouple fixé juste en aval de la vanne à papillon du carburateur droit (mesure de température)

Le thermocouple est situé dans le flux d'air au droit de la section de sortie du carburateur.

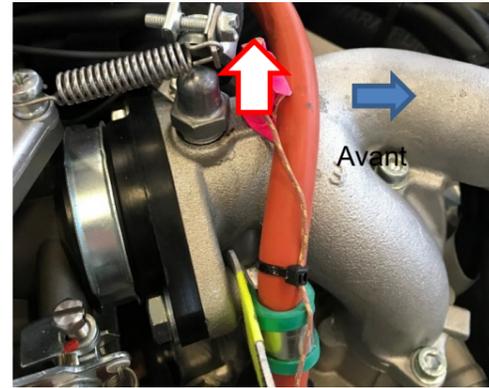


Figure 216 : Capteur de mesure de température
Source : BEA

Conditions lors du vol :

Légende :

- Conditions météo, au sol, issue du relevé de l'aéroport
Début des tests : 0,7°C / 67 % d'humidité / Point de rosée -4,9°C
- Conditions météo, au sol, issue du capteur extérieur installé sur l'aéronef
Début des tests : 0,5°C / 65 % d'humidité / Point de rosée -8,9°C
- Conditions météo au début de la première descente
*-6,5°C / 79 % d'humidité / Point de rosée -5,6°C
(conditions similaires au début de la seconde descente)*
- Conditions météo lors de la première descente à 3500 ft
-5,3°C / 86 % d'humidité / Point de rosée -7,2

Si on repositionne ces conditions dans le diagramme proposé par l'EASA, ces conditions étaient propices au givrage sévère en descente.

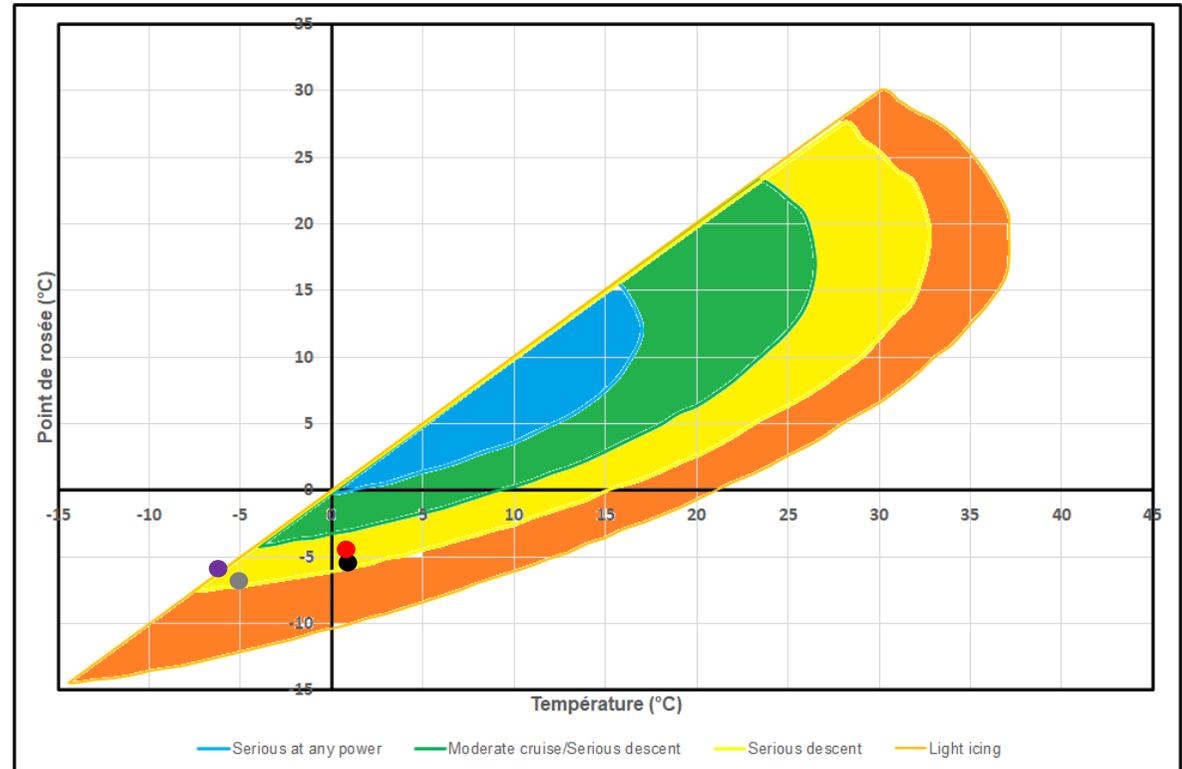


Figure 218 : Repositionnement des conditions de l'essai dans le diagramme de l'EASA
Source : BEA

Évolution des températures – Phase au sol :

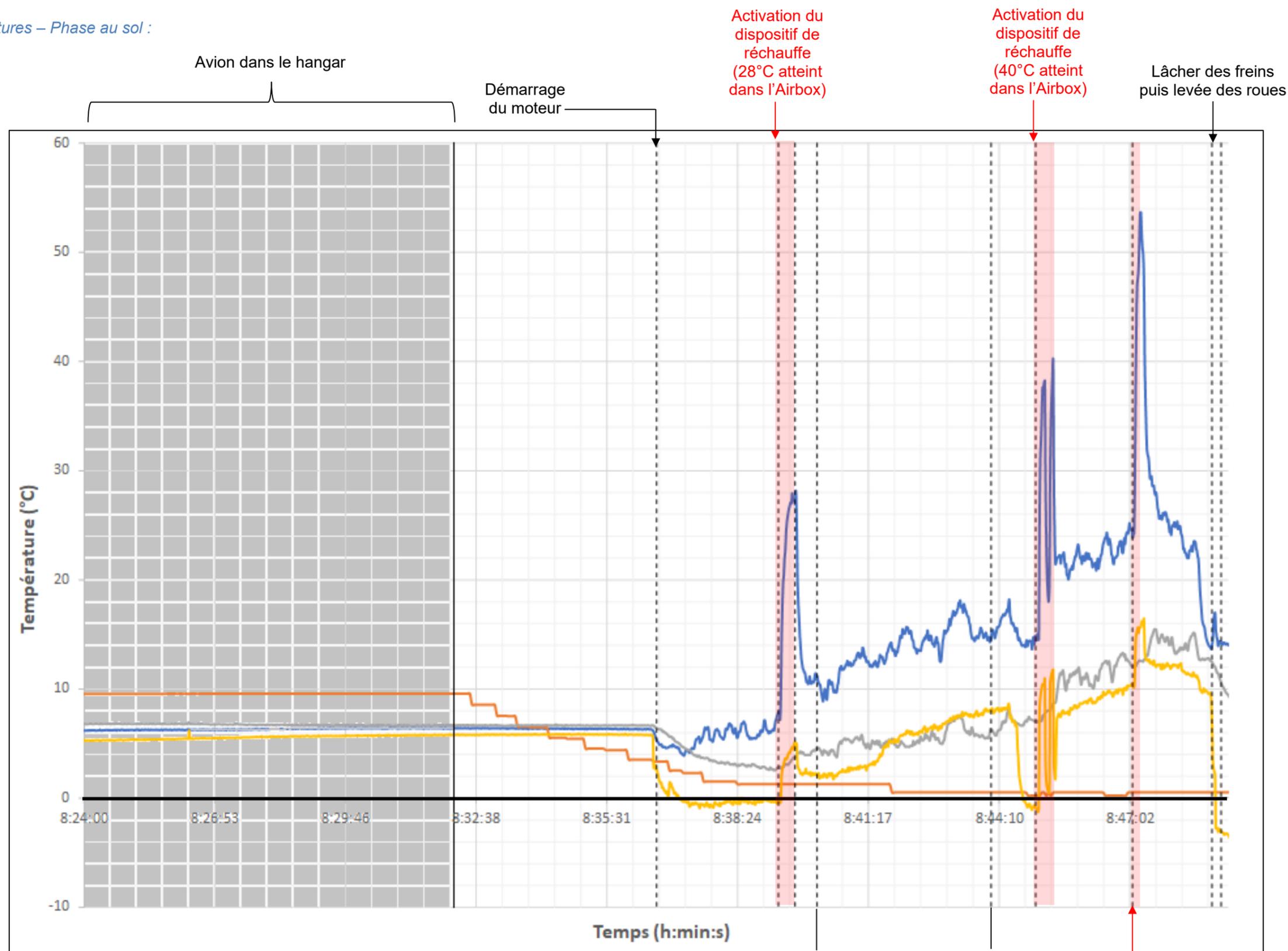


Figure 219 : Évolution des températures au sol
Source : BEA

—	Température de l'Airbox
—	Température de la surface externe du carburateur droit
—	Température en aval du papillon du carburateur droit
—	Température extérieure

Roulage

Activation du dispositif de réchauffe (54°C atteint dans l'Airbox)

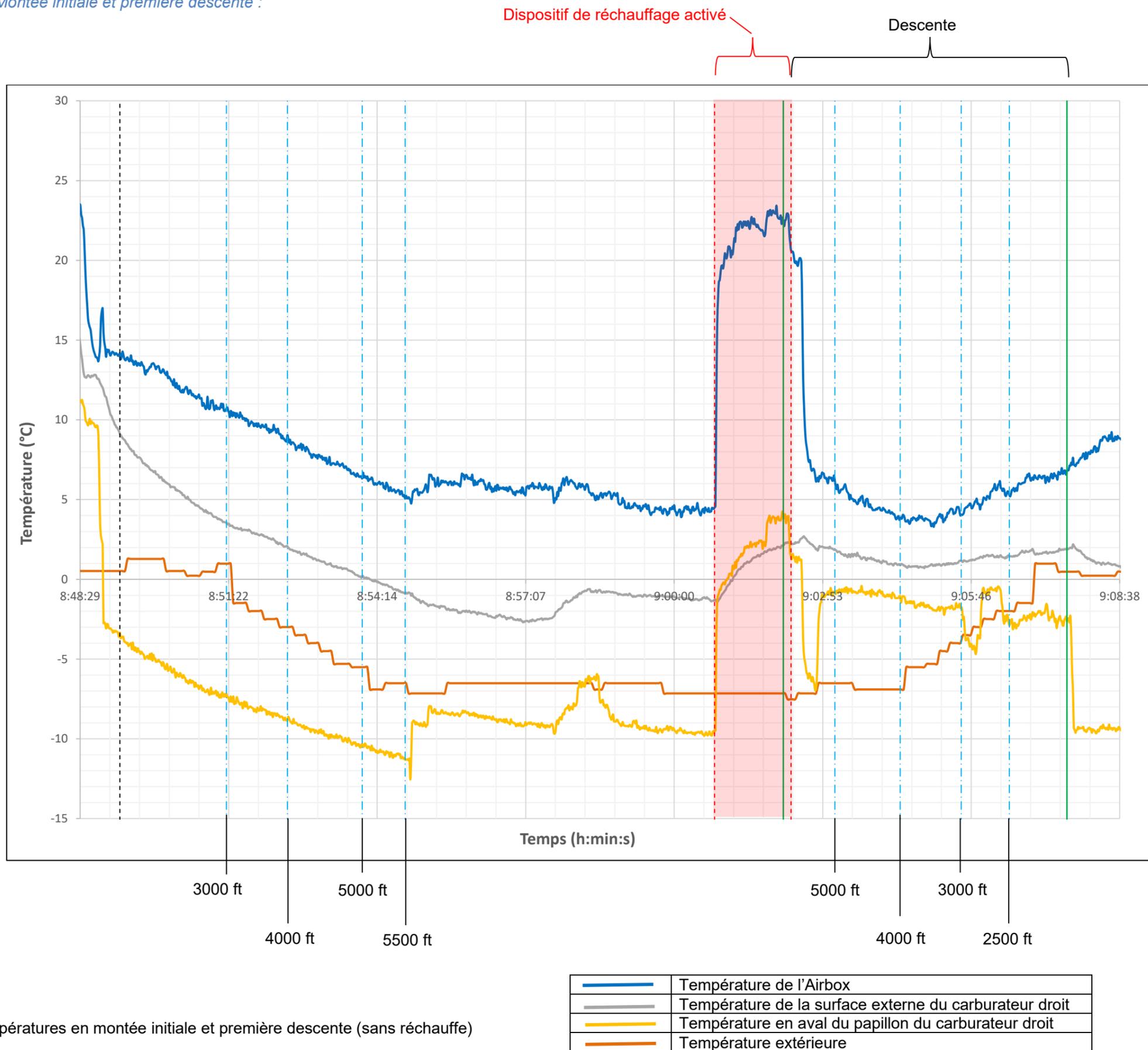


Figure 220 : Évolution des températures en montée initiale et première descente (sans réchauffe)
Source : BEA

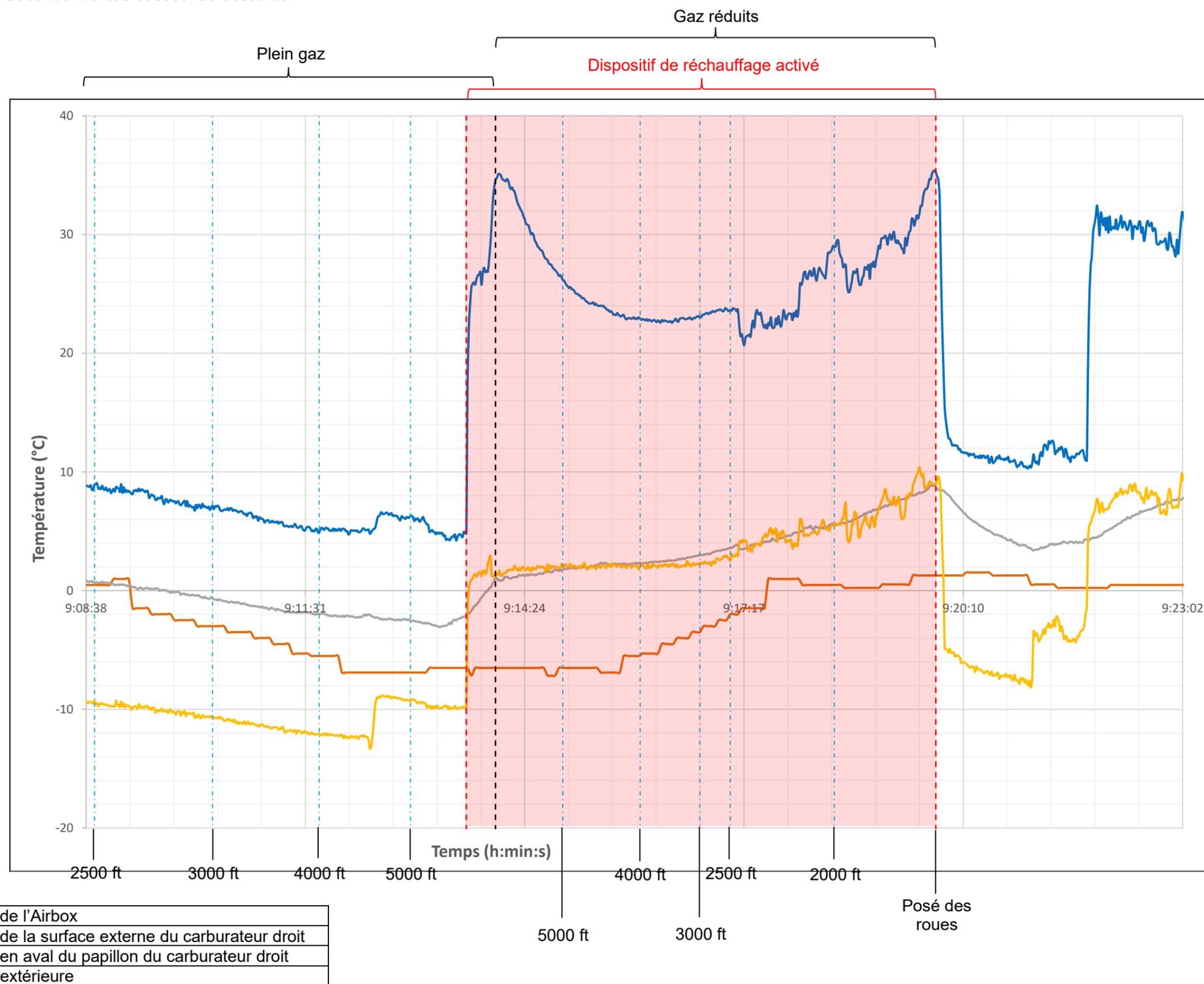
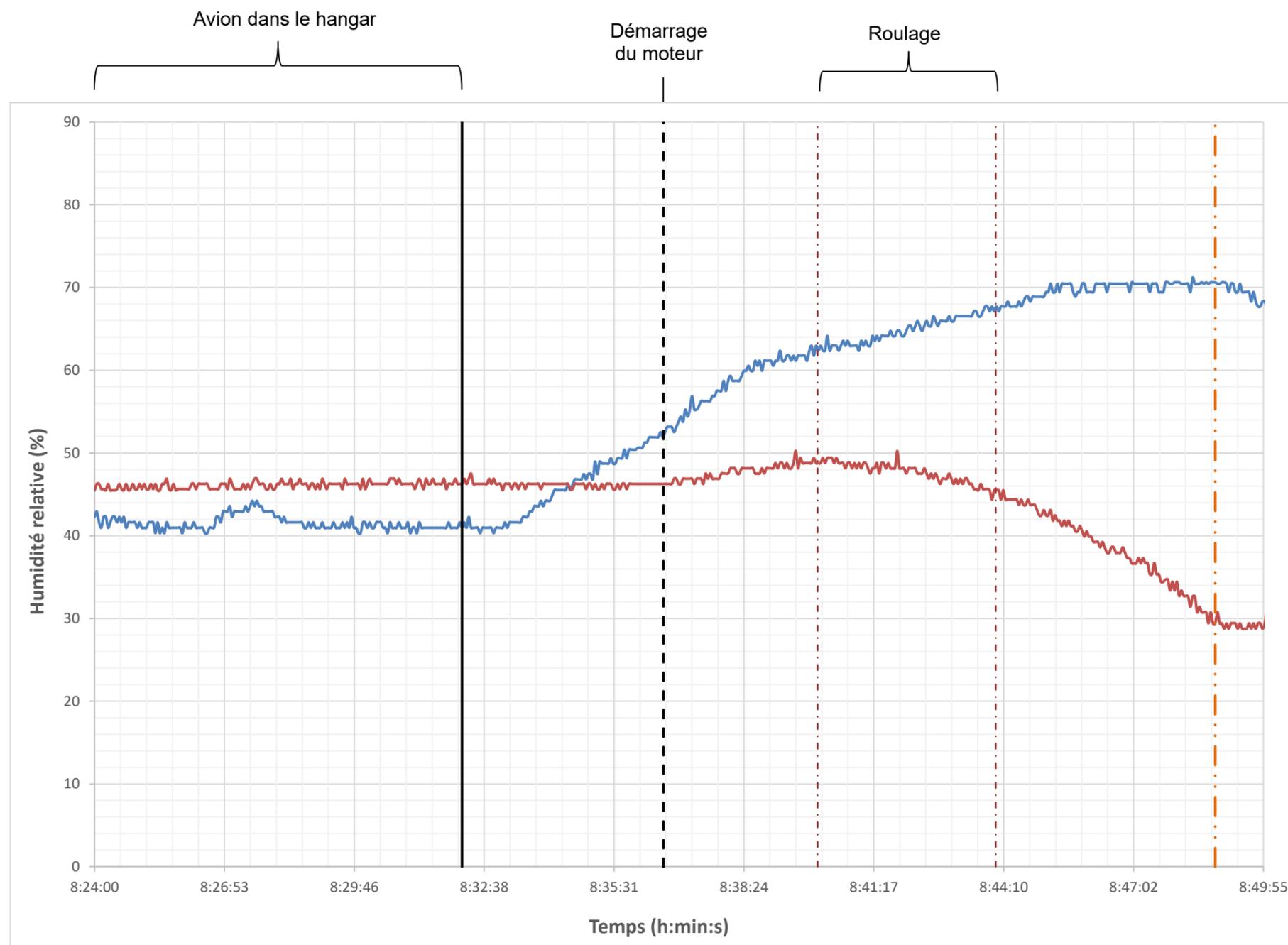
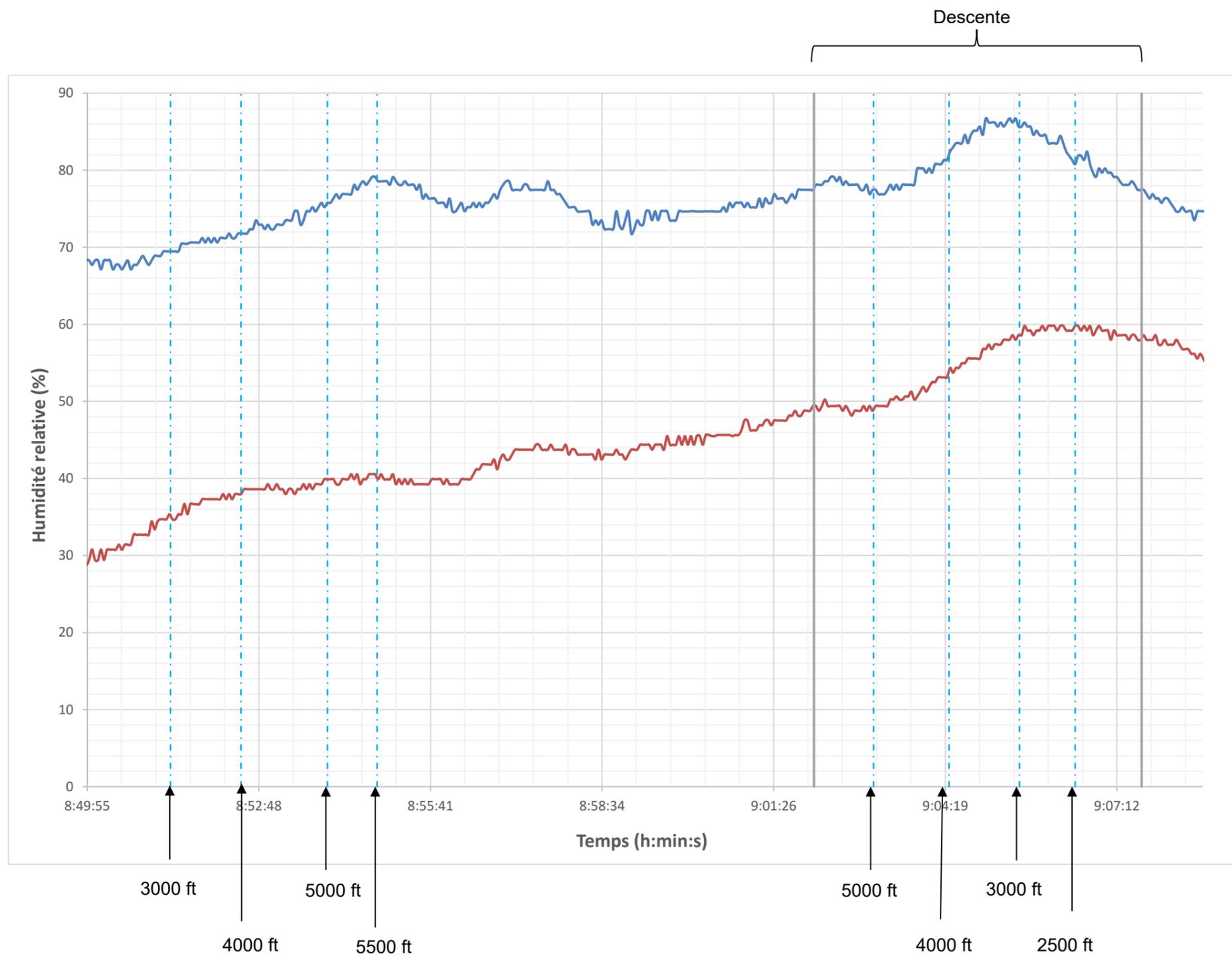


Figure 221 : Évolution des températures durant la seconde montée et la seconde descente (avec réchauffe)
 Source : BEA



—	Humidité relative extérieure
—	Humidité relative sous capots moteur

Figure 222 : Évolution de l'humidité relative au sol
Source : BEA



—	Humidité relative extérieure
—	Humidité relative sous capots moteur

Figure 223 : Évolution de l'humidité relative en montée initiale et première descente (sans réchauffe)
 Source : BEA

5.6.4. Mesures réalisées au banc d'essais



Figure 224 : Moteur Rotax 914 au banc d'essais

Source : BEA

Les capteurs mis en œuvre sont les suivants :

- un capteur iButton dans la chambre d'essais, à l'écart du moteur, pour enregistrer les conditions du jour ;
- un capteur iButton attaché à la face arrière du réducteur ;
- un thermocouple dans la pipe d'admission droite, juste en aval du carburateur ;

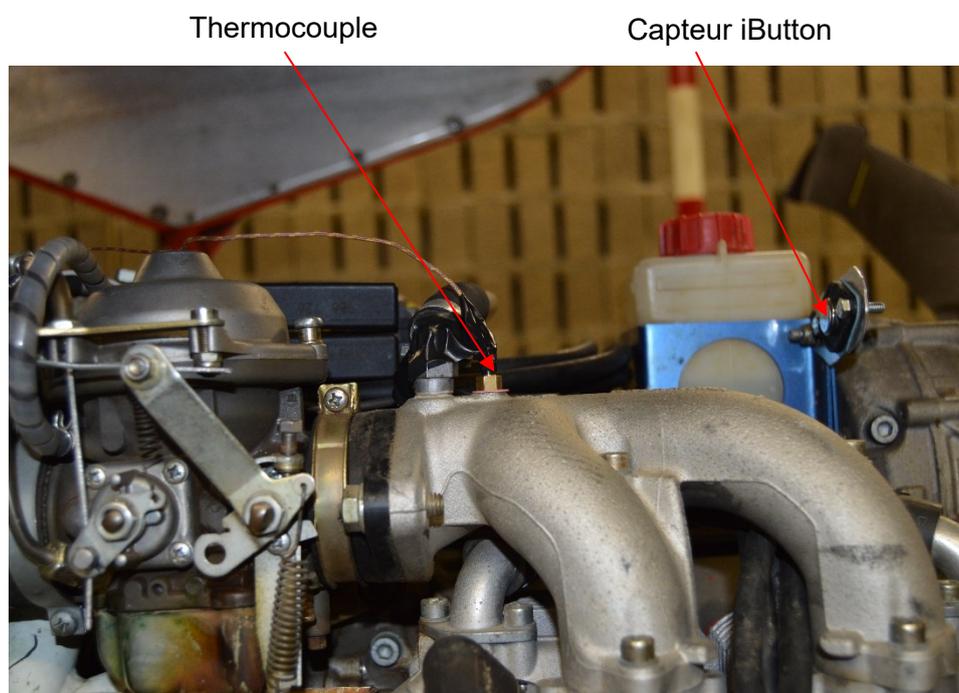


Figure 225 : Position de capteurs

Source : BEA

- un thermocouple dans l'Airbox ;

Thermocouple



Figure 226 : Thermocouple dans l'Airbox
Source : BEA

- un thermocouple dans la durite reliant le turbocompresseur à l'Airbox.

Thermocouple

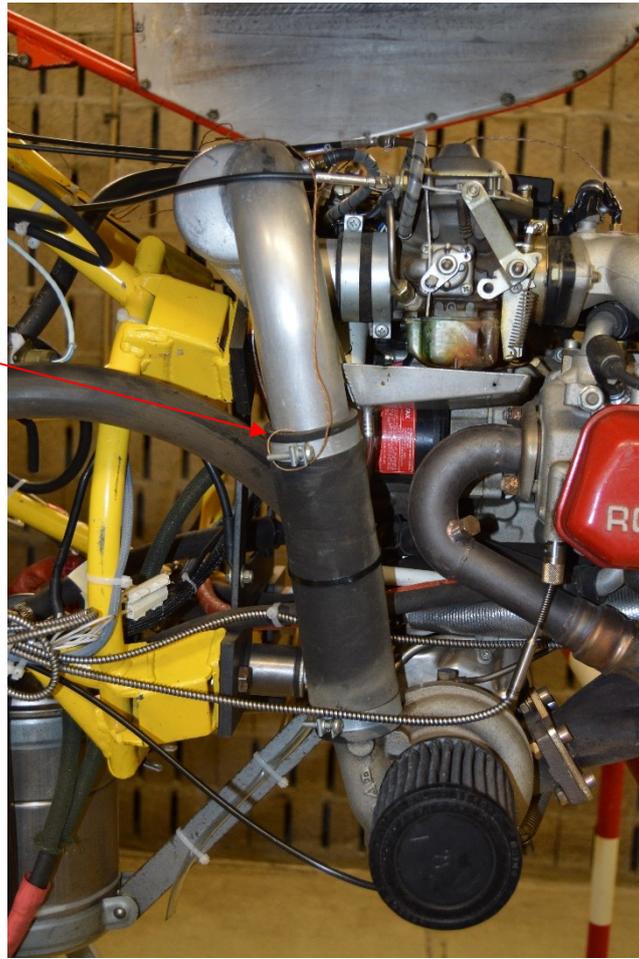


Figure 227 : Thermocouple entre le turbocompresseur et l'Airbox
Source : BEA

Les résultats de ces mesures sont les suivants :

Température

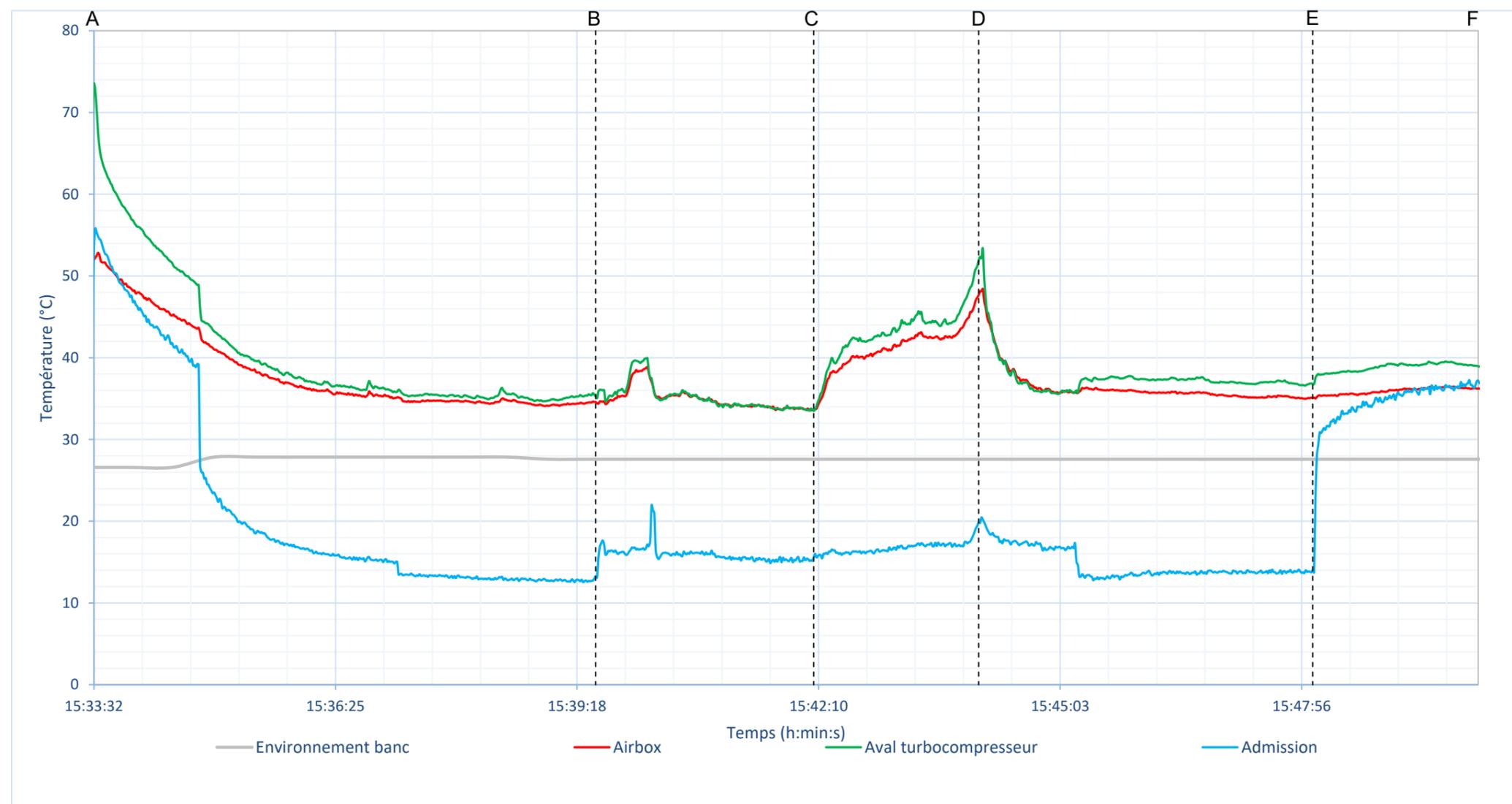


Figure 228 : Mesures de températures
Source : BEA

Légende :

Repères	Phases	Repères	Phases
A	Démarrage	D	Diminution à 4000 tr/min
B	Montée à 4000 tr/min	E	Mise au ralenti
C	Montée jusqu'à 5300 tr/min	F	Arrêt

Commentaires :

Humidité relative

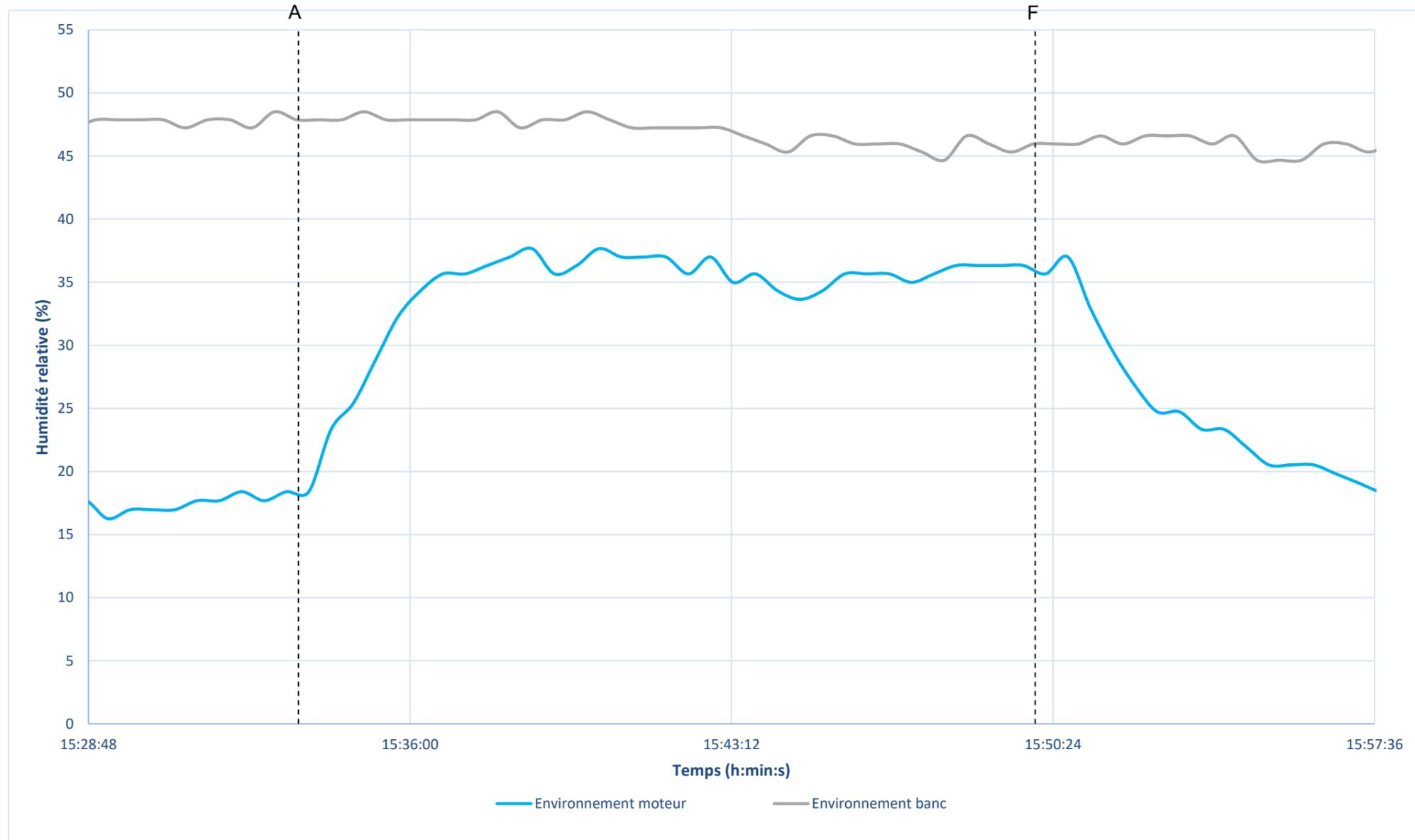


Figure 229 : Mesures de températures

Source : BEA

Légende :

Repères	Phases	Repères	Phases
A	Démarrage	F	Arrêt

Commentaires :

5.7. Synthèse et commentaires

La recherche bibliographique menée par le BEA n'a pas permis d'identifier de données validées susceptibles de répondre aux besoins d'une démarche d'enquête rigoureuse et objective, en cas de suspicion de givrage des dispositifs d'admission d'air des aéronefs équipés de moteur Rotax.

Les données fournies dans les manuels de vol des constructeurs sont variables. On note toutefois que plusieurs manuels indiquent que le phénomène est plus susceptible d'intervenir lorsque la température est inférieure à 10°C, indépendamment du point de rosée.

Aucun article scientifique traitant des moteurs Rotax 912/914 et du phénomène de givrage n'a été identifié. Les deux articles identifiés traitent de moteur deux temps. Dans ces articles, l'auteur insiste sur l'importance de la température de la surface externe du carburateur, le phénomène de givrage ne s'amorçant pas en raison d'une température trop élevée.

Les essais menés par le BEA sur différents aéronefs montrent que les variations de température et d'humidité relative sont très différentes suivant les aéronefs et les installations motrices.

- **Aéronefs trois axes, avec une installation de type 1 (§ 5.2) :**

Au démarrage du moteur, il est noté systématiquement une baisse instantanée de la température en aval du papillon des gaz. Cette baisse de température est générée par le flux d'air circulant dans le venturi et à l'injection de carburant.

Si on compare les données mesurées sur le Tecnam P92 (§ 5.6.3.2.2) et l'Aeroprakt A-22L (§ 5.6.3.2.3), cette baisse de température est différente :

	Tecnam P92	Aeroprakt A-22L
Baisse de température en aval du papillon des gaz	10 à 12°C environ	5°C environ

Sur le Tecnam, cette baisse de température est associée à une baisse de la température de la surface externe du carburateur, d'environ 6°C. Sur l'Aeroprakt, cette baisse de température n'est pas constatée.

Sur ces deux aéronefs, l'évolution des paramètres diffère également durant **la période au sol, entre le démarrage du moteur et le décollage**, avec une température extérieure qui demeure constante :

	Tecnam P92	Aeroprakt A-22L
Température dans le compartiment moteur	Sensiblement constante	Élévation de la température d'environ 12°C
Température en aval du papillon des gaz	Élévation de la température d'environ 5°C	Élévation de la température d'environ 6°C
Température de la surface externe du carburateur	Élévation de la température d'environ 1 à 2°C	Élévation de la température d'environ 5°C
Humidité relative dans le compartiment moteur	Sensiblement constante	Diminution progressive d'environ 40 %

Durant cette même période, si on compare les mesures réalisées sur les deux Aeroprakt A-22 (l'un avec carburateur - § 5.6.3.2.3 et l'autre avec injection - § 5.6.3.1), on constate des élévations de température dans le compartiment moteur sensiblement identiques. La diminution de l'humidité relative dans le compartiment moteur est en revanche inférieure sur l'aéronef à injection (diminution d'environ 30%).

Sur le Tecnam P92 (§ 5.6.3.2.2) et l'Aeroprakt A-22L (§ 5.6.3.2.3), l'évolution des paramètres diffère également durant **la période entre le décollage (mise en puissance) et la croisière**, avec une température extérieure qui diminue (d'environ 3°C pour le Tecnam et d'environ 5°C pour l'Aeroprakt) :

	Tecnam P92	Aeroprakt A-22L
Température dans le compartiment moteur	Élévation de la température d'environ 7°C	Diminution de la température d'environ 5°C, correspondant à la baisse de la température extérieure
Température en aval du papillon des gaz	Sensiblement constante	Sensiblement constante
Température de la surface externe du carburateur	Sensiblement constante	Diminution de la température d'environ 5°C, correspondant à la baisse de la température extérieure
Humidité relative dans le compartiment moteur	10 à 35 % inférieure à l'humidité relative extérieure	40 à 50 % inférieure à l'humidité relative extérieure

Durant la **phase de descente**, le seul paramètre qui évolue est la température en aval du papillon des gaz. Dans les deux cas, cette température augmente d'environ 5°C, en raison de la diminution du régime moteur.

En considérant ces données, la phase qui semble la plus critique est donc celle au sol, avant le décollage. Dans les vols réalisés, les facteurs les plus favorables au phénomène de givrage ont été mesurés sur le Tecnam P92.

Cette observation semble en adéquation avec l'expérience des utilisateurs d'aéronefs équipés de moteur Rotax qui relatent des phénomènes pouvant être du givrage au sol avant le décollage.

Les données enregistrées semblent en revanche montrer que les paramètres température et humidité relative ne sont pas propices au phénomène de givrage durant la phase de descente. On note en particulier une humidité relative sous les capots moteur très inférieure à celle extérieure et une température de la surface externe des carburateurs bien supérieure à celle mesurée en aval du papillon des gaz.

Les variations constatées entre le Tecnam P92 et l'Aeroprakt A-22L montrent l'importance des spécificités des installations motrices.

- **Aéronefs trois axes, avec une installation de type 2 (§ 5.2) :**

Au démarrage du moteur, il est noté systématiquement une baisse instantanée de la température en aval du papillon des gaz. Cette baisse de température est générée par le flux d'air circulant dans le venturi et à l'injection de carburant.

Si on compare les données mesurées sur le Tecnam P2002 (§ 5.6.3.2.3) et le Tecnam P2008 (§ 5.6.3.2.4), ces baisses de température sont différentes :

	Tecnam P2002	Tecnam P2008
Baisse de température en aval du papillon des gaz	Environ 14°C	Environ 6°C
Baisse de température dans l'Airbox	Environ 7°C	Environ 1 à 2°C

Suite au démarrage du moteur, on note également une diminution de la température de la surface externe du carburateur. Cette diminution est plus progressive, elle s'étale sur plusieurs minutes.

	Tecnam P2002	Tecnam P2008
Baisse de la température de la surface externe du carburateur	10°C environ	2 à 3°C environ

A l'issue du démarrage du moteur, jusqu'au décollage, on note les évolutions de température suivantes. Pour ces évolutions, il faut prendre en compte les augmentations de régime ponctuelles réalisées.

	Tecnam P2002	Tecnam P2008
Température en aval du papillon des gaz	Élévation de la température d'environ 4 à 5°C	Élévation de la température d'environ 4 à 5°C
Température de la surface externe du carburateur	Élévation de la température d'environ 2 à 3°C	Élévation de la température d'environ 6°C
Température dans l'Airbox	Élévation de la température d'environ 4 à 5°C	Élévation de la température d'environ 8°C

Au décollage, à la mise en puissance, les évolutions de température suivantes sont notées :

	Tecnam P2002	Tecnam P2008
Température en aval du papillon des gaz	Diminution de la température d'environ 6 à 7°C	Diminution de la température d'environ 14°C
Température de la surface externe du carburateur	Diminution de la température d'environ 4 à 5°C	Diminution de la température d'environ 10°C
Température dans l'Airbox	Diminution de la température d'environ 5 à 6°C	Diminution de la température d'environ 5°C

Lors de l'activation du dispositif de réchauffage, les variations de température mesurées diffèrent fortement entre le Tecnam P2002 (§ 5.6.3.2.3) et le Tecnam P2008 (§ 5.6.3.2.4).

	Tecnam P2002	Tecnam P2008
Température en aval du papillon des gaz	Élévation de la température d'environ 30 à 35°C	Élévation de la température d'environ 12 à 14°C
Température de la surface externe du carburateur	Élévation de la température d'environ 15°C	Élévation de la température d'environ 4°C
Température dans l'Airbox	Élévation de la température d'environ 50 à 100°C	Élévation de la température d'environ 20 à 30°C

Il faut noter que l'élévation de la température de la surface externe du carburateur est nettement plus lente que les deux autres températures.

- **Comparaison des installations de type 1 et de type 2 :**

Au sol :

Les tendances des variations de températures sont similaires. Le fait intéressant est, dans les installations de type 2, la baisse de la température dans l'Airbox suite au démarrage du moteur. Cette température va ensuite réaugmenter progressivement.

Pour illustrer ces observations, des valeurs sont présentées dans le tableau ci-dessous :

Tecnam P92	Aeroprakt A-22	Tecnam P2002	Tecnam P2008
Textérieur = 15°C	Textérieur = 24°C	Textérieur = 1 – 1,5°C	Textérieur = -6,5°C
> Baisse de la Taval carburateur au démarrage = -11°C	> Baisse de la Taval carburateur au démarrage = -5°C	> Baisse de la Taval carburateur au démarrage = -8°C	> Baisse de la Taval carburateur au démarrage = -5°C
> Tendence de Taval carburateur au sol = élévation très faible	> Tendence de Taval carburateur au sol = élévation très faible	> Tendence de Taval carburateur au sol = baisse d'environ 5 à 6°C	> Tendence de Taval carburateur au sol = élévation d'environ 4°C
> Baisse de la Tsurface ext carburateur au démarrage = -5°C	> Tendence de Tsurface ext carburateur au sol = +6°C	> Tendence de Tsurface ext carburateur au sol = baisse d'environ 6°C	> Tendence de Tsurface ext carburateur au sol = élévation d'environ 7°C
> Tendence de Tcompartment moteur = constante	> Tendence de Tcompartment moteur = élévation supérieure à 10°C	> Tendence de TAirbox = élévation d'environ 2 à 3°C	> Tendence de TAirbox = élévation d'environ 10°C

Lors de la montée :

Les tendances des variations de températures diffèrent suivant les aéronefs.

Un paramètre sensible, dans les installations de type 2, est la diminution de la température de la surface externe des carburateurs, entre 4 et 10°C.

Pour illustrer ces observations, des valeurs sont présentées dans le tableau ci-dessous :

Tecnam P92	Aeroprakt A-22	Tecnam P2002	Tecnam P2008
> Taval carburateur = diminution d'environ 14°C	> Taval carburateur = diminution d'environ 13°C	> Taval carburateur = diminution d'environ 5 à 6°C	> Taval carburateur = diminution d'environ 15 à 17°C
> Tsurface ext carburateur = sensiblement constante	> Tsurface ext carburateur = suit la diminution de la température extérieure	> Tsurface ext carburateur = diminution d'environ 4°C	> Tsurface ext carburateur = diminution d'environ 10 à 11°C
> Tcompartment moteur = élévation d'environ 7°C	> Tcompartment moteur = suit la diminution de la température extérieure	> TAirbox = diminution d'environ 4 à 5°C	> TAirbox = diminution d'environ 10 à 12°C

En croisière :

Sur les quatre avions présentés au § 5.6.3.2, Les évolutions des températures en aval des carburateurs, par rapport à la température extérieure, sont plus faibles pour les installations motrices de type 2 (équipées d'une Airbox) que pour les installations motrices de type 1.

On note que les évolutions des températures de la surface externe des carburateurs par rapport à la température extérieure, sont similaires.

On note également que les évolutions de la température dans le compartiment moteur (pour les installations motrices de type 1) et les évolutions de la température dans l'Airbox (pour les installations motrices de type 2), par rapport à la température extérieure, sont très proches.

Pour illustrer ces observations, des valeurs sont présentées dans le tableau ci-dessous :

Tecnam P92	Aeroprakt A-22	Tecnam P2002	Tecnam P2008
Textérieur = 11,5°C	Textérieur = 18,8°C	Textérieur = -4°C	Textérieur = -6,5°C
> Taval carburateur - Text = -6,5°C	> Taval carburateur - Text = -8°C	> Taval carburateur - Text = -1,5°C	> Taval carburateur - Text = -2,5°C
> Tsurface ext carburateur - Text = +3,5°C	> Tsurface ext carburateur - Text = +6°C	> Tsurface ext carburateur - Text = +4°C	> Tsurface ext carburateur - Text = +4°C
> Tcompartiment moteur - Text = +13 / +14°C	> Tcompartiment moteur - Text = +14°C	> TAirbox - Text = +11 / +12°C	> TAirbox - Text = +11 / +12°C

Le paramètre manquant pour les installations motrices de type 2 est l'humidité relative dans l'Airbox.

En descente :

En raison de l'activation du dispositif de réchauffage sur les installations de type 2, la comparaison n'a pas de sens.

- **Aéronefs de type autogyre :**

Sur les deux aéronefs testés par le BEA, l'environnement autour des carburateurs varie de façon totalement différente :

- Sur l'autogyre dont l'installation motrice n'est pas carénée, au sol et au début du vol, on note une température autour du carburateur supérieure à celle extérieure et une humidité relative inférieure à celle extérieure. Au bout de quelques minutes, la température autour du carburateur va diminuer et s'équilibrer avec la température extérieure. L'humidité relative suit la même évolution. Dans ce cadre, les conditions dans la seconde partie du vol et durant la descente semblent plus propices au phénomène de givrage que la phase au sol initiale et le décollage.
- Sur l'autogyre dont l'installation motrice est carénée, les évolutions de température et d'humidité relative sont totalement inversées. Au sol et au début du vol, la température et l'humidité relative autour des carburateurs est sensiblement identiques aux conditions extérieures. La température autour des carburateurs va ensuite croître progressivement et être bien supérieure à celle extérieure (supérieure d'environ 15°C dans le cas des vols réalisés). L'humidité relative va diminuer progressivement autour des carburateurs et être bien inférieure à celle extérieure (inférieure d'environ 30 % dans le cas des vols réalisés). Dans ce cadre, les conditions au sol et au tout début du vol semblent plus propices au phénomène de givrage que le reste du vol. Un phénomène de givrage a d'ailleurs été ressenti par le pilote au sol, avant un vol.

Sur la famille de moteur 914, les essais au banc indiquent que l'ajout du turbocompresseur génère une élévation de la température dans l'Airbox d'environ 3 à 5°C.

6 - CONCLUSION

6.1. Faits établis

- Les données les plus récentes identifiées dans les publications américaines et celles recherchées dans les archives du BEA montrent que le pourcentage d'événements associés au phénomène de givrage du dispositif d'admission d'air des moteurs à pistons est faible, entre 1 et 2,5 %.

Parmi ces événements, le pourcentage ayant entraîné le décès des occupants est également faible. Il est en revanche plus important pour les données issues du BEA, avec la prise en compte des événements associés aux ULM.

- Le phénomène de givrage dans le dispositif d'admission d'air des moteurs à pistons peut intervenir sous trois formes :
 - le givrage d'impact (sur les filtres, le bord des entrées d'air, les protubérances...);
 - le givrage carburateur ou de papillon ;
 - le givrage carburant dû à la présence d'eau dans le carburant.

La bibliographie est homogène dans la description de ces phénomènes. Le givrage carburateur reste toutefois le plus cité et le plus considéré.

Le givrage d'impact n'est jamais cité dans la recherche bibliographique relative aux enquêtes de sécurité.

- Les exigences de certification publiées par l'EASA et la FAA sont essentiellement concentrées sur le dispositif de réchauffage, en précisant les élévations de température minimales pour des conditions définies.
- Les autorités aéronautiques proposent quatre diagrammes différents pour définir la probabilité de givrage et sa sévérité, en fonction de la température de l'air et du point de rosée. Les données ayant permis la construction de ces diagrammes n'ont pas été identifiées.
- Des diagrammes plus anciens, issus essentiellement de travaux scientifiques menés aux États-Unis entre 1945 et 1950, ont été identifiés et exploités.

Ces travaux ont été menés sur des carburateurs à pression, bien éloignés des carburateurs à flotteurs équipant les moteurs actuels.

Ces diagrammes sont différents de ceux proposés par les autorités.

Ces travaux ont été menés en grande partie en laboratoire, sur des carburateurs isolés du système propulsif. L'influence de l'installation motrice n'a donc pas été prise en compte.

- Le phénomène de givrage des dispositifs d'admission des moteurs à pistons est abordé de façon homogène dans les rapports publiés par les bureaux d'enquêtes aéronautiques.

Dans ces rapports, l'analyse est basée essentiellement sur les conditions météo et leur exploitation dans l'un des diagrammes publiés par les autorités aéronautiques. Les spécificités des installations motrices ne sont pas considérées.

- Dans les manuels de vol publiés par les constructeurs d'aéronefs, les informations relatives au givrage des dispositifs d'admission des moteurs à pistons sont très réduites :
 - les symptômes les plus communs sont indiqués : baisse de puissance et présence de vibration ;
 - les informations concernent essentiellement l'utilisation du dispositif de réchauffage du carburateur, il y est en particulier précisé que ce dispositif est de type tout ou rien et qu'un ajustement du mélange est nécessaire lors de son activation.

Ces manuels ne précisent pas la susceptibilité au givrage de l'installation motrice.

- Aucune information pertinente et relative au givrage du dispositif d'admission d'air n'a été identifiée dans les publications des constructeurs des carburateurs.
- Une campagne d'essais sur l'installation motrice d'un avion Socata TB10 a été menée dans un banc d'essais.

Ces essais ont permis très difficilement la mise en évidence d'un phénomène de givrage carburateur. Les conditions qui ont permis la création de glace sont :

- faible température, de l'ordre de 3 à 4°C ;
- humidité relative très proche de 100 % ;
- régime moteur établi faible (entre 1500 et 1900 tr/min) ;
- carburateur isolé thermiquement.

Ces conditions de givrage sont proches de celles identifiées dans la publication « Carburator Ice Test Methodology Evaluation Final Report / CRC Report No. AV-17-13 – J. M. Thom, Associate Professor, Purdue University B. Kozak, PhD., Purdue University T. Yother, Purdue University – Décembre 2015 ». Cette publication est la plus récente identifiée sur le phénomène de givrage du dispositif d'admission des moteurs à pistons.

L'influence de chaque paramètre n'a pas été étudiée.

- Les installations motrices intégrant un moteur Rotax 4 cylindres, des familles 912 et 914, sont très diverses.

Pour les aéronefs trois axes, deux configurations sont rencontrées :

- Type 1 : Chaque carburateur est équipé d'un filtre à air. L'air ainsi aspiré par le moteur est celui régnant sous les capotages, renouvelé par les entrées d'air, de dimensions et de positions différentes suivant les aéronefs.

- Type 2 : Chaque carburateur est raccordé à une boîte à air (désignée Airbox) située juste en arrière des carburateurs. Cette boîte à air est raccordée par un boa souple à une entrée d'air.

Aucune publication scientifique, traitant du phénomène de givrage de ces installations motrices, n'a été identifiée.

Des mesures de températures et d'humidité relative ont été réalisées sur sept aéronefs, de statut ULM ou VLA. Ces mesures ont été réalisées en vol, dans des conditions météo diverses.

Aucun phénomène de givrage du dispositif d'admission d'air n'a été ressenti par les pilotes en vol. Dans un seul cas, les symptômes d'un phénomène de givrage ont été identifiés par le pilote, au sol, à l'issue du démarrage moteur.

Pour les installations motrices de type 1, il est noté que l'air aspiré par les carburateurs se trouve dans des conditions bien différentes de celles de l'air extérieur.

La température dans le compartiment moteur est plus élevée que la température extérieure (10 à 14°C supérieure) et l'humidité relative dans le compartiment moteur est nettement plus faible que l'humidité extérieure (40 à 50 % inférieure). Sur les aéronefs testés, les évolutions de températures et d'humidité relative varient suivant les aéronefs.

Sur ce type d'installation, en considérant ces données, le phénomène de givrage du dispositif d'admission pourrait être possible mais dans des conditions extrêmes (température faible et humidité relative très élevée). De plus, la phase qui semble critique est celle au sol. Les témoignages de plusieurs pilotes vont dans ce sens.

Pour les installations motrices de type 2, l'air dans l'Airbox se trouve à une température supérieure à celle extérieure, légèrement inférieure à la température régnant dans le compartiment moteur. L'humidité relative n'a pas été mesurée dans l'Airbox.

Les évolutions de températures sont similaires à celles constatées sur les installations motrices de type 1.

Dans ces conditions, l'analyse est similaire à celle proposée pour les installations de type 1.

Les conditions obtenues après l'activation du dispositif de réchauffage diffèrent suivant l'installation motrice considérée.

Pour les deux autogires testés, les évolutions de température et d'humidité relative sont totalement différentes.

6.2. Analyse et commentaires

Les quatre diagrammes proposés par les autorités aéronautiques, définissant la probabilité de givrage et sa sévérité, ne sont pas des outils d'investigation. Ils sont à considérer comme des enveloppes conservatives qui ne prennent pas en compte les spécificités des installations motrices.

Dans le cadre d'une enquête de sécurité, l'analyse d'un phénomène de givrage d'un dispositif d'admission d'air d'un moteur à pistons, basée uniquement sur les conditions météo extérieures et sur l'un des diagrammes parmi ceux proposés par les autorités, n'est pas appropriée.

La prise en compte des spécificités de l'installation motrice lors de l'analyse d'un phénomène de givrage est indispensable.

En raison des exigences de certification, une connaissance approfondie de la susceptibilité au phénomène de givrage de la part de chaque avionneur (avion certifié) est attendue.

BEA

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