



CAHIER DES CLAUSES TECHNIQUES PARTICULIÈRES

PROCEDURE 2025-01

**PROJET
« ANVOLE »**

-

**ACQUISITION D'UN AVION DE RECHERCHE
SCIENTIFIQUE ET PRESTATIONS ASSOCIEES**



SOMMAIRE

1	GENERALITES	4
1.1	Objet du document	4
1.2	Objet des prestations.....	4
1.3	Classification des exigences.....	4
1.4	Règles d'identification des exigences primordiales	5
1.5	Moyens de conformité des exigences	5
1.6	Types de certification des exigences	5
1.7	Documents de référence	6
1.8	Glossaire	6
2	CONTEXTE D'UTILISATION DES AVIONS PAR SAFIRE ET FONCTIONNEMENT DE CETTE	
	UNITE	8
2.1	Préparation des campagnes de vols CNRS	8
2.2	Exploitation des avions en vol	9
2.3	Exploitation des charges utiles scientifiques à bord	9
2.4	Maintien en condition opérationnelle des avions	9
3	EXPRESSION TECHNIQUE DES BESOINS	10
3.1	Caractéristiques & performances de l'avion modifié.....	10
3.1.1	Capacités générales et réglementaires de l'avion	10
3.1.2	Charge utile	12
3.1.3	Performances de l'avion	12
3.1.4	Capacités de navigation, surveillance et communication	13
3.1.5	Capacités de communication.....	15
3.1.6	Système d'intercommunication de bord (« téléphone de bord »)	15
3.1.7	Peinture	16
3.1.8	Etat de l'avion à la livraison	17
3.2	Modifications de structure.....	17
3.2.1	Grandes ouvertures hublots vers le haut.....	17
3.2.2	Petites ouvertures vers le haut	19
3.2.3	Grandes ouvertures hublots vers le bas	20
3.2.4	Petites ouvertures vers le bas	22
3.2.5	Veines aérosols de prélèvement d'air.....	23
3.2.6	Veine chimie de prélèvement d'air.....	24
3.2.7	Emports de sondes microphysiques.....	26
3.2.8	Système de mesure anémoclinométrique.....	27
3.2.9	Sondes partie avant.....	30
3.2.10	Système de largage de sonde	32
3.2.11	Antennes scientifiques.....	33
3.2.12	Hublots latéraux instrumentés	34
3.2.13	Support centrale inertielle	35
3.3	Génération et distribution électrique, câblage et récupération données avions	36
3.3.1	Génération électrique	36
3.3.2	Distribution électrique cabine.....	37
3.3.3	Câblage banalisé.....	38
3.3.4	Récupération des paramètres avion.....	40
3.4	Modifications cabine	41



3.4.1	Sièges expérimentateurs	41
3.4.2	Baie scientifique.....	42
3.4.3	Aménagement intérieur	43
3.5	Lot de bord	45
4	FORMATIONS INITIALES	45
5	DOCUMENTATION TECHNIQUE PROPRE AUX MODIFICATIONS	46
5.1	Masse et centrage	47
5.2	Génération et distribution électrique, câblages et mesures	47
5.3	Éléments mécaniques	47
5.4	Documents de certification	48
5.5	Documents d'exploitation.....	48
6	PRESTATION DE SUPPORT POUR LE MAINTIEN EN CONDITION OPÉRATIONELLE	48
6.1	Objet de la prestation de support en maintien en condition opérationnelle	48
6.2	Précision sur les activités CNRS de l'avion	49
6.3	Expression des besoins en matière de support en MCO.....	49
6.3.1	Généralité	49
6.3.2	Planification des actions de MCO.....	49
6.3.3	Taux de disponibilité	50
6.3.4	Documentation spécifique	51
6.3.5	Suivi de navigabilité	52
6.3.6	Maintenance	53
6.3.7	Lieu d'intervention.....	54
6.3.8	Dépannages	54
6.3.9	Gestion des enregistrements.....	54
6.3.10	Assistance logistique	55
6.3.11	Intégration mécaniciens CNRS (ou désignés par).....	55
6.3.12	Autres prestations non programmées (sur demande)	56
7	ÉQUIPEMENTS FOURNIS PAR LE CNRS	56



1 GENERALITES

1.1 Objet du document

Le présent document constitue le cahier des clauses techniques particulières du marché d'acquisition d'un avion modifié en laboratoire volant et les prestations de soutien associées.

1.2 Objet des prestations

Les prestations attendues au titre du marché sont indiquées ci-dessous. Le titulaire doit réaliser les prestations et en assurer le management et la qualité :

- L'étude, le développement et la fourniture d'un avion modifié en avion de recherche scientifique répondant aux différentes exigences du CNRS présentées dans ce document, ainsi que les équipements et la documentation associés aux transformations de l'avion afin que le CNRS puisse ultérieurement faire évoluer la charge utile scientifique,
- La formation initiale des personnels CNRS sur cet avion (pilotes, mécaniciens, opérateurs),
- Le maintien en condition opérationnel (entretien, réparations, suivi de navigabilité, qualification et maintien des compétences des mécaniciens de SAFIRE) de l'aéronef pour une période minimale de douze (12) mois après la date d'admission définitive de l'avion.

1.3 Classification des exigences

Les exigences sont classées en deux (2) niveaux :

- **Les exigences primordiales** : le Titulaire doit impérativement prendre en compte ces exigences dans son offre. Toutes les exigences décrites dans le CCTP sont des exigences primordiales. Elles doivent être entendues comme des exigences minimales que les offres doivent respecter et qui ne sont pas négociables au sens de l'article R.2161-17 du Code de la commande publique.
- **Les exigences modulables** : chacune de ces exigences est associée à une exigence primordiale initiale. Le Titulaire n'est pas obligé de prendre en compte ces exigences dans son offre. Elles sont explicitées dans le cadre de réponse technique dans les onglets 3 et 5, et apparaissent dans le CCTP en commentaire des exigences primordiales avec la mention « sera valorisée ».

Ces exigences sont de deux types :

- Capabilités de performance ou de modifications supérieures à l'exigence primordiale : le Titulaire définit lui-même la capacité complémentaire qu'il fournit au CNRS.
 - Ajout d'une capacité de modification de l'avion en complément de l'exigence primordiale : le CNRS décrit la capacité complémentaire demandée, le Titulaire qui souhaite répondre à cette exigence l'indique dans son cadre de réponse technique.
- ✓ Si le Titulaire décide de prendre en compte ces exigences modulables dans son offre, il doit respecter intégralement l'exigence primordiale associée dans le nouveau périmètre « exigence primordiale + modulable » conformément au CCTP et aux engagements pris dans le CRT.



1.4 Règles d'identification des exigences primordiales

Chaque exigence est délimitée par une marque de début et une marque de fin. La marque de début est identifiée par le terme [ANVOLE, suivi d'un nombre rappelant le paragraphe puis d'un numéro d'ordre de l'exigence dans le paragraphe. La marque de fin correspond au symbole #.

Exemple :

[ANVOLE 3_21]
L'avion doit ...

Tout engagement supérieur pris par le Titulaire tel que décrit dans le cadre de réponse technique et accepté par le CNRS prévaut sur les spécifications techniques minimales identifiées dans le présent document.

1.5 Moyens de conformité des exigences

Chaque exigence peut être suivie d'un tableau identifiant les types de justification ou moyens de conformités associés (« Means of Compliances » ou MoC) que le Titulaire doit mettre en place pour démontrer au CNRS que l'exigence associée est bien atteinte. Ils doivent figurer dans la Matrice de Conformité de la Définition (MCD). Les croix (« x ») identifient les MoC sélectionnés.

Tableau de correspondance des types de justification (MoC) :

MoC	Définition
MoC 0	Déclaration officielle ou preuve administrative
MoC 1	Document à caractère descriptif
MoC 2	Analyse ou calcul
MoC 3	Analyse de sécurité
MoC 4	Essais en laboratoire ou sur banc
MoC 5	Essais sur avion au sol
MoC 6	Essais sur avion en vol
MoC 7	Inspection ou audit avion
MoC 8	Simulation ou maquettage ou VAMOM
MoC 9	Qualification des équipements

Il est précisé que ces moyens de conformité demandés sont indépendants des possibles demandes des autorités compétentes pour la certification de l'avion dans le cadre de ce marché, et ne s'y substituent pas. Par contre, le cas échéant, un moyen de conformité utilisé dans le cadre de la certification peut être adapté et être présenté au CNRS comme justificatif de l'atteinte de l'exigence associée.

1.6 Types de certification des exigences

Du point de vue de la certification avion, trois types de modifications sont définies, qui seront reprises dans certaines exigences :

- **" Provision structurale".**
Ces modifications consistent en la réalisation d'une interface physique et des renforts nécessaires à l'installation ultérieure d'un équipement.
- **" Installation équipement sans mise en service".**



Ces modifications concernent uniquement l'installation d'un équipement sans mise en service. L'installation de ces équipements peut nécessiter des modifications structurales et électriques. L'activation du système ne sera pas validée.

- **" Installation équipement avec mise en service".**

L'installation de ces équipements peut nécessiter des modifications structurales et électriques. L'activation du système sera validée.

Le type de certification est précisé pour chaque modification dans une fonctionnalité.

Note : " équipement " sous-entend équipement scientifique mais également les autres accessoires ou types d'équipements.

1.7 Documents de référence

Les documents de référence sont disponibles en ligne sur les sites des autorités européennes ou internationales de l'aviation civile :

Règlement de base
Navigabilité initiale

Additional airworthiness specifications for operations
Continuing Airworthiness
Air Operations
Air Crew
Protection de l'environnement

EASA (EU) 2018/1139
(EU) No 748/2012 dont Annexe Part 21 & CS-25
Large Aeroplanes
(EU) 2015/640
(EU) No 1321/2014
(EU) No 965/2012
(EU) No 1178/2011 dont Annexe I: Part-FCL
Annexe 16 de la Convention OACI

1.8 Glossaire

A	Ampère
AC	Alternative Current
ADS-B	Automatic Dependent Surveillance-Broadcast
ANVOLE	Acquisition d'un Nouvel aVion pour l'Observation à Long rayon d'action de l'Environnement
APRS	Approbation Pour la Remise en Service
APU	Auxiliary Power Unit
AR-APCH	Authorization Required Approach
ARINC	Aeronautical Radio, Incorporated
ASCII	American Standard Code for Information Interchange
ATPL	Airline Transport Pilot Licence
Avion	Le terme concerne l'aéronef ainsi que l'ensemble des systèmes et sous-systèmes qui le composent (dont moteurs, trains d'atterrissages, etc.), sauf information contraire.
Avion modifié	L'avion modifié est l'avion ayant reçu toutes les modifications nécessaires afin de répondre aux besoins exprimés par le CNRS dans ce document.
AWG	American Wire Gauge
BJS	Boîte de Jonction Scientifique
CAN	Controller Area Network
CAO	Conception Assistée par Ordinateur



CAMO	Continuing Airworthiness Management Organisation (organisme de gestion du maintien de la navigabilité)
CDN	Certificat De Navigabilité
CEN	Certificat d'Examen de Navigabilité
CN/AD	Consigne de Navigabilité / Airworthiness Directive
CPDLC	Controller Pilot Data Link Communications
CRM	Compte Rendu Matériel
CVR	Cockpit Voice Recorder
Cy	Cycle
DC	Direct Current
DFDR	Digital Flight Data Recorder
DGAC	Direction Générale de l'Aviation Civile
Diamètre utile	Pour une ouverture hublot, il s'agit du diamètre disponible après installation sur avion des différentes pièces d'interfaces, c'est-à-dire non masqués par d'autres pièces.
EASA	European Aviation Safety Agency
EHS	Enhanced Surveillance
ELA	Electrical Load Analysis
FCL	Flight Crew Licensing
FDR	Flight Data Recorder
Fh	Flight hour
FL	Flight Level
FMS	Flight Management System
GNSS	Global Navigation Satellite System
GPU	Ground Power Unit
HF	High Frequency
IAS	Indicated Air Speed
IFR	Instrument Flight Rules
IR	Infrarouge
IRS	Inertial Reference System
LNAV	Lateral Navigation
LPV	Localizer Performance with Vertical guidance
MCO	Maintien en Condition Opérationnelle
N/A	Non Applicable
MPD	Maintenance Planning Document
MTOW	Maximum Take-Off Weight
NAT HLA	North Atlantic High-Level Airspace
NM	Mile Nautique
OACI	Organisation de l'Aviation Civile Internationale
OSAC	Office de Surveillance de l'Aviation Civile
PACOTS	Pacific Organized Track System
PBN	Performance Based Navigation
POV	Présentation aux Opérations de Vérification
QT	Qualification de Type
RCP	Required Communications Performance
RHF	Référentiel Horizontal Fuselage
RNP	Required Navigation Performance
SAT	Static Air Temperature
SATCOM	Satellite Communications



STC	Supplemental Type Certificate
STEP	Standard for the Exchange of Product Data
TAS	True Air Speed
TAT	Total Air Temperature
TCAS	Traffic Collision Avoidance System
TCP	Transmission Control Protocol
TNC	Threaded Neill-Concelman
ULD	Underwater Locating Device
UHF	Ultra haute fréquence
V	Volt
VFR	Visual Flight Rules
VHF	Very High Frequency
VMO	Velocity Maximum Operating
VNAV	Vertical Navigation
3D	3 dimensions

2 CONTEXTE D'UTILISATION DES AVIONS PAR SAFIRE ET FONCTIONNEMENT DE CETTE UNITE

L'unité SAFIRE (unité du CNRS, Météo-France et CNES) a la charge de la mise en œuvre de deux (2) avions modifiés en laboratoires volants. Il s'agit d'un ATR 42 et d'un Piper Aztec qui sont exploités par SAFIRE au titre de Météo-France. Par ailleurs, SAFIRE exploitait jusqu'en 2022 un Dassault Falcon 20 au titre du CNRS. Une présentation de l'utilisation de ces avions est faite ci-dessous afin de décrire le contexte de l'exploitation probable de l'avion objet de ce marché.

La base d'exploitation de SAFIRE est l'aérodrome de Toulouse-Francal (LFBF).

2.1 Préparation des campagnes de vols CNRS

Les avions laboratoires sont utilisés dans diverses campagnes de vols, en complément d'autres moyens d'observations, au départ de la France comme de l'étranger. De cinq (5) à dix (10) campagnes de vols sont réalisées annuellement.

Du fait de la très grande diversité des besoins des utilisateurs des avions du SAFIRE, chaque campagne de vol est spécifique. Les campagnes de vols peuvent avoir lieu au départ de l'aéroport de Toulouse Francal, mais également de tout autre aéroport situé en France ou à l'étranger, en fonction de la mission. Les plans de vols sont élaborés avec les équipes scientifiques afin d'atteindre les objectifs de la mission, puis soumis aux autorités compétentes.

Selon les besoins exprimés par les utilisateurs, des instruments de mesure très différents les uns des autres, seront montés en plusieurs endroits de l'avion : autour du fuselage, sous les ailes, à l'intérieur de la cellule, etc. Une partie de la configuration instrumentale scientifique est commune aux différents vols scientifiques, et regroupe des mesures de base (pression, température, humidité, vent, rayonnement, etc.). Les instruments associés sont peu souvent démontés de l'avion hors maintenance (vérifications, réparations, étalonnage). Le reste de l'installation scientifique est aménagée spécifiquement pour chaque campagne de mesure.

L'intégration des différentes charges utiles scientifiques est l'aboutissement d'une période préliminaire d'organisation et de préparation au sol entre les différents utilisateurs et l'exploitant de l'avion, via un processus itératif qui permet de définir les caractéristiques de la charge utile, et ainsi son impact sur l'avion, et de prévoir sa certification par les autorités compétentes sur proposition du CNRS. Par exemple, le CNRS analyse les besoins globaux en énergie électrique du matériel scientifique via un ELA (Electric Load Analysis) et s'assure du respect



des limitations de la charge électrique de l'avion modifié. L'aménagement cabine et les instruments utilisant les différents emports sont ainsi différents pour chaque campagne de vols.

Les périodes d'intégration et de tests au sol peuvent durer plusieurs semaines, sollicitant fortement l'alimentation électrique de l'instrumentation scientifique et l'éclairage de la cabine. Selon la campagne de vol, il peut être nécessaire de mettre en marche au sol la charge utile plusieurs heures avant le décollage, ainsi qu'après le vol. À la fin de la campagne aéroportée, qui peut être un vol unique ou durer jusqu'à plusieurs semaines, les instruments sont démontés et un nouveau cycle d'intégration recommence pour la mission suivante.

2.2 Exploitation des avions en vol

Les vols de la flotte SAFIRE sont organisés en tout point du globe terrestre, y compris depuis les zones polaires, désertiques, maritimes, régions chaudes ou froides, pour des altitudes allant de 200ft jusqu'au-dessus du FL400. Les vols ont des durées variables en fonction des objectifs scientifiques et des capacités de l'avion. Ils peuvent se dérouler plusieurs fois par jour ou quelques jours par semaine suivant les campagnes de vols. Les régimes de vol sont très variés : VFR ou IFR, de jour comme de nuit, en ciel clair ou en conditions givrantes, dans des masses orageuses électriques, en présence de cendres volcaniques, etc.

Les aéronefs sont exploités dans le cadre du travail aérien, à des fins d'exploitation telles que décrites dans le Manuel d'Activité Particulière de l'Exploitant : « relevés, photographies, observations et surveillances aériennes nécessitant la mise en place de dispositifs spécifiques » ainsi que le « largage de sondes atmosphériques ». Le contrôle aérien sollicité peut aussi, selon le lieu et le type de mission, être civil, militaire ou avec un contrôleur dédié.

Les trajectoires sont en général définies à l'avance et sont intégrées à un système de navigation couplé au pilote automatique. Un système de mission est intégré au FMS et propose un certain nombre de trajectoires prédéfinies, paramétrables. Ce système accepte des modifications en vol, afin d'atteindre les objectifs de la mission.

2.3 Exploitation des charges utiles scientifiques à bord

Différents types d'instrumentations et d'équipements sont installés pour chaque campagne de vols, le nombre de personnes à bord pouvant varier également.

L'équipe SAFIRE accueille à bord de ses avions des opérateurs scientifiques qui sont considérés comme membre d'équipage. Pour chaque vol, un membre de SAFIRE est désigné comme **expérimentateur principal**. Son rôle est d'assurer la sécurité dans la cabine et de garantir le contact entre la cabine et les pilotes, ceci afin de mener la mission de façon optimale. Il assure la mise en route de l'installation scientifique, surveille les consommations électriques et le fonctionnement de l'installation. Il doit être capable de se déplacer afin d'aider les opérateurs scientifiques (ou expérimentateur) pour les assister dans le fonctionnement du matériel embarqué.

L'ensemble des mesures scientifiques sont acquises en temps réel et enregistrées à travers des systèmes d'acquisitions, disposés dans des baies en cabine. Au cours du vol, un système de visualisation des données sur chaque poste de travail permet de vérifier le bon fonctionnement des instruments, de s'assurer de l'adéquation entre les mesures et éventuellement d'adapter le plan de vol aux exigences de la mission. Un réseau Ethernet et wifi est déployé par le CNRS en cabine. Pour connaître l'environnement de vol et la configuration de l'avion pendant les mesures, certains paramètres issus des boîtiers de contrôle de l'avion sont enregistrés. Un système de communication est installé à bord permettant des échanges d'informations en temps réel (données sous forme graphique, sms, fichiers), à travers une liaison satellite, entre les équipes en vol et au sol.

2.4 Maintenance en condition opérationnelle des avions

À ce jour, les avions du SAFIRE sont gérés par la DGAC dans le cadre de l'annexe I du règlement de base de l'EASA, n°UE 2018/1139, et ont un certificat de navigabilité spécial, dit « CDN-S ». Ils sont entretenus dans des



ateliers PART 145, selon le programme du constructeur amendé de compléments liés aux modifications. En fonction de l'avion et de l'activité, un programme d'entretien de faible utilisation (LUR Low Utilisation Requirements) est utilisé.

Les mécaniciens du SAFIRE répondent aux exigences des licences PART66 et sont intégrés au MOE des unités d'entretien. Ils suivent les formations réglementaires propres à l'unité au même titre que les autres mécaniciens. De fait, il leur est accordé la possibilité d'apposer une « Approbation Pour Remise en Service » (APRS), en fonction de leurs qualifications.

Chaque changement de configuration scientifique de l'avion est du ressort du SAFIRE et les procédures sont définies dans l'Annexe au Programme d'Entretien de chaque avion. Les changements de configurations scientifiques, comprenant tout montage/démontage d'instruments scientifiques sur la structure ou dans la cabine de l'avion, sont couverts par des APRS-S dites scientifiques sous la responsabilité de SAFIRE et indépendamment des APRS couvrant les opérations de maintenance relevant du PART 145.

L'APRS est donc de la responsabilité des Titulaires des marchés de MCO suivant le règlement PART 145 et l'APRS-S est de la responsabilité de SAFIRE.

Les installations du SAFIRE sont déclarées « base secondaire » des unités d'entretien. La maintenance liée à la mise en service pour le vol y est pratiquée par les mécaniciens du SAFIRE, ainsi que la maintenance programmée légère (ex : visites weekly, 2, 3, 6, 9 mois.). Les visites programmées plus importantes (ex : annuelle, 2 years, trains, etc.) sont effectuées dans les locaux du PART 145. La maintenance curative est organisée en fonction du type de panne et du lieu où se trouve l'avion. Le dépannage est réalisé de préférence par les mécaniciens du SAFIRE, dans ses locaux si l'avion est à Franczal ou sur place s'il est en mission.

Les équipements scientifiques installés sur ou dans l'avion ne sont pas soumis aux mêmes normes d'entretien. Leur montage ou démontage est effectué par un technicien du SAFIRE et validé en interne par une personne désignée compétente. C'est ce qui est appelé APRS de la partie scientifique. L'entretien ou le dépannage des instruments scientifiques est réalisé, selon la tâche, par un technicien du SAFIRE ou le scientifique en charge de son instrument.

3 EXPRESSION TECHNIQUE DES BESOINS

3.1 Caractéristiques & performances de l'avion modifié

3.1.1 Capacités générales et réglementaires de l'avion

[ANVOLE_1]

L'avion modifié est un bimoteur de la catégorie « large airplanes » de la CS25 ou équivalent. L'avion modifié est conforme aux réglementations européennes et OACI (Annexe 16) de protection de l'environnement et de certification acoustique en vigueur à la livraison de l'avion modifié.

#

L'avion peut être un avion d'occasion.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
X									x

[ANVOLE_2]

L'avion modifié est certifié par la ou les autorité(s) compétente(s) permettant une exploitation de cet avion en Europe et dans le monde pour les différentes configurations générales externes suivantes, y compris en conditions givrantes connues :

- Lisse
- Instrumenté sans sondes microphysiques
- Instrumenté avec sondes microphysiques



Lisse : l'avion est équipé de plaques obturatrices sur l'ensemble des interfaces modifiées extérieures à l'avion. Si la perche est retenue comme le moyen de mesure anémoclinométrique (voir paragraphe 3.2.8.2 de ce document), elle sera démontée.

Instrumenté sans microphysique : L'avion est pourvu de l'ensemble des équipements mis en œuvre à partir des provisions et modifications décrites dans la partie 3 de ce document (provisions sur le fuselage, ouvertures haut et bas, perche, veines, instruments en pointes avant, etc.), y compris les matériels fournis par le CNRS, mais sans les emports de sondes microphysiques (décrits dans la partie 3.2.7 Emports de sondes microphysiques de ce document).

Instrumenté avec microphysique : L'avion est pourvu de l'ensemble des équipements mis en œuvre dans la configuration Instrumenté sans microphysique à quoi il est rajouté les emports de sondes microphysiques (décrits dans la partie 3.2.7 Emports de sondes microphysiques de ce document). Ainsi, la configuration couvre l'ensemble des provisions et modifications décrites dans la partie 3 de ce document, y compris les matériels fournis par le CNRS.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
X	x								x

[ANVOLE_3]

Le certificat de navigabilité de l'aéronef délivré par l'autorité française compétente de niveau OACI est valable à la date de livraison de l'aéronef modifié.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x									

[ANVOLE_4]

L'avion modifié est certifié pour l'ensemble du spectre d'opérations prévues d'être conduites et en particulier pour les vols IFR et VFR (jour et nuit). Il répond aux normes AIR-OPS (ou équivalent) de l'EASA.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x									x

[ANVOLE_5]

L'avion modifié a une durée de vie minimale de 20 ans à la date de livraison de l'avion modifié sur la base de 400 heures de vols par an et 200 cycles annuels. Pour le calcul des modifications, la limite structurale est prise à 10 000 h et 7 000 cycles au minimum.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x	x	x							

[ANVOLE_6]

L'avion modifié ne décharge pas de carburant liquide au sol ou en vol, y compris en cas d'expansion des liquides ou gaz causée par des variations de température extérieure, lors des manœuvres d'avitaillement ou de reprise de carburant, de la mise en service, l'utilisation ou l'arrêt de l'APU et de la pressurisation ou dépressurisation des réservoirs.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x					x				

[ANVOLE_7]

Les dimensions utiles de la porte d'accès à la cabine de l'avion permettent l'embarquement d'une baie instrumentée 19 pouces (voir 3.4.2 Baie scientifique).

#



MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
		x			x				

[ANVOLE_8]

Un jump-seat est disponible pour une personne dans le poste de pilotage.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x	x								

[ANVOLE_9]

L'avion modifié est équipé d'une toilette répondant aux exigences d'un équipage mixte.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x						X		

3.1.2 Charge utile

[ANVOLE_10]

L'avion modifié est opéré avec une charge utile minimum de 1350 kg de l'aéroport de Toulouse-Franczal (LFBF) avec du carburant permettant un rayon d'action standard de 2000 NM, sur piste mouillée et à ISA + 25°, pour chacune des trois configurations externes de vols.

La charge utile disponible pour le CNRS est définie par l'ensemble des équipements installés dans les baies, les opérateurs et les capteurs ou sondes, installés sur l'avion par le CNRS après la recette de l'avion pour une utilisation scientifique de l'appareil.

Ainsi, sont exclus de la charge utile disponible les items suivants :

- L'équipage de conduite
- Les installations fixes (cœur électrique, etc.)
- Les sièges et les baies développée par le Titulaire pour répondre aux besoins du CNRS (soit au minimum 6 baies et 4 sièges)
- Les interfaces des modifications apportées à l'avion pour recevoir les capteurs (par exemple les emports pour les sondes microphysiques), telles que décrites dans les modifications présentées dans ce document.

#

Une charge utile supérieure à 1350 kg est valorisée.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
		X				x			

3.1.3 Performances de l'avion

[ANVOLE_11]

Les caractéristiques de qualités de vol/performances de l'avion modifié pour chacune des trois configurations externes de vols sont conformes au manuel de vol du constructeur.

#

En complément, la mise à disposition d'une table de calcul des performances de l'avion pour chaque configuration externe de vol (créée à partir des performances de l'appareil d'origine) peut être acceptée.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
		x				x			

[ANVOLE_12]

La distance franchissable est de 2500 NM au minimum avec une charge utile de 1350 kg pour l'avion modifié dans la configuration de vol instrumenté avec sondes microphysiques, en considérant un décollage à 100 NM à



destination, les réserves réglementaires (aéroport au niveau de la mer, atmosphère standard) et avec une longueur de piste de 2400 m au minimum.

#

Une distance franchissable supérieure à 2500 NM est valorisée.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
		x				x			

[ANVOLE_13]

L'avion modifié atteint le FL390 au minimum avec une charge utile de 1350 kg (aéroport au niveau de la mer, atmosphère standard).

#

Une altitude atteinte supérieure au FL390 est valorisée.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
		x				x			

[ANVOLE_14]

L'avion modifié peut rester au minimum 3 heures au FL390 avec une charge utile de 1350 kg (aéroport au niveau de la mer, atmosphère standard).

#

Une durée de vol au FL390 supérieure à 3 heures est valorisée.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
		x				x			

3.1.4 Capacités de navigation, surveillance et communication

[ANVOLE_15]

L'avion est équipé de deux FMS multi constellations intégrant un module « mission » avec toutes les trajectoires programmées visualisables sur les écrans de navigation (Navigation Display), y compris les trajectoires courbes. Tous les points programmés dans les FMS peuvent être survolés selon les procédés "FLY-BY" et "FLY-OVER".

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x	x				X	x			x

[ANVOLE_16]

L'avion est équipé et certifié pour une exploitation dans l'ensemble des espaces aériens du monde, de la latitude 90°Sud à la latitude 90°Nord, y compris dans les zones où la composante horizontale du champ magnétique terrestre est inférieure à 6 microteslas.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x	x								X

[ANVOLE_17]

L'avion est équipé d'au moins un IRS avec dialogue FMS permettant la navigation de la latitude 90°S à la latitude 90°N.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x	x				x	x			x

[ANVOLE_18]



L'avion est équipé et certifié pour naviguer par rapport au nord magnétique, ou par rapport au nord géographique, selon les régions survolées.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x	x								x

[ANVOLE_19]

L'avion est équipé et certifié pour une exploitation sur les routes transocéaniques de type NAT HLA et PACOTS.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x	x								x

[ANVOLE_20]

L'avion est équipé d'un radar météorologique en couleurs couplé à un système de détection d'éclairs (Lightning Sensor System).

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x	X				x	x			x

[ANVOLE_21]

L'avion est équipé de moyens de navigations basée sur la performance (PBN), y compris pour les approches.

L'avion est certifié pour :

- Naviguer dans les espaces En-route Océanique, En-route éloigné, En-route continental, trajectoires d'arrivées, trajectoires de départ,
- Effectuer des approches RNP LNAV, LNAV/VNAV, LPV, AR-APCH

Selon les exigences de performance de chacune des routes et approches survolées. La certification répond aux exigences des règlements OACI doc 9613 et aux règlements UE 2018/1048.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
X	x				x	x			x

[ANVOLE_22]

L'avion est équipé avec les systèmes suivants :

- ADS-B In & Out.
- TCAS II 7.2.
- (EHS) Enhanced Mode S Transponder conforme au document de référence EU 1207/2011.
- Voice Channel Spacing conforme au document de référence EU 1079/2012.
- CPDLC ATN B1 (conforme au document de référence EC 29/2009 & EU 2015/310)
- CPDLC FANS 1/A+.
- RCP 240 / RSP 180 conforme au document de référence NAT OPS Bulletin / AIP SUP 07/18.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x	x				x	x			x

[ANVOLE_23]

L'avion est équipé d'un système CVR / DFDR ULD Battery 90 days conforme au document de référence EU 2015/2338.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x	x				x	x			x

[ANVOLE_24]



Toute avionique de bord utilisant des informations de déclinaison magnétique a ses bases de données (database) de déclinaison mise à jour (datant de moins de 2 ans) selon les derniers relevés de l'International Geomagnetic Reference Field ou du World Magnetic Model à la date de livraison de l'avion modifié.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x	x				x	x			x

[ANVOLE 25]

La documentation de vol pilote, documentation de dispatch, check-lists, cartographie de navigation, sont disponibles sous format électronique intégrée dans l'avionique de bord.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x					x	x	x		

3.1.5 Capacités de communication

[ANVOLE 26]

Dans le poste de pilotage (y compris jump seat), toutes les communications, identifications de moyens de radionavigation et liaisons radios ou satellites sont faites à travers un seul micro-casque par personne. Ces casques sont équipés de systèmes de réduction de bruit actifs (ANR) alimentés directement par les prises.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x	x				x	x			x

[ANVOLE 27]

L'avion est équipé d'une VHF gamme de fréquences militaires en surnuméraire des deux radios VHF réglementaires.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x	x				x	x			x

[ANVOLE 28]

L'avion est équipé d'une radio HF avec sélection USB et fonction SQUELCH, et reliée à un SELCAL.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x	x				x	x			x

[ANVOLE 29]

L'avion est équipé d'un SATCOM Iridium pour les besoins de sécurité des vols lors de l'exploitation de l'avion en vol.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x	x				x	x			x

3.1.6 Système d'intercommunication de bord (« téléphone de bord »)

[ANVOLE 30]

L'avion est équipé d'un système d'intercommunication organisé en boucles séparées permettant la communication d'une part entre le poste de pilotage (boucle avant) et d'autre part entre les différents postes ingénieurs d'essais en cabine (boucle arrière). Les boucles poste de pilotage et cabine doivent pouvoir s'interconnecter. Lorsque les deux boucles sont connectées, toutes les personnes en cabine peuvent s'adresser à l'équipage de conduite (et



vice et versa). Les émissions/réceptions radio sont diffusées sur la boucle cabine, que les boucles soient ouvertes ou fermées.

Le Titulaire conserve les systèmes d'annonce existants (visuelle ou sonore type Public Address) et requis par la réglementation inhérente à l'immatriculation de l'avion.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x	x				x	x		x	

[ANVOLE_31]

Les pilotes peuvent choisir de déconnecter la boucle arrière de celle du poste de pilotage. Dans ce cas, la boucle arrière ne communique plus avec l'avant et les personnes n'entendent plus les conversations entre pilotes.

Dans le poste de pilotage, la réception des communications provenant de la boucle arrière est faite sur les haut-parleurs ou les casques, selon la sélection. L'émission des communications du cockpit vers la boucle arrière doit pouvoir passer par les micro-casques, les micros à mains, ou les micros des masques à oxygène, selon le moyen utilisé, pour les 3 postes (pilote, copilote et 3^{ème} homme).

#

Le fait qu'un seul des deux pilotes puisse choisir de s'isoler par rapport à la boucle arrière est valorisé.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x	x				x	x		x	

[ANVOLE_32]

En cabine, la connexion audio à la boucle radio arrière se fait via un boîtier casque muni de réglage volume et coupure micro, situé à proximité immédiate de l'utilisateur. Il y a un casque par place de siège disponible en cabine. Un bouton de demande de reconnexion des boucles est disposé en cabine à proximité de l'expérimentateur principal, celui-ci permet de prévenir les pilotes de cette demande par voyant et effet sonore audible par les haut-parleurs de cockpit ou par les casques du poste de pilotage de cette demande.

En cas d'urgence absolue, sur le poste de l'expérimentateur principal un bouton d'urgence de la boucle arrière permet de forcer la reconnexion afin de prévenir le poste de pilotage d'un danger.

Un réglage des volumes des VHF est réalisé. Il est *a minima* installé sur la boîte de mélange de l'expérimentateur principal pour l'ensemble de la cabine.

Des prises radio sont équitablement réparties le long de la cabine des deux cotés, permettant une liaison boîtier casque / prise radio via un câble de moins de 4 m quel que soit l'aménagement cabine.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x	x				x	x		x	

[ANVOLE_33]

Plusieurs indicateurs de l'état du système d'interconnexion de bord sont installés :

- Un voyant lumineux indique les périodes de connexion entre les deux boucles en cabine et dans le poste de pilotage.
- Un voyant lumineux indique les périodes d'émissions des pilotes vers l'ATC en cabine.

Ces voyants doivent être visibles de tous les postes quel que soit l'aménagement cabine.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x	x				x	x		x	

3.1.7 Peinture

[ANVOLE_34]

Le plan de peinture de l'avion est inspiré des plans de peinture des autres avions de la flotte SAFIRE, afin de conserver une identité visuelle commune. Sa validation est faite par le CNRS.



La couleur blanche est utilisée partout sauf sur deux zones spécifiques (fuselage à coté porte d'accès cabine et dérive de 150 x 150 cm environ) avec des marquages et logos spécifiques avec 6 couleurs au maximum et un liseré de 3 couleurs le long du fuselage.

L'affichage de l'immatriculation de l'avion est également réalisé.

Les éléments permettant de caler l'avion en ligne de vol de manière précise (RHF) font l'objet d'un marquage spécifique.

#

Un exemple de peinture réalisé sur un autre avion du SAFIRE est communiqué dans l'Annexe 1 au CCTP.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x						x		

3.1.8 Etat de l'avion à la livraison

[ANVOLE 35]

Les moteurs et l'APU sont libérés de toute maintenance programmée nécessitant un retour en shop pour une durée de 2500 heures de vols et 2000 cycles au minimum.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x						x		

[ANVOLE 36]

L'avion doit être libéré de toute grande visite et maintenance lourde (par exemple visite de type C pour un avion Dassault Falcon 20 ou équivalent, révision générale de trains d'atterrissage, de moteurs ou d'APU) pour une durée de 1500 heures de vol et cinq (5) ans à la date de livraison de l'avion modifié.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x						x		

[ANVOLE 37]

Toutes les CN/AD (Consigne de Navigabilité / Airworthiness Directive) connues applicables à l'avion à la date de présentation aux opérations de vérification (POV) sont appliquées (même si la date d'application impérative est postérieure à cette même date).

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x						x		

3.2 Modifications de structure

3.2.1 Grandes ouvertures hublots vers le haut

[ANVOLE 38]

Deux ouvertures sur le haut du fuselage sont faites. Chacune est centrée selon l'axe de vol de l'avion. L'orientation de chaque ouverture (et donc des interfaces) est dans le plan du RHF, avec une précision de +/- 0.2°.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x	X					x		

[ANVOLE 39]

Chacune des ouvertures hublots vers le haut permet l'installation d'équipements scientifiques d'un diamètre utile minimum de 400 mm. Les ouvertures hublots peuvent avoir une surface non circulaire avec certaines dimensions utiles plus importantes.

#



Un diamètre utile supérieur à 400 mm est valorisé.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x						x		

[ANVOLE_40]

Chaque ouverture hublot est équipée des pièces suivantes (conception et fourniture des pièces à la charge du Titulaire), l'avion pouvant voler avec chacune des pièces :

- 2 plaques d'obturation. Ces plaques pourront être modifiées ultérieurement (perçage d'un trou de 250 mm de diamètre maximum centré au milieu).
- 1 hublot de diamètre utile minimum 400 mm (ou de la taille de l'ouverture si celle-ci est plus grande) monobloc composé de CaF₂ ou de UVFS (silice). Un traitement anti-reflet de type dépôt sur deux faces de MgF₂ est nécessaire. Un polissage sur leur surface utile sur les deux faces à $< \lambda/2$ pour $\lambda = 633\text{nm}$ est nécessaire. Le parallélisme doit être inférieur à 30'.
- 1 interface mécanique permettant d'installer le hublot monobloc avec une inclinaison du hublot par rapport à la perpendiculaire de la direction de visée de 8° minimum.

Ces interfaces adaptées permettent le montage/démontage et le changement des équipements installés sur chaque ouverture (hublots, plaque), sans outillage spécifique de préférence. Si un outillage spécifique est nécessaire, le Titulaire fournit cet outillage.

Le Titulaire fournit pour chaque hublot une solution de stockage et de transport afin d'assurer leur protection contre les chocs et les rayures.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x						x	X	

[ANVOLE_41]

L'environnement proche de chacune des ouvertures est désembué par de l'air chaud soufflant sur le côté, afin d'empêcher toute condensation ou givrage sur les hublots optiques quand sont installés des instruments au-dessous des hublots. La commande du désembuage est effectuée en cabine par un opérateur (voir partie 3.4.3 du présent document « Aménagement intérieur »). Le désembuage est fonctionnel pour les conditions extérieures correspondantes à l'atmosphère standard de l'altitude 5 000 ft au FL390.

#

Le fait que le désembuage soit géré de manière indépendante pour chacune des ouvertures hublots est valorisé.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x				x			x	

[ANVOLE_42]

Une capacité de fixation d'une charge utile disponible de 15 kg est réalisée sur la partie haute du fuselage sous chacune des ouvertures, permettant ainsi d'intégrer des équipements à une distance de cinq (5) cm des ouvertures (par exemple : caméra, chaussette d'occultation). Ces équipements restent accessibles depuis la cabine pour manipulation par un opérateur. Le champ de vue disponible au niveau de la capacité de fixation de la charge utile à travers chaque ouverture hublot doit être libre de tout masque pour un cône d'angle de 58° minimum par rapport à la perpendiculaire au plan du hublot.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x						x		

[ANVOLE_43]

L'espace disponible en cabine en bas de chacune des ouvertures hublots au niveau du plancher permet l'installation ultérieure d'équipements d'un volume de 800 mm x 800 mm x 800 mm et de masse 100 kg. Le Titulaire prévoit la modification du chemin d'évacuation associé.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------



	x						x		
--	---	--	--	--	--	--	---	--	--

[ANVOLE_44]

Un cheminement permettant d'attacher un toron de 5 câbles de puissances et données (soit une section de 5 cm x 5 cm) reliant chaque ouverture à l'une des « goulottes » de cheminement de câbles située le long du fuselage en cabine, tel que décrit en partie 3.4.3 Aménagement intérieur du présent document, est défini.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x								

[ANVOLE_45]

La certification est de type « provision structurale », sans mise en service des instruments, mais permettant l'installation des diverses pièces décrites dans l'exigence [ANVOLE_40].

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x									

3.2.2 Petites ouvertures vers le haut

[ANVOLE_46]

Six (6) ouvertures sont créées au zénith sur la partie la plus haute du fuselage en cabine.

Les ouvertures et les plaques d'interfaces associées peuvent accueillir un équipement scientifique de dimensions minimale suivantes :

- pour quatre ouvertures : 100 mm * 100 mm
- pour une autre ouverture : 200 mm * 200 mm
- pour une autre ouverture : 250 mm * 250 mm

Au moins 2 de ces ouvertures (l'ouverture de 250 mm x 250 mm et celle de 200 x 200 mm *a minima*) sont positionnées dans le plan RHF de l'avion. Les autres peuvent être décalées de part et d'autre de celui-ci (angle maximum de 20° par rapport à la verticale avion).

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	X	x					x		

[ANVOLE_47]

Chaque ouverture est équipée des pièces suivantes (conception et fourniture des pièces à la charge du Titulaire), l'avion pouvant voler avec chacune des pièces :

- 1 plaque d'obturation.
- 2 plaques pouvant accueillir des équipements scientifiques

Ces interfaces adaptées permettent le montage/démontage et le changement des équipements installés sur chaque ouverture (plaques équipées ou non d'équipements scientifiques), sans outillage spécifique de préférence.

Si un outillage spécifique est nécessaire, le Titulaire fournit cet outillage.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x							x	

[ANVOLE_48]

Chaque interface peut être équipée à l'extérieur du fuselage d'une sonde de masse maximale de 10 kg, de hauteur (hors fuselage) de 20 cm pour une largeur et profondeur de 10 cm. Chaque interface peut être équipée à l'extérieur du fuselage d'un pyranomètre (visible, proche IR) ou d'un pyrgéomètre. La plus grande ouverture peut également être équipée de l'instrument Plasma 3 fourni par le CNRS. L'installation des sondes et instruments n'altèrent pas le domaine de vol de l'avion. Les mesures radiatives aux ouvertures de 200 x 200 et 250 x 250 mm ne sont pas impactées par l'ombre portée des éléments de l'avion : un masque de la demi-sphère de 5% maximum est admis.

#



Une description des instruments pyranomètre, pyrgéomètre et l'instrument Plasma est communiquée à l'Annexe 1 au CCTP.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x	x						X	

[ANVOLE_49]

Les cadres internes en cabine à proximité des ouvertures sont aménagés avec des points d'ancrage pour pouvoir monter des équipements de masse 10 kg au-dessous de chaque ouverture. L'accès est dégagé à l'intérieur de la cabine sous chaque ouverture afin de positionner des équipements d'un volume de 250 mm x 250 mm x 250 mm au minimum. Un cheminement permettant d'attacher un toron de 5 câbles de puissances et données (soit une section de 5 cm x 5 cm) reliant chaque ouverture à l'une des « goulottes » de cheminement de câbles située le long du fuselage en cabine, décrit en partie 3.4.3 Aménagement intérieur du présent document, est défini. Si nécessaire, le Titulaire prévoit la modification du chemin d'évacuation associé.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x	x						x	

[ANVOLE_50]

La certification est de type « provision structurale », sans mise en service des instruments, mais permettant l'installation des diverses options (plaques métalliques équipées ou non).

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x									

3.2.3 Grandes ouvertures hublots vers le bas

[ANVOLE_51]

Deux ouvertures sur le bas du fuselage sont faites. Chaque ouverture est centrée selon l'axe de vol de l'avion. L'orientation de l'ouverture (et donc des interfaces dont hublot) est dans le plan du RHF, avec une précision de +/- 0.2°. Une des ouvertures est positionnée exactement à la verticale d'une ouverture hublot haut (voir article 3.2.1 Grandes ouvertures hublots vers le haut du présent document). La tolérance d'alignement des deux hublots est d'un centimètre.

#

La réalisation d'une troisième ouverture sur le bas du fuselage est valorisée.

Le positionnement d'une seconde ouverture hublot sur le bas du fuselage exactement à la verticale d'une seconde ouverture hublot haut est valorisé.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x						x		

[ANVOLE_52]

Chacune des ouvertures hublots vers le bas permet l'installation d'équipements scientifiques d'un diamètre utile minimum de 450 mm. Les ouvertures hublots peuvent avoir une surface non circulaire avec certaines dimensions utiles plus importantes.

#

Un diamètre utile supérieur à 450 mm est valorisé.

Le CNRS installera ultérieurement des équipements complémentaires au-dessus de chaque ouverture hublot bas. Ces équipements seront installés ou non en fonction des besoins propres du CNRS.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x							x	

[ANVOLE_53]



Une interface (par exemple de type cloche pressurisée) permettant l'installation de deux équipements CNRS appelés OSIRIS/MICROPOL (OSIRIS : dimensions : 425 x 300 x 200 mm, masse 14 kg, MICROPOL : dimensions : 260 x 200 x 150 mm, masse 6 kg) en zone non pressurisée est conçue et installée par le Titulaire. Cette interface fait barrière de pressurisation, elle permet le passage de plusieurs câbles de puissance et de donnée d'OSIRIS/MICROPOL. L'interface peut être installée sur l'une des ouvertures hublots bas.

#

Une description de l'instrument OSIRIS/MICROPOL est communiquée à l'Annexe 1 au CCTP.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x							x	

[ANVOLE_54]

Chaque ouverture hublot est équipée des pièces suivantes (conception et fourniture des pièces à la charge du Titulaire), l'avion pouvant voler avec chacune des pièces :

- 2 plaques d'obturation. Ces plaques pourront être modifiés ultérieurement (par exemple perçage d'un trou de 250 mm de diamètre centré au milieu).
- 1 hublot de diamètre utile 450 mm minimum (ou de la taille de l'ouverture si celle-ci est plus grande) monobloc composé de CaF2 ou de UVFS (silice). Un traitement anti-reflet de type dépôt sur 2 faces de MgF2 est nécessaire. Un polissage sur leur surface utile sur les deux faces à $< \lambda/2$ pour $\lambda = 633\text{nm}$ est nécessaire. Enfin, le parallélisme doit être inférieur à 30'.
- 1 cloche pressurisée permettant l'installation d'OSIRIS/MICROPOL.
- 1 interface mécanique permettant d'installer le hublot monobloc avec une inclinaison du hublot par rapport à la perpendiculaire de la direction de visée de 8° minimum

Ces interfaces adaptées permettent le montage/démontage et le changement des équipements installés sur chaque ouverture (hublots, plaque, cloche), sans outillage spécifique de préférence. Si un outillage spécifique est nécessaire, le Titulaire fournit cet outillage.

Le Titulaire fournit pour chaque hublot et cloche, une solution de stockage et de transport, afin d'assurer leur protection contre les chocs et les rayures.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x	x	x						X	

[ANVOLE_55]

Une capacité de fixation d'une charge utile de 30 kg est réalisée sur la structure du fuselage au-dessus de chacune des ouvertures hublots vers le bas. Le champ de vue disponible au niveau de la capacité de fixation de la charge utile à travers chaque hublot doit être libre de tout masque pour un cône d'angle de 58° minimum par rapport à la perpendiculaire au plan du hublot.

Un cheminement permettant d'attacher un toron de 5 câbles de puissances et données (soit une section de 5 cm x 5 cm) reliant chaque ouverture à l'une des « goulottes » de cheminement de câbles située le long du fuselage en cabine, décrite en partie 3.4.3 Aménagement intérieur du présent document, est défini. Il permet le passage de câbles de puissance et de données des équipements installés ultérieurement par le CNRS.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x	x						x	

[ANVOLE_56]

L'environnement immédiat de chaque ouverture hublot reste libre de tout équipement (par exemple absence de plancher cabine au-dessus du hublot), sans que cela ait un impact sur la capacité de vol et les aspects sécurités en cabine. L'espace disponible en cabine au-dessus de chacune des ouvertures hublots permet l'installation ultérieure d'équipements dans l'avion d'un volume de 800 mm x 800 mm x 800 mm et de masse 100 kg pour chaque ouverture. Le Titulaire prévoit la modification du chemin d'évacuation associé.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x	x						x	

[ANVOLE_57]

L'environnement proche de chacune des ouvertures est désembué par de l'air chaud soufflant sur le côté, afin d'empêcher toute condensation ou givrage sur les hublots optiques quand sont installés des instruments au-dessus des hublots. La commande du désembuage est effectuée en cabine par un opérateur (voir partie 3.4.3 Aménagement intérieur du présent document). Le désembuage est fonctionnel pour les conditions extérieures correspondantes à l'atmosphère standard de l'altitude 5 000 ft au FL390.

#

Le fait que le désembuage soit géré de manière indépendante pour chacune des ouvertures hublots est valorisé.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x				x	x			

[ANVOLE_58]

Les ouvertures hublots vers le bas sont protégées à l'extérieur des projections et impacts lors des phases de roulage et de décollage/atterrissage par un moyen de protection. La gestion de l'ouverture/fermeture du ou des moyens de protection des ouvertures hublots est réalisée dans le poste de pilotage. Le système de protection des ouvertures hublots doit pouvoir, à la discrétion d'un pilote, être couplé automatiquement à la rentrée/sortie du train d'atterrissage, afin qu'il soit actif lors de l'atterrissage.

Le système de protection des ouvertures hublots doit pouvoir être dans les deux états (ouvertures hublots protégées ou non protégées) sur l'ensemble du domaine de vol de l'avion.

#

L'installation d'un moyen complémentaire de gestion de l'ouverture/fermeture du ou des moyens de protection des ouvertures hublots en cabine, au niveau du poste expérimentateur principal, est valorisé.

Si les ouvertures sont voisines, un seul moyen de protection avec possibilité de protéger une ou plusieurs ouvertures est possible. Si elles sont distantes, il est nécessaire de prévoir plusieurs moyens de protection indépendants. Une restriction du domaine de mise en fonctionnement pour l'ouverture ou la fermeture du moyen de protection est acceptable.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x				x	x			

[ANVOLE_59]

La certification est de type « Installation équipement avec installation et mise en service » des diverses options (hublots, plaques métalliques, cloche) et des moyens de protection opérationnels. La mise en fonctionnement des instruments CNRS est exclue.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x									

3.2.4 Petites ouvertures vers le bas

[ANVOLE_60]

Quatre (4) ouvertures sont créées au nadir sur la partie la plus basse du fuselage.

Les ouvertures et les plaques d'interfaces associées peuvent accueillir un équipement scientifique de dimensions minimale suivantes :

- pour deux ouvertures : 100 mm * 100 mm
- pour les deux autres ouvertures : 200 mm * 200 mm

Au moins deux de ces ouvertures (une ouverture de 200 x 200 mm et une de 100 x 100 mm) sont positionnées dans le plan RHF de l'avion. Les autres peuvent être décalées de part et d'autre de celui-ci (angle maximum de 20° par rapport à la verticale avion).

#

La réalisation d'une troisième ouverture de 100 mm * 100 mm vers le bas du fuselage est valorisée.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------



	x	X					x		
--	---	---	--	--	--	--	---	--	--

[ANVOLE_61]

Chaque ouverture est équipée des pièces suivantes (conception et fourniture des pièces à la charge du Titulaire), l'avion volant avec l'une des pièces :

- 1 plaque d'obturation.
- 2 plaques pouvant accueillir des équipements scientifiques

Ces interfaces adaptées permettent le montage/démontage et le changement des équipements installés sur chaque ouverture (plaques équipées ou non d'équipements scientifiques), sans outillage spécifique de préférence. Si un outillage spécifique est nécessaire, le Titulaire fournit cet outillage.

#

Les interfaces des ouvertures de même taille peuvent être identiques et interchangeables entre elles.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x							x	

[ANVOLE_62]

Chaque interface peut être équipée à l'extérieur du fuselage d'une sonde de masse maximale de 10 kg, de hauteur (hors fuselage) de 20 cm pour une largeur et profondeur de 10 cm, d'un pyranomètre (visible, proche IR), d'un pyrgéomètre ou du radiomètre IR Climat. L'installation des sondes et instruments n'altèrent pas le domaine de vol de l'avion.

#

Une description des instruments pyranomètre, pyrgéomètre et du radiomètre IR Climat est communiqué à l'Annexe 1 du CCTP.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x	x						x	

[ANVOLE_63]

Les cadres internes en cabine à proximité des ouvertures sont aménagés avec des points d'ancrage pour pouvoir monter des équipements de masse 10 kg au-dessous de chaque ouverture. L'accès est dégagé à l'intérieur de la cabine sur chaque ouverture afin de positionner des équipements d'un volume de 250 mm x 250 mm x 250 mm au minimum (comme le radiomètre IR Climat). Un cheminement permettant d'attacher un toron de 5 câbles de puissances et données (soit une section de 5 cm x 5 cm) reliant chaque ouverture à l'une des « goulottes » de cheminement de câbles située le long du fuselage en cabine, décrit en partie 3.4.3 Aménagement intérieur du présent document, est défini. Si nécessaire, le Titulaire prévoit la modification du chemin d'évacuation associé.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x	x						x	

[ANVOLE_64]

La certification est de type « provision structurale », sans mise en service des instruments, mais permettant l'installation des diverses options (plaques métalliques équipées ou non).

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x									

3.2.5 Veines aérosols de prélèvement d'air

[ANVOLE_65]

Deux (2) ouvertures pouvant accueillir chacune une veine de prélèvement d'air (soit une veine aérosol, soit une veine nuage, qui seront fournies par le CNRS) sont installées sur la moitié supérieure du fuselage. Chaque ouverture est positionnée de manière à s'assurer que les pointes avant des veines soient situées en dehors du flux d'air perturbé de l'avion, et de toutes sources de perturbations aérodynamiques et pollutions chimiques pouvant être créés par des équipements complémentaires installés sur avion. Les veines de prélèvements d'air ont une



masse maximale de 20 kgs. Les dimensions maximales de chacune des veines sont : hauteur 50 cm, largeur 10cm, profondeur 60 cm).

#

Le fait que les 2 ouvertures soient à la même distance du nez de l'avion, avec le même angle par rapport à l'axe vertical de l'avion en radial du fuselage, est valorisé.

Une description du concept des veines aérosol et nuage est communiquée dans l'Annexe 1 au CCTP. Le design finalisé des veines est fourni au Titulaire au moment de la phase d'étude, et les veines pourront être mise à disposition du Titulaire lors du chantier.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x	x							

[ANVOLE_66]

Chaque ouverture est équipée des pièces suivantes (conception et fourniture des pièces à la charge du Titulaire), l'avion pouvant voler avec l'une des pièces :

- 1 plaque d'obturation.
- 1 plaque interface équipée d'une veine de prélèvement d'air (veine nuage sur une ouverture et la veine aérosol sur l'autre)

Les têtes de prélèvement des veines sont positionnées dans l'axe des filets d'air à cette position du fuselage, la pose et la dépose ne nécessitent pas de recalage. Ces interfaces adaptées permettent le montage/démontage et le changement des équipements installés sur chaque ouverture (veine, plaque obturatrice), sans outillage spécifique de préférence. Si un outillage spécifique est nécessaire, le Titulaire fournit cet outillage.

Une étude validant le positionnement des têtes de prélèvement des veines dans le flux d'air sur l'avion sera transmise pour validation du positionnement et de l'interface par le CNRS, avant la PDR.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x	x			X	x			

[ANVOLE_67]

L'accès à chacune des ouvertures en cabine est dégagé afin de positionner des équipements au niveau de l'interface d'un volume de 250 mm x 250 mm x 250 mm au minimum. Une baie de mesure (voir partie 3.4.2 Baie scientifique du présent document) doit pouvoir être installée en cabine de l'avion au niveau de l'implantation de chaque veine.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x						x	x	

[ANVOLE_68]

La certification est de type « installation des équipements sans mise en service ». Ainsi, les 2 veines décrites sont installées et certifiées, mais non en fonctionnement scientifique.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x									

3.2.6 Veine chimie de prélèvement d'air

[ANVOLE_69]

Deux (2) ouvertures spécifiques pouvant accueillir une veine de prélèvement gaz sont installées sur la partie supérieure du fuselage. Chaque ouverture est positionnée de manière à s'assurer que les pointes avant des veines soient situées en dehors du flux d'air perturbé de l'avion, et de toutes sources de perturbations aérodynamiques et pollutions chimiques pouvant être créés par des équipements complémentaires installés sur avion. Les veines de prélèvement d'air chimie ont pour dimensions maximales : hauteur 20 cm, largeur 3 cm, profondeur 10 cm, et pour masse maximale 2 kg.

#



Ces ouvertures ne sont pas obligatoirement au zénith (0° de l'axe vertical avion) mais peuvent être disposées entre l'horizontale (90° par rapport à l'axe vertical de l'avion) et le zénith.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x	X							

[ANVOLE 70]

Une (1) ouverture spécifique pouvant accueillir une veine de sortie gaz est installée sur la partie supérieure du fuselage, dans la seconde moitié arrière de l'avion, en aval des ouvertures décrites dans l'exigence précédente. La veine de prélèvement d'air chimie a pour dimensions maximales : hauteur 20 cm, largeur 3 cm, profondeur 10 cm, et pour masse maximale 2 kg.

#

Cette ouverture n'est pas obligatoirement au zénith (0° de l'axe vertical avion) mais peut être disposée entre l'horizontale (90° par rapport à l'axe vertical de l'avion) et le zénith.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x	x							

[ANVOLE 71]

Chaque ouverture est équipée des pièces suivantes (conception et fourniture des pièces à la charge du Titulaire), l'avion pouvant voler avec l'une des pièces :

- 1 plaque d'obturation.
 - 1 plaque interface équipée d'une veine de prélèvement d'air chimie parmi les 3 types de veines installables.
- Ces interfaces adaptées permettent le montage/démontage et le changement des plaques installées sur chaque ouverture sans outillage spécifique de préférence. Si un outillage spécifique est nécessaire, le Titulaire fournit cet outillage.

Les interfaces des 3 ouvertures sont identiques et interchangeables entre elles.

Les veines de prélèvement sont conçues (le CNRS validera la conception proposée) et fournies par le Titulaire en deux exemplaires pour chacun des types de veine. Les veines suivantes peuvent être installées sur avion dans le flux d'air ou en reverse flow sur les différentes ouvertures :

- veine de diamètre interne un pouce
- veine de diamètre interne ½ pouce
- veine de diamètre interne ¼ de pouce

Les veines sont positionnées en ligne de vol par rapport au RHF, la pose et la dépose ne nécessitent pas de recalage. Les tubes internes des veines sont en inox. Chaque veine est équipée en sortie d'un connecteur permettant d'être relié à un tube installé ultérieurement, ainsi que d'un bouchon démontable pour la tenue à la pression.

#

Des exemples de veines de prélèvement d'air chimie utilisées par le CNRS actuellement sont communiqués dans l'Annexe 1 au CCTP.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x	x			x	x			

[ANVOLE 72]

L'accès à chacune des ouvertures en cabine est dégagé afin d'accéder à la veine et de positionner des équipements au niveau de l'interface d'un volume de 200 mm x 200 mm x 200 mm au minimum.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x							X	

[ANVOLE 73]

La certification est de type « installation des équipements sans mise en service ». Ainsi, les veines décrites sont installées et certifiées, mais non en fonctionnement scientifique.

#



MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x									

3.2.7 Emports de sondes microphysiques

[ANVOLE_74]

Un ou plusieurs emports sont créés sur l'avion afin d'installer 4 sondes microphysiques. Deux sous-configurations de différentes sondes microphysiques sont installées et peuvent voler alternativement, au titre de la configuration de vol dite « Instrumenté avec sondes microphysiques » :

- Configuration 1 : UHSAS, CDP-ROBUST, CASP-DPOL, CIP
- Configuration 2 : 2DS-FCDP, NPIP, HVPS, HSI

#

Les sondes dites microphysiques pouvant être installées sur la capacité d'emports ont chacune une masse maximale de 30kg, et pour dimensions maximales un diamètre 300 mm et une longueur de 1300 mm, et sont fournies par le CNRS.

Le fait de créer un ou plusieurs emports sur l'avion afin d'installer 6 sondes microphysiques est valorisé. Les sondes installées sont les suivantes : 2DS-FCDP, NPIP, HVPS, HSI, UHSAS, CDP-ROBUST.

Le CNRS validera définitivement les configurations des sondes microphysiques lors de la phase d'étude avec le Titulaire, parmi les sondes indiquées ou équivalentes.

Les détails des sondes microphysiques citées et des interfaces sont transmis dans l'Annexe 1 au CCTP.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x	x			x	X			

[ANVOLE_75]

Chaque emport est équipé des pièces suivantes (conception et fourniture des pièces d'interfaces à la charge du Titulaire), l'avion pouvant voler avec chacune des pièces :

- 1 interface protégeant l'emport sans sonde microphysique (compatible avec la configuration de vol "lisse"),
- 1 interface spécifique équipée d'une ou plusieurs sondes microphysiques et ses câbles.

La conception de l'interface entre le point d'emport et les sondes permet un montage et démontage des sondes de l'interface et de l'interface sur l'emport sans outillage spécifique de préférence. Si un outillage spécifique est nécessaire, le Titulaire fournit cet outillage.

Les sondes sont positionnées en ligne de vol par rapport au RHF, la pose et la dépose ne nécessitent pas de recalage.

Le Titulaire fournit pour chaque interface sonde microphysique une solution de stockage et de transport afin d'assurer leur protection contre les chocs et les rayures.

#

Les limitations de l'avion dans les différentes configurations de vols (avec sondes microphysiques et sans sondes microphysiques) sont optimisées. Des limitations en équivalent masse pour la conduite du vol sont à privilégier.

Le fait que chaque interface puisse être équipée d'autres instruments de masse et d'encombrement différents de ceux proposés mais qui restent à l'intérieur de l'enveloppe (masse et trainée) maximales de la sonde la plus dimensionnante est valorisée.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x	x			x	x		x	

[ANVOLE_76]

Le ou les emports sont conçus de manière à s'assurer que les pointes avant des sondes (équipements de mesures) soient situées en dehors du flux d'air perturbé de l'avion, et de toute source de perturbations aérodynamiques et pollutions chimiques pouvant être créés par des équipements complémentaires installés sur avion.

#



MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x	X				x			

[ANVOLE_77]

Chaque sonde est connectée à plusieurs câbles (puissance électrique, données) qui cheminent jusqu'à la cabine d'où un opérateur la fera fonctionner ultérieurement. Chaque sonde fournie par le CNRS dispose d'un ou plusieurs câbles de puissance électrique et de données, d'un mètre de longueur environ. La connexion par un opérateur des câbles des sondes microphysiques sur l'interface de câblage est fait sans devoir démonter l'interface mécanique de l'emport.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x				x			x	

ANVOLE_78]

La certification est de type « installation des équipements sans mise en service ». Ainsi, les sondes microphysiques décrites sont installées et certifiées, mais non en fonctionnement scientifique.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x									

3.2.8 Système de mesure anémoclinométrique

Différents systèmes de mesure de pressions statiques et différentielles sont installés sur l'avion avec les prises de pressions dans le flux non perturbé de l'avion, par exemple en pointe avant. Ces systèmes seront utilisés par le CNRS pour réaliser des mesures de vitesses et direction du vent dans les trois dimensions. La mesure est réalisée par des transducteurs qui sont installés dans un environnement proche des prises de pressions et sont reliés à ces dernières par des tuyaux. Le CNRS fournira les transducteurs de pressions. Le positionnement des prises de pressions nécessite une attention particulière. A ce titre, et de manière exceptionnelle dans le présent document, deux types de solutions techniques sont envisagées, avec pour chacune des exigences spécifiques.

L'avion doit être équipé d'une seule de ces deux alternatives suivantes :

- **Radome instrumenté**
- **Perche instrumentée**

Le CNRS a une préférence, en termes de besoin scientifique, pour l'alternative radome, mais pourrait néanmoins se satisfaire de l'alternative perche instrumentée suivant les spécificités de l'avion à modifier. Les exigences des deux alternatives sont données ci-dessous.

Les exigences de chaque alternative sont décrites dans les paragraphes suivants.

3.2.8.1 Alternative Radome instrumenté :

Description :

Le nez de l'avion sera transformé en radome anémoclinométrique. Cinq (5) trous sont effectués sur le radôme. Ces trous sont connectés par des tuyaux à cinq (5) transducteurs de pressions installés en pointe avant. Chaque transducteur de pression est relié à la cabine via un boîtier d'alimentation et un boîtier d'acquisition par un câble de données et un câble d'alimentation.

[ANVOLE_79]

Pour la mesure anémoclinométrique, cinq (5) prises de prélèvements d'air ou trous sont positionnés perpendiculairement à la surface sur le radome du nez de l'avion. Deux (2) trous sont situés dans un plan vertical et deux autres dans un plan horizontal. Un cinquième trou est situé au centre du radome.



Un moyen de centrage permet de positionner le radôme sur la structure avion sans décalage entre chaque démontage. L'erreur de positionnement n'excède pas +/- 1 mm. Après perçage et installation d'inserts, le radome est lisse (protubérance <0,1mm) pour s'affranchir de tout type de perturbation de l'écoulement. La position exacte des trous par rapport au référentiel physique de l'avion est connue avec une précision d'1 mm dans les trois dimensions.

L'installation du radome et des équipements ne perturbe pas le bon fonctionnement du radar météo, ni des sondes avions.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x	x			x	X	x	X	

[ANVOLE_80]

Les fichiers numériques (CAO format STEP) de la partie radome de l'avion sont fournis par le Titulaire pour que le CNRS puisse déterminer, avec l'appui du Titulaire, la position exacte des trous lors de la phase de conception du radome. Cette détermination des positions aura lieu avant la CDR. Dans une première approche, et à titre informatif, la distance entre les trous périphériques (haut / bas et droite/gauche) et le centre serait de 140 mm, le diamètre de chaque trou étant de 2 mm.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x	x							

[ANVOLE_81]

Cinq (5) transducteurs de pressions (quatre (4) transducteurs type Rosemount et un (1) transducteur ADU) sont installés à proximité du radome. La longueur des tuyaux entre la prise de pression et les transducteurs est la plus courte possible et ne dépasse pas 2 mètres. Les transducteurs sont accessibles au sol sans démontage d'équipements nécessaires à la conduite du vol. Les différentes lignes de mesures de pression entre la prise de pression extérieure et les transducteurs de pressions sont étanches. Un taux de fuite pour chacune des lignes de pression inférieure à 0.05 hPa par minute est accepté. Les tests de vérification de l'étanchéité de chaque ligne sont réalisés sans démontage.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x				x			x	

[ANVOLE_82]

Un système de purge permettant de vider toute eau liquide des tuyaux de connexion entre les trous et les transducteurs est installé. Ce système est activé de la cabine en vol. Un système empêchant le gel de l'eau pouvant pénétrer dans des tuyaux entre les trous et les transducteurs est installé.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x				x	x			

[ANVOLE_83]

Un emplacement pour deux boîtiers, l'un d'alimentation (dimensions 20 x 15 x 5 cm) et l'autre d'acquisition (dimensions 5 x 10 x 15 cm), à proximité immédiate des transducteurs est prévu. Ce boîtier est commun avec d'autres sondes de la zone frontale, voir partie 3.2.9 Sondes partie avant du présent document. Un harnais est installé entre la boîte de jonction scientifique (BJS) en cabine et une platine à proximité des capteurs. Un cheminement de câbles est prévu entre les différents transducteurs et la cabine. Le CNRS fournira les schémas des câbles à réaliser entre ces antennes et la BJS, voir partie 3.3.3 Câblage banalisé du présent document.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x								



[ANVOLE_84]

La conception du radome et des interfaces avec les transducteurs permet un montage et démontage du radome, des interfaces et des transducteurs par une personne sans outillage spécifique de préférence. Si un outillage spécifique est nécessaire, le Titulaire fournit cet outillage.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x							x	

[ANVOLE_85]

L'avion peut voler équipé soit du radome instrumenté soit d'un radome vierge de trous, les deux étant fournis par le Titulaire.

#

Il est rappelé que l'avion équipé du radôme instrumenté devra pouvoir voler en conditions givrantes.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x					x		x	

[ANVOLE_86]

La certification est de type « installation des équipements sans mise en service ». Ainsi, le radome équipé et les transducteurs sont installés et certifiés, le système de purge et de réchauffage est validé en fonctionnement, mais non en fonctionnement scientifique.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x									

3.2.8.2 Alternative Perche instrumentée

[ANVOLE_87]

Une perche est conçue, fabriquée et installée afin que les capteurs installés sur la perche soient situés en dehors du flux d'air perturbé de l'avion, et de toute source de perturbations aérodynamiques et pollutions chimiques pouvant être créés par des équipements complémentaires installés sur avion. Cette perche permet l'installation d'une sonde 5 trous à l'extrémité avant complétée par une prise de statique de type Rosemount 858 dégivrée ou équivalent. Le calage de la sonde de mesures 5 trous est parallèle au flux d'air dans les conditions de vol en croisière. Son positionnement sera validé par le CNRS en phase d'étude, au plus tard lors de la CDR. Son positionnement par rapport au référentiel physique de l'avion est connu avec une précision d'1 mm dans les trois dimensions.

L'installation de la perche et des équipements associés ne doit pas perturber le bon fonctionnement du radar météo, ni des sondes avions. La conception et la fabrication de la perche limitent au maximum les vibrations de celle-ci. Le Titulaire fournit l'analyse des modes vibratoires de la perche.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x	x				x			

[ANVOLE_88]

Trois (3) transducteurs de pressions (2 transducteurs Rosemount et 1 transducteur ADU) sont installés à proximité de la sonde de mesure de pressions. La longueur des tuyaux entre la prise de pression et les transducteurs est la plus courte possible et ne dépasse pas 2 mètres. Les transducteurs sont installés de manière à pouvoir être accessibles au sol sans démontage d'équipements nécessaires à la conduite du vol. Les différentes lignes de mesures de pression entre la prise de pression extérieure et les transducteurs de pressions sont étanches. Un taux de fuite pour chacune des lignes de pression inférieure à 0.05 hPa par minute est accepté. Les tests de vérification de l'étanchéité de chaque ligne sont réalisés sans démontage. Un accéléromètre 3 axes câblé (pour recevoir l'alimentation et transmettre les données vers le boîtier de jonction scientifique) à moins de 20 cm de la sonde de type Rosemount 858 est installé.

#



MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x				x			X	

[ANVOLE 89]

Un système de purge permettant de vider toute eau liquide des tuyaux de connexion entre la sonde Rosemount 858 et les transducteurs est installé. Ce système est activé de la cabine en vol.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x				x	x			

[ANVOLE 90]

Un emplacement pour deux boîtiers, l'un d'alimentation (dimensions 20 x 15 x 5 cm) et l'autre d'acquisition (dimensions 5 x 10 x 15 cm), à proximité immédiate des transducteurs est prévu. Ce boîtier est commun avec d'autres sondes de la zone frontale, voir partie 3.2.9 Sondes partie avant du présent document. Un harnais est installé entre la BJS en cabine et une platine à proximité des capteurs. Un cheminement de câbles est prévu entre les différents transducteurs et la cabine. Le CNRS fournira les schémas des câbles à réaliser entre ces antennes et la BJS, voir partie 3.3.3 Câblage banalisé du présent document.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x								

[ANVOLE 91]

L'avion peut voler équipé soit de la perche instrumentée soit sans perche, l'ensemble des éléments est fourni par le Titulaire.

#

Il est rappelé que l'avion équipé de la perche instrumentée doit pouvoir voler en conditions givrantes.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x					x		x	

[ANVOLE 92]

La conception de la perche instrumentée et des interfaces avec les transducteurs permet un montage et démontage de ceux-ci par une personne sans outillage spécifique de préférence. Si un outillage spécifique est nécessaire, le Titulaire fournit cet outillage.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x							x	

[ANVOLE 93]

La certification est de type « installation des équipements sans mise en service ». Ainsi, la perche équipée de ces capteurs est installée et certifiée, mais non en fonctionnement scientifique.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x									

3.2.9 Sondes partie avant

[ANVOLE 94]

Huit (8) ouvertures permettant l'installation de différents capteurs sont réalisées dans la partie avant de l'avion, en amont de la porte d'accès cabine, dans une zone située entre la pointe avant et le poste de pilotage. Ces ouvertures sont réparties autour de la pointe avant sur un même plan vertical, perpendiculaire au plan RHF.

Ces ouvertures sont équipées des capteurs suivants :



- Cinq (5) antennes de type Rosemount type 102BX dégivrées dont 2 équipées de capteur de température démontable 102BV (fournies par le Titulaire)
- Une (1) antenne de type Fastwave (fournie par le CNRS)
- Deux (2) capteurs mesurant deux (2) pressions statiques distinctes et deux (2) pressions dynamiques distinctes (fournies par le Titulaire). Il peut s'agir de sondes tube de Prandtl ou à défaut, de simples prises de pression statique chacune équilibrée droite/gauche et pitots.

Ces huit (8) emplacements sont situés dans une zone non perturbée au niveau des écoulements aérodynamiques. Pour chaque antenne, la tête de mesure est située en dehors de la couche limite de l'avion.

Le Titulaire fournit un bouchon étanche adapté pour chacune des cinq (5) antennes de type Rosemount.

Une interface adaptée permet le montage/démontage et le changement des équipements installés sur chaque ouverture (sonde et bouchon), sans outillage spécifique de préférence. Si un outillage spécifique est nécessaire, le Titulaire fournit cet outillage. Pour chaque emplacement, l'arrière des antennes (côté intérieur) est accessible afin de connecter le capteur électriquement et/ou pneumatiquement. Chaque sonde est connectée à une embase à l'aide d'un câble spécifique défini par le CNRS et le Titulaire et fourni par le Titulaire.

#

Le fait que chaque interface puisse être équipée d'autres instruments de masse et d'encombrement différents de ceux proposés mais qui restent à l'intérieur de l'enveloppe (masse et trainée) maximales de la sonde la plus dimensionnante est valorisé.

Pour information, sur les avions actuels de la flotte Safire le dégivrage de ces sondes est alimenté par les dégivrages pitots avion.

Une description de la sonde FastWave est donnée dans l'Annexe 1 au CCTP.

Un schéma de principe de la répartition des antennes en partie avant est donné dans l'Annexe 1 au CCTP.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
X	x	x			X	x		x	

[ANVOLE 95]

Chaque prise de pression est reliée avec un tuyau à un transducteur de pression. Au total, trois (3) transducteurs sont installés : un (1) transducteur de pression statique, un (1) de pression dynamique, et un (1) transducteur type ADU3208 (relié à une prise de pression statique et une totale). Ils sont fournis par le CNRS. Un synoptique est fourni en Annexe 1 du CCTP. Ces transducteurs sont installés de manière à pouvoir être accessibles au sol sans démontage d'équipements nécessaires à la conduite du vol. La longueur des tuyaux entre la prise de pression et les transducteurs est la plus courte possible et ne dépasse pas 2 mètres.

Ces transducteurs sont alimentés par un boîtier d'alimentation dont le schéma de câblage est fourni par le CNRS. Ce boîtier partagé avec les équipements de la partie 3.2.8 Système de mesure anémoclinométrique du présent document nécessite un emplacement (60 x 250 x 150mm) et un système de fixation à proximité immédiate des quatre (4) transducteurs qui sont installés pour cette modification.

#

Une description des transducteurs de pressions est donnée dans l'Annexe 1 au CCTP.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x				X	x	x		

[ANVOLE 96]

Un cheminement de câble est prévu entre les différentes antennes et le boîtier de concentration de données situé dans la pointe avant. Le CNRS fournira ultérieurement les schémas des câbles et des liaisons pneumatiques à réaliser entre ces antennes et le boîtier.

Un harnais est installé entre la BJS en cabine et le boîtier alimentation/donnée pointe avant à proximité des transducteurs en pointe avant, voir partie 3.3.3 Câblage banalisé du présent document.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x								

[ANVOLE 97]



La certification est de type « installation des équipements sans mise en service ». Ainsi, les sondes décrites sont installées et certifiées, mais non en fonctionnement scientifique.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x									

3.2.10 Système de largage de sonde

[ANVOLE_98]

Une ouverture est réalisée dans la partie inférieure du fuselage. Cette ouverture est réalisée entre l'horizontale (90° par rapport à l'axe vertical de l'avion) et le nadir.

Cette ouverture est équipée des pièces suivantes (conception et fourniture des pièces à la charge du Titulaire), l'avion pouvant voler avec chacune des pièces :

- 1 plaque interface équipée d'un système de largage de sonde. Ce système est constitué d'un sas télécommandé permettant le chargement manuel de la sonde dans le sas et d'un tube inférieur pour éjecter la sonde vers l'extérieur de la cabine.
- 1 plaque d'obturation.

Une interface adaptée permet le montage/démontage et le changement des équipements installés sur l'ouverture (système de largage ou plaque obturatrice), sans outillage spécifique de préférence. Si un outillage spécifique est nécessaire, le Titulaire fournit cet outillage.

#

Les sondes atmosphériques (nommées dropsondes) utilisées par le CNRS sont fabriquées par Vaisala sous le nom de RD41. Ces sondes ont une forme tubulaire d'un diamètre maximal de 45 mm, une longueur de 310 mm et une masse de 216 g. Le système de largage de sonde n'est pas fourni par le CNRS et est à la charge du Titulaire. Le système de largage que le CNRS a utilisé dans le passé était un système développé par Vaisala et installé sur Falcon 20. Le CNRS peut indiquer des références de modèle à acquérir au cours de la phase d'études et au plus tard à la phase CDR. Le Titulaire peut également proposer son propre système de lance sonde.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x				x	x		x	

[ANVOLE_99]

L'accès au système de largage est accessible en cabine, et dégagé afin de permettre le chargement manuel d'une sonde, le verrouillage et l'ouverture du sas par un ingénieur d'essai. L'éjection de la sonde est télécommandée par un opérateur restant assis sur un siège.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x							x	

[ANVOLE_100]

La trajectoire d'éjection de la sonde est prise en compte lors du positionnement de l'ouverture afin d'éviter les chocs entre la sonde et l'avion. Le domaine d'éjection du CNRS est durant un vol en palier (altitude constante), à une altitude minimale supérieure ou égale au FL200, à une vitesse stabilisée entre la vitesse d'endurance maximum et la vitesse recommandée en air turbulent, pour toute condition météorologique. L'installation du système de largage n'impacte pas le domaine de vol de l'avion.

#

Sur le modèle installé jadis sur le Falcon 20 du CNRS, un tube extérieur non rétractable est installé verticalement afin de guider la sonde à l'éjection. L'éjection de la sonde est à chaque fois favorisée par une poussée due à la pressurisation de la cabine. Lors des chantiers de modifications récents sur Gulfstream 550 (avions scientifiques nommé « HIAPER » ou « HALO », ou sur BAe 146 avion scientifique nommé « FAAM »), l'éjection est réalisée sans tube à l'extérieur, mais le lance tube est incliné vers l'arrière afin de ne pas cisailer la sonde lors de l'éjection.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------



	x	x				x			
--	---	---	--	--	--	---	--	--	--

[ANVOLE_101]

La certification est de type « installation des équipements sans mise en service ». Ainsi, le système de largage de sondes décrit, est installé et certifié, le domaine de largage est ouvert, mais non en fonctionnement scientifique.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x									

3.2.11 Antennes scientifiques

[ANVOLE_102]

Les antennes suivantes sont installées pour les besoins propres du CNRS, en complément des antennes préexistantes de l'avion ou de celles installées pour répondre aux besoins décrits dans le paragraphe 3.1.4 du présent document :

- Deux (2) antennes de réception GNSS, sur fuselage au Nadir dans l'axe de vol. Les 2 antennes GNSS sont écartées de la plus grande distance possible, au minimum 4 mètres.
- Une (1) antenne UHF pour la réception des données dropsondes, en partie basse fuselage.
- Un système de télécommunication en cabine permettant en temps-réel la télétransmission (émission/réception) de données CNRS de l'avion vers/depuis le sol. Et son antenne SATCOM, sur fuselage au Nadir si l'antenne préexistante ne permet pas l'utilisation d'un port de communication disponible sur le système data-link cockpit (voir paragraphe 3.1.4 du présent document).

Les antennes et systèmes sont fournis par le Titulaire, ainsi que la documentation associée.

Une interface adaptée permet le montage/démontage et le changement des antennes sur chaque ouverture, sans outillage spécifique de préférence. Si un outillage spécifique est nécessaire, le Titulaire fournit cet outillage.

#

Le fait que deux antennes complémentaires, dédiées à la réception de signaux GNSS soient installées dans l'axe perpendiculaire à l'axe de vol avion, en partie supérieure des ailes, ainsi que les passages de câbles coaxiaux vers la cabine, est valorisé.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x	x			x	x	x	x	

[ANVOLE_103]

Les antennes GNSS sont compatibles avec les signaux GNSS suivants :

- GPS: L1, L2, L5
- GLONASS: L1, L2, L3
- Galileo: E1, E2, E5
- BeiDou B1, B2
- SBAS

L'accès à la connectique des antennes est possible en cabine (par exemple via la BJS).

Le champ de réception de chaque antenne ne doit pas être masqué de plus de 10% de la demie sphère par des parties de l'avion ou d'autres équipements installés sur avion. Les antennes GNSS sont référencées par rapport à un point de référence identifié (repère x, y, z avec son origine dans la cabine), avec une précision de 1 mm dans les 3 dimensions.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x	X	x			x	x		x	

[ANVOLE_104]



Un équipement SATCOM compatible avec la constellation Iridium Certus et/ou avec la constellation Inmarsat en bande L ou d'autres systèmes équivalents est disponible pour pouvoir être utilisé en cabine par un opérateur scientifique, y compris les sous-éléments nécessaires à son bon fonctionnement.

L'équipement SATCOM fournit un débit disponible minimum de 200kBits/sec en Rx et Tx, pour tout vol en Europe, Afrique, Asie, Amériques, ainsi que dans les zones polaires (minimum 85°N), dans le domaine de vol de l'avion.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x	x				x	x		x	

[ANVOLE_105]

Les différentes antennes (GNSS, UHF et SATCOM le cas échéant) sont câblées et alimentées, et reliées pour les données à la cabine (voir partie 3.3.3 Câblage banalisé du présent document). Le Titulaire vérifie que suite à l'installation des différentes antennes leurs émissions/réceptions ne créent pas d'interférences entre elles ou avec les autres systèmes avions.

L'accès aux antennes est dégagé à l'intérieur de la cabine, c'est-à-dire que l'espace disponible est supérieur à celui du diamètre utile de l'ouverture, afin de positionner des connecteurs, des splitters aisément de l'intérieur de la cabine sans démontage de capitonnage ou autre (100 mm x 100 mm minimum). L'espace de dégagement permet de connecter ou déconnecter aisément les câbles associés à ces antennes.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x	x			x	x		x	

[ANVOLE_106]

La certification est de type « installation des équipements avec mise en service ». Ainsi, les antennes et systèmes décrits sont installés et certifiés en fonctionnement scientifique.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x									

3.2.12 Hublots latéraux instrumentés

[ANVOLE_107]

Deux (2) hublots latéraux existants en cabine sont adaptés afin de permettre l'installation d'équipements scientifiques à la place des hublots initiaux, chacun d'un côté de la cabine. Chacune des ouvertures hublots est équipée des pièces suivantes (conception et fourniture des pièces à la charge du Titulaire), l'avion pouvant voler avec chacune des pièces :

- une plaque équipée d'un hublot transparent de diamètre utile 250 mm monobloc composé de CaF2 ou de UVFS (silice). Pour chaque hublot transparent, un traitement anti-reflet de type dépôt sur 2 faces de MgF2 est réalisés. Ils sont polis sur leur surface utile sur les deux faces à $< \lambda/2$ pour $\lambda = 633\text{nm}$. De plus, le parallélisme est inférieur à 30'.
- une plaque qui peut être percée ultérieurement pour accueillir un instrument ayant un diamètre utile de 250 mm, étant de flush à une hauteur dépassant du fuselage de la peau de l'avion de 6 cm au maximum, pour une masse de 5 kg.

Une interface adaptée permet le montage/démontage et le changement des équipements installés sur l'ouverture hublot (plaque équipée de hublot ou plaque instrumentable), sans outillage spécifique de préférence. Si un outillage spécifique est nécessaire, le Titulaire fournit cet outillage. Le Titulaire fournit pour chaque hublot une solution de stockage et de transport afin d'assurer leur protection contre les chocs et les rayures.

#

L'adaptation de quatre (4) hublots latéraux existants complémentaires (soit 6 au total) en cabine afin de permettre l'installation d'équipements scientifiques à la place des hublots initiaux est valorisée.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x	x	x			x			x	



[ANVOLE_108]

L'accès aux hublots est dégagé à l'intérieur de la cabine afin de positionner des équipements de volume 300 mm x 300 mm x 300 mm minimum. Ces hublots instrumentés sont installés dans la zone cabine en dehors de la zone d'installation du siège et baie de l'expérimentateur principal (voir partie 3.4.3 Aménagement intérieur du présent document).

#

L'environnement proche de chacun des hublots est désembué par de l'air chaud, afin d'empêcher toute condensation ou givrage sur les hublots optiques. Le désembuage est fonctionnel pour les conditions extérieures correspondantes à l'atmosphère standard de l'altitude 5 000 ft au FL390. Le désembuage est contrôlé et peut être stoppé sur chacune des ouvertures de manière indépendante. Ainsi, une ouverture équipée d'une plaque métallique porte instruments n'est pas désembuée. Ce contrôle est effectué de la cabine par un opérateur même si des instruments obturent les hublots (voir partie 3.4.3 Aménagement intérieur du présent document). L'installation de ce système de désembuage est valorisée.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x						x		

[ANVOLE_109]

La certification est de type « provision structurale », sans mise en service des instruments, mais permettant l'installation des diverses options (interfaces équipés d'un hublot ou plaque instrumentable).

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x									

3.2.13 Support centrale inertielle

[ANVOLE_110]

Un support centrale inertie, constitué d'une chaise fixée à demeure sur la structure de l'avion, est installé dans l'avion, vers la pointe avant, dans un espace ne gênant pas la maintenance standard de l'avion ni l'aménagement cabine (sièges, baies ou passages des personnes). Son accès doit pouvoir se faire sans déposer l'ameublement intérieur.

Les pièces suivantes sont fournies par le Titulaire :

- une chaise permettant la fixation d'une centrale inertielle et sa fixation sur la structure de l'avion,
- une plaque d'interface entre la chaise et la centrale inertielle. Cette plaque comporte un point de référence repéré permettant d'avoir sa position exacte par rapport au point de référence de l'avion défini d'autre part,
- une 2^{ème} plaque d'interface identique à la précédente vierge de fixation, comportant également le point de référence repéré identique à la plaque originale.

La liaison entre la chaise et la plaque d'interface n'autorise pas de différence de montage de plus d'un 0,1 degré dans les 3 axes.

La plaque d'interface munie de la centrale est démontable simplement de l'avion, par une seule personne en moins de 30 min sans outillage spécifique de préférence. Si un outillage spécifique est nécessaire, le Titulaire fournit cet outillage.

#

La centrale inertielle et ses caractéristiques finales sont fournies par le CNRS lors de la phase d'étude. En première approche, la centrale a comme dimensions maximales 300 x 300 x 300 mm et comme masse maximale 10 kg.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	X	x			x			x	

[ANVOLE_111]

Un harnais de câblage permettant la liaison numérique et l'alimentation électrique de la centrale depuis la cabine est réalisé par le Titulaire à proximité de la chaise afin de pouvoir connecter la centrale via la BJS (voir partie 3.3.3 Câblage banalisé du présent document).



#

Le CNRS fournit les plans de câbles souhaités lors de la phase d'étude.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x				x				

[ANVOLE_112]

Les coordonnées x,y, z du cœur de la centrale sont fournies dans le référentiel de l'avion. Un point de repère de ce référentiel est accessible visuellement à l'intérieur de la cabine. La précision des coordonnées est de 0.5 mm selon les 3 axes au minimum.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
		x					X		

[ANVOLE_113]

La certification est de type « installation des équipements sans mise en service ».

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x									

3.3 Génération et distribution électrique, câblage et récupération données avions

3.3.1 Génération électrique

[ANVOLE_114]

Une alimentation électrique ségréguée des sources de l'alimentation électrique de base de l'avion est fournie en cabine pour faire ultérieurement fonctionner les équipements scientifiques installés par le CNRS.

La puissance électrique minimale mise à disposition sous une tension de 28V DC (au minimum aux normes aéronautiques) est de :

- 12 kW moteurs tournants en mode vol, sur la totalité du domaine de vol,
- 10 kW au sol par raccordement avec un GPU (y compris pendant la séquence de démarrage des moteurs),
- 6 kW au sol par une APU, sans GPU et avec les moteurs éteints, pour une durée minimale de 2 heures.

Cette alimentation électrique a diverses protections permettant d'assurer son usage en toute sécurité (breakers, etc.) sans impacter la conduite du vol.

#

Au sol, l'alimentation de la seule partie scientifique est à étudier afin de limiter l'usure des parties avions, le CNRS prévoyant d'utiliser l'avion au sol pendant de longues périodes.

La mise à disposition d'une puissance électrique supérieure à 12 kW moteurs tournants en mode vol sur la totalité du domaine de vol est valorisée.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	X	x			x	x			

[ANVOLE_115]

L'énergie (de 12kW minimum) fournie est disponible en diverses tensions électriques, selon les puissances suivantes :

- 28V DC pour 12kW dont 3 kW secours
- 115V/400 HZ pour 3 kVA
- 230V/50HZ pour 6kVA dont 2 kVA secours

Ainsi, l'ensemble de l'énergie disponible est soit totalement en 28V DC, soit en partie 28V DC et d'autres tensions jusqu'à hauteur des valeurs indiquées précédemment.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------



	x				x	x			
--	---	--	--	--	---	---	--	--	--

[ANVOLE_116]

L'alimentation électrique ne doit pas être interrompue lors des transitions suivantes : GPU/APU, GPU/Moteurs, APU/Moteurs, Moteur/APU, Moteur/GPU et APU/GPU. Pour chacune des transitions, la durée acceptable de la microcoupure ne dépasse pas 20 ms.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x	x			X				

[ANVOLE_117]

Une partie de l'énergie fournie reste disponible (secourue) après un délestage ou une coupure éventuelle, au minimum 3kW en 28DC secourue et 2kVA en 230 V/50Hz, pendant au moins 20 min à l'aide d'une batterie par exemple, au sol et en vol.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x				x	x			

[ANVOLE_118]

Le poste de pilotage est équipé de moyens manuels de gestion de la génération électrique scientifique, permettant de mettre séparément en service ou de couper la génération électrique non secourue et secourue. De plus, un moyen de suivi de l'état du système de sauvegarde d'énergie est installé.

Un boîtier installé en cabine au plus proche du poste expérimentateur principal (voir partie 3.4.3 Aménagement intérieur du présent document) est équipé d'un moyen manuel de coupure de la génération électrique non secourue et secourue, ainsi que d'un affichage des données de consommations et fourniture d'énergie pour la cabine. Les données de consommations et fourniture d'énergie sont mises à disposition en temps réel en cabine.

#

En cours d'exécution du marché, d'autres moyens automatiques de délestage ou de coupures des moyens de générations électriques peuvent être mises en place par le Titulaire, en complément des moyens manuels demandés par le CNRS.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x				x	x		x	

[ANVOLE_119]

La certification est de type « installation des équipements avec mise en service ». Ainsi, les systèmes installés de fourniture d'énergie pour la partie scientifique sont installés et certifiés. Par contre, l'alimentation des équipements scientifiques du CNRS (hors dégivrage d'équipements extérieurs et antenne) n'est pas réalisée.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x									

3.3.2 Distribution électrique cabine

[ANVOLE_120]

L'énergie électrique scientifique est distribuée en cabine à travers 6 coffrets de distribution disposés le long des parois de la cabine, dans les zones aménagées de baies et d'instrumentation. Les coffrets de distribution sont équirépartis dans la cabine (avant/arrière, droite/gauche). Ils sont accessibles en cabine pour permettre la connexion aisée des câbles de puissance entre ces coffrets et des équipements installés ultérieurement.

Les coffrets fournissent toutes les tensions disponibles. Chaque coffret fournit les lignes suivantes, avec les embases aéronautiques adéquates sur le boîtier :

- 2 x 28VDC 100 A
- 2 x 28VDC sauvegardé 13 A



- 1 x 230VAC 7 A
- 1 x 230VAC 13 A
- 1 x 230VAC sauvegardé 7 A,
- 1 x 115VAC/400 Hz 7 A (sur 3 des 6 coffrets, choix après échanges avec le CNRS)
- 1 x 115VAC/400 Hz 13 A (sur 1 des 6 coffrets, choix après échanges avec le CNRS)

Le choix du type d'embases est fait lors de la phase d'étude après échanges entre le Titulaire et le CNRS.

#

Les puissances totales distribuables décrites dans cette modification sont, au total, plus importantes que les puissances maximales de la génération électrique. Le CNRS gèrera pour ses besoins propres l'ELA et adaptera la charge utile pour l'utilisation de la distribution électrique tout en respectant les différentes limitations au niveau des deux modifications génération électrique et distribution électrique.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x				x	x		x	

[ANVOLE_121]

Pour chaque ligne de chaque coffret les protections électriques réarmables adéquates sont mises en place (par exemple breakers) pour assurer la bonne utilisation des lignes, notamment en termes de puissance. Ces moyens de protections sont accessibles par les opérateurs en cabine.

La conception de ces coffrets est telle que l'installation de baies, de postes de travail ou d'autres équipements est possible devant ces coffrets équipés des câbles de puissance. Cela implique que la face extérieure, côté couloir, de ces coffrets soit *a minima* en retrait de la verticale des rails siège. La connexion des câbles de puissance nécessite un espace libre d'au moins 12 cm entre le coffret et d'autres équipements.

Les différents câbles de génération électrique alimentant les coffrets de distributions sont installés de manière à ne pas être visibles en cabine.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x				x		X	x	

[ANVOLE_122]

La certification est de type « installation des équipements avec mise en service ». Ainsi, les systèmes installés de distribution d'énergie pour la partie scientifique sont installés et certifiés. Par contre, l'alimentation des instruments scientifiques est réalisée ultérieurement par le CNRS.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x									

3.3.3 Câblage banalisé

Avec l'installation d'instruments scientifiques non accessibles de la cabine, il est nécessaire de prévoir différents câbles qui permettent leur alimentation électrique, leur acquisition et leur bon fonctionnement (câblage données) en les connectant à des équipements installés en cabine. Ces connections et alimentations sont faites via des câbles dit "banalisés" cheminant entre les divers emplacements prévus dans et autour de l'avion et une Boite de Jonction Scientifique (BJS) situé en cabine. La finalisation exacte des différents schémas de câblage sera faite lors de la phase d'étude avec le Titulaire.

[ANVOLE_123]

L'ensemble des câbles de puissance et de données provenant de tout emplacement instrumentable non accessible de la cabine est concentré sur la BJS qui est accessible et installée en cabine.

Les câbles provenant des emplacements suivants sont reliés à la BJS, voir dans les parties afférentes :

- Le ou les emports pour sondes microphysiques,
- Système de mesure anémoclinométrique,
- Sondes partie avant,
- Antennes scientifiques,



- Récupération des paramètres avion,
- Centrale Inertielle.

#

Ces câbles restent démontables/remontables à des fins ultérieures de réparations ou de modifications par le CNRS. Les opérations de démontage ou de remontage des câbles ont une durée inférieure à 2 jours. L'avion reste exploitable avec tout ou partie de ces câbles démontés.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x							x	

[ANVOLE_124]

Les types de câbles reliant chaque sonde pour chacun des emports pouvant n'accueillir que des sondes microphysiques (voir partie 3.2.7 Emports de sondes microphysiques du présent document) à la BJS (ou cabine directement si applicable) en cabine sont :

- 2 RJ45 Ethernet Cat 8,
- 2 connecteurs type TNC sur câbles coaxial aéronautique faibles pertes conformes à l'état de l'art.
- Un tube reliant la cabine à l'embase des emports permettant le futur passage d'une fibre optique, de diam intérieur 10 mm mini, de rayon de courbure limité (R mini 10 cm) sur tout le trajet. Cet espace est équipé d'une aiguille, de bouchons et de presse-étoupes adaptés.

Chaque sonde microphysique dispose des câbles spécifiques suivants :

- 1 arrivée faible puissance (EN3646A01412FN) = 2 paires X 13A (AWG14) et 3 paires X 7A(AWG18), cf modification n°15 cable AlimGP,
- 1 câble data : (EN3646A01832MN) 14 paires et une triplète en AWG 20

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x				x			x	

[ANVOLE_125]

Les types de câbles reliant la boîte de connexion cabine/zone frontale à la BJS en cabine sont :

- 2 arrivées faible puissance type Alim12 (EN3646A01412FN) = 2 paires X 13 A (AWG14) et 3 paires X 7 A (AWG18),
- 1 câble data type Data32 : (EN3646A01832MN) 14 paires et une triplète en AWG 20,
- 2 RJ45 Ethernet Cat 8,
- 2 connecteurs type TNC sur câbles coaxial aéronautique faibles pertes conformes à l'état de l'art,
- Un tube reliant la cabine à l'embase des emports de diam intérieur 10 mm mini, de rayon de courbure limité (R mini 10 cm) sur tout le trajet permettant le futur passage d'une fibre optique. Cet espace est équipé d'une aiguille, de bouchons et de presse-étoupes adaptés.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x				x			x	

[ANVOLE_126]

Un harnais comprenant les câbles relie les embases fixes situées au plus proche de la centrale à inertie à la BJS conformément au schéma synoptique de la centrale d'inertie (câblage type CIN). Le CNRS fournit les plans de câbles souhaités lors de la phase d'étude.

#

A titre d'information et d'exemple, les câbles de la centrale pourraient être :

- Power supply: PT02 YS 0833 P023 vers une embase PT00 YS 0833 S023 sur la BJS (câble triplète blindée awg 20),
- Repeater: PT02 YS 1210 P023 vers une embase PT00 YS 1210 S023 sur la BJS (câble 2 paires blindée awg 20),
- Ethernet: RJF22N02100BTX vers embase RJ45 sur la BJS en cat 8,
- Serial & pulses I/O: PT02 YS 2041 P023 vers une embase PT00 YS 2041 S 023 sur la BJS.



MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x				x			X	

[ANVOLE_127]

La BJS est implantée de façon à ce qu'elle n'impacte pas l'aménagement cabine. Ainsi, il est possible d'installer devant cette boîte un poste de travail une baie ou un siège une fois que la BJS est équipée de ses câbles si elle est située dans la zone dédiée aux baies et sièges. Cette BJS est utilisée par le CNRS pour connecter ultérieurement chaque ligne à un boîtier de distribution électrique et/ou à un système d'acquisition ou de visualisation des données. Elle est équipée en face avant de moyen de protection et de fixation des câbles qui viendront s'y connecter. Elle dispose d'un espace libre suffisant autour des connecteurs afin de permettre les connexions sur cet équipement (12 cm minimum pour le passage d'une main).

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x						x	x	

[ANVOLE_128]

La certification est de type « installation des équipements avec mise en service ». Ainsi, les systèmes de distribution d'énergie et de données pour la partie scientifique sont installés, vérifiés et certifiés. Par contre, l'alimentation des instruments scientifiques et la transmission de données sont réalisés ultérieurement par le CNRS.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x									

3.3.4 Récupération des paramètres avion

Description

Pour les besoins propres du CNRS, certaines données acquises par les différents systèmes de l'avion (hors équipements scientifiques) sont mises à disposition en cabine pour leur enregistrement en temps réel par le CNRS. Il s'agit des paramètres enregistrés sur le Flight Data Recording (FDR), des informations du radar météo de l'avion ou encore d'informations complémentaires liées aux modifications effectuées. Il ne s'agit pas d'accéder aux données des capteurs du CNRS éventuellement installés au cours de ce projet.

[ANVOLE_129]

Les paramètres enregistrés dans le FDR de l'avion sont mis à la disposition du CNRS. Par exemple, ces paramètres concernent l'altitude, l'altibaro, l'IAS, la VMO, la TAS, la TAT, les pressions, les attitudes avions, les signaux d'émissions pour les VHF ou l'état des trains d'atterrissage.

Les différents paramètres et données sont fournis en temps réel à la fréquence maximale disponible. Dans le cas où la mise à disposition en temps réel n'est pas possible, il est accepté que les données soient fournies durant le vol, les données ayant alors leur datation propre.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	X				x	x			

[ANVOLE_130]

Plusieurs paramètres complémentaires sont fournis en temps réel, suite aux modifications effectuées sur l'avion. Il s'agit de :

- Etat du positionnement du ou des moyens de protection des ouvertures hublots bas (voir partie 3.2.3 Grandes ouvertures hublots vers le bas du présent document),
- Tensions et courants utilisés par l'installation scientifique sur l'APU, sur chaque bus et chaque sous-bus,
- Consommations de chaque moyen principal de fourniture d'énergie (génératrices et alternateurs).



Le(s) protocole(s) de communication utilisé(s) pour les paramètres doit(vent) être l'un parmi les protocoles suivants :

- RS232/422/485 avec des trames ASCII,
- Ethernet (RJ45) avec des trames ASCII (TCP),
- CAN,
- ARINC429".

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x				x	x			

[ANVOLE_131]

Le Titulaire met à disposition du CNRS en temps réel l'image complète du radar météo ainsi que les paramètres (dont datation) afin que le CNRS acquière ces données, permettant une restitution et une interprétation en 3 dimensions *a posteriori*.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x				X	X			

[ANVOLE_132]

Si les paramètres du radioaltimètre de bord ne sont pas restituables, ou si ce radioaltimètre n'a pas une gamme de mesure d'au moins 5000 ft, il est nécessaire d'installer un nouveau système complémentaire à usage scientifique ayant une gamme de fonctionnement de 15000 ft minimum.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x				X	X			

[ANVOLE_133]

Les différentes données et paramètres décrits dans la partie 3.3.4 Récupération des paramètres avion du présent document sont mises à disposition via la BJS située en cabine.

#

Si l'avion est déjà équipé ou peut être équipé de caméras visualisant l'espace dessous, devant et sur les côtés de l'avion, le flux de données vidéos des caméras est mis à disposition via la BJS et est valorisé.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x				x	x			

[ANVOLE_134]

La certification est de type « installation des équipements avec mise en service ». Ainsi, les systèmes nécessaires à la distribution des données pour la partie scientifique sont installés, opérationnels, vérifiés et certifiés. Par contre, l'installation du matériel de récupération des données est réalisée ultérieurement par le CNRS.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x									

3.4 Modifications cabine

3.4.1 Sièges expérimentateurs

[ANVOLE_135]

Au moins 4 places assises en cabine sont installées pour les expérimentateurs du CNRS.

#

Si la largeur de la cabine le permet, des sièges doubles sont à privilégier afin d'optimiser l'espace cabine disponible pour l'installation d'équipements scientifiques. Dans ce cas, l'accoudoir central sera de préférence rétractable afin



de faciliter les déplacements des opérateurs. Le CNRS pourra ultérieurement modifier l'aménagement cabine initial.

Un nombre de places assises en cabine plus important que quatre (4) sera valorisé.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x				x	x		x	x

[ANVOLE_136]

La ceinture ou harnais de sécurité de chaque passager en cabine permet l'installation d'équipements comme une baie devant le siège à 50 cm de distance de la tête de l'opérateur. La ceinture ou harnais permet par ailleurs la liberté de manœuvre de l'opérateur jusqu'à 1 mètre du centre du siège.

Le système de fixation du siège au sol permet une installation/démontage par une personne, sans outillage spécifique de préférence. Si un outillage spécifique est nécessaire, le Titulaire fournit cet outillage.

#

Les caractéristiques suivantes de chaque siège seront valorisées : il peut être utilisable dans les deux sens de vols (réversibilité). Le dossier est inclinable afin d'améliorer le confort des opérateurs sur les longs vols.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	X	x						x	x

[ANVOLE_137]

La certification est de type « installation des équipements avec mise en service ». Ainsi, les sièges sont installés et certifiés à au moins une place en cabine, voir partie 3.4.3 Aménagement intérieur du présent document.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
X									

3.4.2 Baie scientifique

[ANVOLE_138]

Six (6) baies au minimum sont installées en cabine pour que le CNRS puisse ultérieurement installer différents équipements scientifiques.

#

Un nombre de baies installées en cabine plus important que six (6) sera valorisé.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x	X			X	x		x	

[ANVOLE_139]

Les différentes baies sont identiques. Le design des baies permet l'emport pour chaque baie d'une charge utile minimale admissible de 120 kg. Le centre de gravité de la charge de la baie est situé dans un cylindre de 20 cm de diamètre centré sur les axes de symétrie de la baie et d'une hauteur partant du bas de la baie allant jusqu'aux 2/3 tiers de la baie.

Les baies ont une hauteur utile minimale de 22 U (1 U = 4.45 cm) afin d'emporter une capacité maximale d'équipements en hauteur.

Les dimensions des baies sont compatibles avec l'installation de tiroirs et équipements rackables au format 19 pouces, et de profondeur de 60 cm.

La fixation d'équipements dans la baie doit pouvoir être réalisée sur chacun des 4 côtés de la baie, par exemple via des réglettes. Ces montants 19" sont d'un type standard (par exemple Schroff, Technoprofil) qui seront soumis à l'approbation du CNRS.

Chacune de ces baies doit pouvoir être équipée d'une tablette amovible permettant l'installation d'un clavier numérique de dimensions 20 cm x 50 cm.

Le système de fixation de la baie permet une installation/démontage par une personne, sans outillage spécifique de préférence. Si un outillage spécifique est nécessaire, le Titulaire fournit cet outillage.



#

La capacité d'emport d'équipements dans les baies sera optimisée, afin de pouvoir embarquer par baie le plus grand volume (et masse) d'équipement possible.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x	x			x			x	x

[ANVOLE 140]

En complément de l'exigence ANVOLE_138, le Titulaire fournit quatre (4) baies complémentaires qui peuvent être installées dans le futur.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x									

[ANVOLE 141]

La certification est de type « installation des équipements avec mise en service ». Ainsi, les baies sont installées et certifiées à au moins un emplacement en cabine, voir partie 3.4.3 Aménagement intérieur du présent document.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x									

3.4.3 Aménagement intérieur

[ANVOLE 142]

L'aménagement intérieur cabine permet l'installation de six (6) baies scientifiques (voir partie 3.4.2 Baie scientifique du présent document) et de sièges (voir partie 3.4.1 Sièges expérimentateurs du présent document) pour quatre (4) personnes en cabine *a minima*. Il y a une baie devant chaque siège. Cet aménagement est l'aménagement de base et de livraison de l'avion.

Dans le cas où des baies ou sièges sont installés de part et d'autre du couloir, le passage des opérateurs dans l'allée centrale de l'avion doit toujours pouvoir être possible.

#

Un aménagement intérieur cabine permettant l'installation de plus de 6 baies et de sièges pour plus de 4 personnes en cabine est valorisé.

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x				X	x	x	x	

[ANVOLE 143]

Un siège et une baie sont installés à l'arrière de la cabine pour l'expérimentateur principal. Assis, l'expérimentateur principal doit pouvoir visualiser et agir sur les moyens mis à sa disposition. Il s'agit des éléments suivants :

- gestion des flux de désembuage (dans le présent document, voir 3.2.1 Grandes ouvertures hublots vers le haut, 3.2.3 Grandes ouvertures hublots vers le bas , voir le cas échéant 3.2.12 Hublots latéraux instrumentés),
- commandes de mise hors service de la génération électrique scientifique (voir 3.3.1 Génération électrique du présent document),
- visualisation et contrôle des consommations électriques (voir 3.3.1 Génération électrique du présent document),
- gestion des boucles radio (voir 3.1.6 Système d'intercommunication de bord (« téléphone de bord ») du présent document).

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x				x	x			

[ANVOLE 144]



L'espace disponible en cabine permet de futurs aménagements cabines avec un nombre et une localisation de baies et de sièges différents de l'aménagement de base. Ainsi, la capacité du plancher à supporter les masses des baies équipées et sièges occupés ou la présence de capacité d'accroche de baies et de sièges sont prévues sur l'ensemble de l'espace accessible en cabine, soit au-delà de l'aménagement de base de l'avion.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	X	x			x				

[ANVOLE_145]

La cabine permet l'installation ultérieure d'un bâti de dimensions 180 x 80 x 80 cm et de masse de 200 kg, entre les modifications ouverture hublots hauts et bas (dans le présent document voir 3.2.1 Grandes ouvertures hublots vers le haut & 3.2.3 Grandes ouvertures hublots vers le bas) alignées. L'installation comprend également 2 baies à proximité immédiate du bâti. Cette installation ne doit pas empêcher le passage et l'évacuation des opérateurs en cabine. Le Titulaire prévoit la modification du chemin d'évacuation associé si nécessaire.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x	x			x			X	

[ANVOLE_146]

Un emplacement spécifique doit être identifié pour les équipements de secours, sans que celui-ci ne limite les possibilités de modularité de la cabine pour les besoins scientifiques. Les modifications d'aménagement effectuées ultérieurement par le CNRS peuvent se faire sans devoir modifier physiquement les équipements de sécurité. Le positionnement des diverses indications de sécurité doit être prévu de manière à permettre le plus grand nombre d'aménagements différents que celui de l'aménagement de base.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x						x		

[ANVOLE_147]

Le revêtement au sol (y compris les équipements type marquage au sol) est non salissant et robuste aux passages fréquents (10 000 passages annuels) ainsi qu'aux manipulations des baies, ainsi que facilement nettoyable et remplaçable. Il a une capacité renforcée pour éviter les perforations lors des manipulations et aménagements cabine (5 à 10 changements de configuration par an).

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x	x							

[ANVOLE_148]

Plusieurs passages de câbles sont installés afin de faciliter et protéger l'installation ultérieure de plusieurs torons de câbles de données et de puissance :

- 2 passages latéraux de chaque côté du fuselage (soit 4 au total), sur toute la longueur de la cabine,
- 3 passages de câbles transversaux reliant 2 passages de câbles latéraux situés de part et d'autre du fuselage.

Chaque passage de câbles latéral et transversal à un diamètre utile disponible pour les câbles de 10 cm minimum. Ils sont conçus sans angles vifs ou saillants, avec un rayon de courbure minimum de 20 cm, afin de ne pas pénaliser le passage de câbles et de ne pas blesser les membres d'équipage. Le design de ces passages de câbles est tel que l'installation de baies, de postes de travail ou d'autres équipements n'est pas impacté par leur présence. Dans les passages latéraux, un système rapide de rapprochement et d'attache pour des colliers des câbles est installé.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x				x			x	



[ANVOLE_149]

Les cloisons parois de la cabine sont équipées d'un isolant thermique et phonique (conforme aux isolations installées pour le transport de passagers) afin de permettre un confort phonique et thermique acceptable en cabine. Les hublots d'origine et les hublots instrumentés sont occultables.

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x						x		

[ANVOLE_150]

Un ou plusieurs repères fixe du fuselage sont visibles de la cabine et servent de repère métrologique pour le Référentiel Horizontal Fuselage (RHF).

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
	x							X	

[ANVOLE_151]

La certification est de type « installation des équipements avec mise en service ».

#

MoC 0	MoC 1	MoC 2	MoC 3	MoC 4	MoC 5	MoC 6	MoC 7	MoC 8	MoC 9
x									

3.5 Lot de bord

Afin de pouvoir exploiter l'avion après la réception de ce marché, le CNRS doit disposer d'un lot de bord décrit ci-après pour la mise en exploitation d'un avion, fourni par le Titulaire.

La documentation d'utilisation des équipements et les documents de conformités constructeurs, garanties et autres documentations liées aux équipements est fournie en version numérique par le Titulaire.

[ANVOLE_152]

Le Titulaire fournit un lot de bord comprenant *a minima* :

- Une barre de tractage adaptée à l'avion modifié,
- Une barre de tractage adaptée à l'avion modifié et démontable, pouvant être aérotransportable à bord de l'avion sans gêner l'accès aux postes de travail ou le chemin d'évacuation,
- Un lot de flammes, caches et protections permettant de stocker l'avion à l'extérieur (moteurs, prises anémométriques et sondes avion, instruments scientifiques montés à demeure),
- Deux jeux de cales adaptées à l'avion,
- Une passerelle d'embarquement de l'équipage et des matériels adaptée si la porte avion ne dispose pas d'escalier intégré,
- Un berceau de soutien (ou cale) de la porte principale permettant un appui au sol et ainsi de soulager les charnières et le mécanisme de retenue lors du chargement/déchargement de matériel scientifique lourd (si applicable selon le modèle de porte),
- Un jeu de pare soleils internes pour l'ensemble des pare brises et hublots (y compris ceux de la partie scientifique),
- Un lot d'ancrage sur parking extérieur par vent fort,
- Un lot de matériel consommable permettant l'exploitation de l'avion pour un mois comptabilisant jusqu'à 30 heures de vols (par exemple huile spécifique, etc.).

#

4 FORMATIONS INITIALES



La formation initiale des équipages de conduite et des mécaniciens ainsi que des opérateurs, leur permettant de pouvoir exploiter l'avion dès sa réception sont inclus dans ce marché. Le Titulaire propose au CNRS un programme prévisionnel de formation adapté lors d'une réunion de suivi entre T0+12 et T0+18 mois. Les dates de formation effectives sont alors fixées suivant les disponibilités des personnels SAFIRE concernés.

[ANVOLE_153]

Une formation pilote type QT théorique et pratique pour trois personnes est réalisée, ainsi qu'une adaptation pratique et théorique, au sol et en vol, aux spécificités de l'avion modifié. Le programme d'adaptation comprenant les volumes horaires au sol et en vol sont tels que décrits dans le cadre de réponse technique du Titulaire. L'adaptation en vol sera réalisée en France métropolitaine. Les tests d'obtention de la qualification sont inclus. La qualification est immédiatement apposable sur une licence de pilote de type EASA FCL ATPL(A).

#

[ANVOLE_154]

Une formation mécanicien type QT B1.1 (EASA PART 66) théorique et pratique et les tests d'obtention associés pour deux personnes est réalisée. La qualification sera alors immédiatement apposable sur une licence de mécanicien de type EASA PART 66 B1.1.

#

[ANVOLE_155]

Le Titulaire ou l'organisme PART 145 dispense aux mécaniciens de SAFIRE une formation théorique et pratique sur les différentiations de l'avion modifié, par rapport à l'avion de base. Si une qualification particulière pour l'avion modifié est exigée par les Autorités, celle-ci sera dispensée à l'atelier où est entretenu l'avion.

#

[ANVOLE_156]

Le Titulaire assure la formation de deux mécaniciens du CNRS ou désignés par celui-ci en fonction des besoins opérationnels de ce dernier, et ce, jusqu'à l'obtention de la qualification de type (QT) complète de l'avion. La formation pratique doit être réalisée en langue française (hors documentation et langage technique) et peut être dispensée dans l'atelier du Titulaire, sur la base du CNRS, et temporairement sur le lieu de mission où sera projeté l'avion.

#

[ANVOLE_157]

Une formation pratique pour deux groupes de huit opérateurs nommés par le CNRS portant sur les modifications réalisées sur avion (par exemple la distribution électrique, fonctionnement d'interfaces homme-machine) est organisée sur le lieu des opérations de vérification sur une journée au minimum par groupe.

#

[ANVOLE_158]

Les formations mécaniciens et opérateurs ont lieu en France métropolitaine et sont dispensée en langue française. Toutefois, la documentation et les termes techniques utilisés peuvent être en langue anglaise.

#

5 DOCUMENTATION TECHNIQUE PROPRE AUX MODIFICATIONS

L'avion est destiné à être modifié en vue de campagnes de vols scientifiques qui consistent à emporter une charge utile dédiée propre au CNRS à chaque campagne, nécessitant souvent de nombreux changements de configurations. A ce titre le CNRS doit avoir une connaissance complète des interfaces fournies dans ce marché ainsi que des limitations associées. Cette partie détaille les documents attendus et leur contenu qui permettront au CNRS de documenter et faire évoluer la charge utile durant la vie opérationnelle de l'avion.



Ces documents doivent être fournis dans des formats informatiques utilisables par le CNRS tel que défini dans les paragraphes suivants. Le Titulaire propose une première version en mode « projet » de cette documentation au CNRS au regard des échéances fixées à l'article 6.1 du CCAP.

5.1 Masse et centrage

[ANVOLE_159]

Le Titulaire fournit un bilan de masse et centrage détaillé et exploitable pour l'aéronef de base ainsi que pour toutes les modifications installées avec la prise en compte des ensembles optionnels ou qui peuvent être déposés. Le Titulaire fournit le fichier source des bilans de masse et centrage sous forme de tableau (au format Excel ou équivalent) utilisable par le CNRS pour ses propres configurations. Les formules de calcul doivent rester visibles. Ce bilan doit être initié à partir des caractéristiques techniques connues puis affiné au fur et à mesure de l'avancement du projet, pour être finalement confirmé par pesée spécifique au titre de chaque configuration externe de vol.

#

5.2 Génération et distribution électrique, câblages et mesures

[ANVOLE_160]

Au titre des modifications effectuées, le Titulaire fournit :

- un document décrivant la capacité électrique disponible, complet et détaillé par source d'alimentation,
- les plans de cheminement des câblages,
- les schémas des câblages,
- les références des prises et câblages utilisés,
- les synoptiques fonctionnels de la génération et de la distribution électrique,
- les définitions des piquages et les informations suivantes : type de connecteur, arrangement des contacts, nature des signaux, protections, décommutations si numérique, étalonnages.

#

[ANVOLE_161]

Le Titulaire fournit un bilan électrique complet et détaillé de l'avion modifié pour le calcul et le contrôle de la charge électrique disponible en cabine. Il fournit le fichier source sous forme de tableur (au format Excel ou équivalent) pour que le CNRS puisse l'utiliser pour ses propres configurations.

#

5.3 Éléments mécaniques

[ANVOLE_162]

Pour toutes les structures mécaniques produites au titre des modifications de l'avion et les points de reprise mécanique de l'aéronef de base utilisés, le Titulaire fournit :

- les descriptifs mécaniques,
- les plans de définition,
- les notes de calcul, torseurs d'efforts, moments,
- les modèles 3D informatiques (CAO au format STEP),
- les charges démontrées en certification et justificatifs permettant au CNRS d'utiliser ces structures lors de futures campagnes de vols.

Les modèles 3D informatiques sont fournis pour les pièces nouvellement conçues ou si disponibles pour les éléments existants.

#

[ANVOLE_163]



Le Titulaire fournit une maquette numérique des formes externes de l'avion modifié (pour les 2 configurations : « lisse » et « instrumentée avec sondes microphysiques »), ainsi que de l'espace intérieur de l'avion modifié sous format 3D informatique (CAO au format STEP).

#

[ANVOLE_164]

Le Titulaire fournit un fichier de présentation des résultats de simulation des écoulements de l'air en vitesse de croisière pour plusieurs altitudes (FL100, FL200, FL300, plafond) autour des modifications de structures équipés d'instruments suivantes : emports des sondes microphysiques, veines aérosol de prélèvement d'air, veines chimie, système de mesures anémoclinométrique et sondes partie avant.

#

5.4 Documents de certification

[ANVOLE_165]

Le Titulaire fournit l'ensemble des documents de certification ayant été transmis aux autorités compétentes en charge de la certification : STC, dossiers de modifications, documents de justifications, analyses de sécurité, rapport d'essais sol/vol, etc.

#

5.5 Documents d'exploitation

[ANVOLE_166]

Le Titulaire fournit les manuels d'utilisation permettant l'exploitation des différentes modifications nécessitant l'intervention des personnels CNRS lors des opérations futures de l'avion.

#

[ANVOLE_167]

La documentation avion opérationnelle et de maintenance nécessaire à l'exploitation et au maintien en condition opérationnelle de l'avion, mise à jour, y compris de toutes les modifications implémentées sur l'avion avant son acquisition au titre de ce projet est fournie.

#

6 PRESTATION DE SUPPORT POUR LE MAINTIEN EN CONDITION OPÉRATIONNELLE

6.1 Objet de la prestation de support en maintien en condition opérationnelle

Une fois l'avion recetté, le CNRS exploite l'avion suivant ses besoins propres, mais une prestation de maintien en condition opérationnelle fait partie de ce marché. Elle comprend les actions génériques suivantes :

- Suivi de navigabilité de l'avion et mise à disposition de la documentation associée,
- Gestion et réalisation de la maintenance programmée et curative, soit l'entretien Kardex, les travaux supplémentaires, le traitement des pannes dues à l'usure d'un système ou d'un élément et les autres pannes n'ayant pas de cause accidentelle (tel que définie par la définition usuelle des polices d'assurance corps d'aéronef), en France comme à l'étranger lors des campagnes de vols,
- Intégration et maintien des compétences des mécaniciens de SAFIRE dans le MOE (Manuel de l'Organisme d'Entretien) du Titulaire,
- Mise à disposition de mécaniciens complémentaires de manière temporaire à la demande du CNRS.

Les actions suivantes sont exclues du périmètre de la prestation :

- Inscription à un ou plusieurs programmes du type assurance moteur ou APU,
- Actions de maintenance ou d'interventions sur le matériel et les installations scientifiques présentes à bord de l'aéronef installées par le CNRS après la phase de réception de l'avion pour ses besoins propres.



6.2 Précision sur les activités CNRS de l'avion

L'aéronef a pour port d'attache principal le site de SAFIRE, soit aujourd'hui l'aéroport de Toulouse-Franczal. Toutefois, dans le cadre de ses missions, l'aéronef peut être déplacé sur un aérodrome tiers qui devient alors base secondaire le temps de la campagne de vols.

Le planning d'activités de l'avion est décomposé en plusieurs activités, représentées par les types de phases suivants :

- **Activité sol** : l'avion est dans les locaux de SAFIRE ou dans un lieu temporaire de réalisation de campagne de vol. L'accès à l'avion et à ces équipements et la mise sous tension de l'ensemble de la charge utile, est possible pour les personnels nommés par le CNRS afin de travailler au sol sur l'avion et les équipements à bord (phases d'intégration ou de démontage de matériel scientifique, préparation au sol des vols scientifiques ou campagnes de vols scientifiques, besoins de formation interne au sol, ou pour toute autre activité au sol du CNRS) ;
- **Campagne de vol** : en complément des activités sol toujours activées lors de cette phase, l'avion est opérationnel et disponible afin de réaliser un ou plusieurs vols ;
- **Pas d'activité** : le CNRS n'a pas d'activité prévue sur l'avion. L'avion reste néanmoins accessible au CNRS à sa demande.

La durée de chaque campagne est en général de l'ordre de quelques jours à cinq (5) semaines. L'avion réalise entre deux (2) et huit (8) campagnes de vol par an, dont entre zéro (0) et trois (3) en dehors de Toulouse-Franczal. Lors de ces campagnes de vols, les vols sont réalisés sur alerte sur décision du CNRS. Le préavis de vol est généralement de 24 heures mais peut être modifié jusqu'à une heure avant l'heure de décollage prévu.

Le CNRS peut planifier l'absence d'activité avion pendant une durée consécutive de quatre semaines tous les ans, durant la période hivernale (décembre/février).

6.3 Expression des besoins en matière de support en MCO

6.3.1 Généralité

[ANVOLE_168]

Le maintien en condition opérationnelle et le suivi de navigabilité de l'avion sont réalisés par le Titulaire, disposant d'un agrément EASA PART-CAMO (ou équivalent) et EASA PART-145 (ou équivalent), pour une durée minimale de 12 mois après la date de livraison de l'avion au CNRS. Une veille et un suivi de l'obsolescence des pièces et équipements de l'avion est également réalisée.

La prestation de maintien en condition opérationnelle est basée sur une utilisation de l'avion pour un nombre d'heures de vol moyen de 300 heures (maximum 400 heures de vol) par an sur la durée du marché.

#

Une durée plus longue de maintien en condition opérationnelle et suivi de navigabilité est valorisée.

6.3.2 Planification des actions de MCO

[ANVOLE_169]

Le CNRS fournit au Titulaire la planification annuelle prévisionnelle de l'activité avion au plus tard un an avant le début de la prestation MCO, en précisant le lieu des campagnes de vols. Le Titulaire établit alors une proposition de planification conjointe annuelle d'activité par mois en y ajoutant les opérations de maintenance programmées et autres travaux complémentaires du Programme d'Entretien, ainsi que les travaux supplémentaires prévus, en précisant les dates des butées calendaires ou horaires des visites, Consignes de Navigabilité ou autres.

Une réunion de lancement de la prestation MCO est effectué 4 mois avant la livraison de l'avion. Une réunion de clôture de la prestation MCO est effectuée 1 mois avant la fin de la prestation du Titulaire.

La planification annuelle est formalisée et validée par le CNRS et le Titulaire au plus tard trois mois avant le début de la prestation. La planification annuelle d'activité est révisée à la fin de chaque trimestre et validée par les deux parties.



#

[ANVOLE_170]

Le CNRS fournit au Titulaire une planification prévisionnelle mensuelle de l'activité avion au plus tard 5 jours ouvrés avant le début du mois suivant, en précisant le lieu des campagnes de vols. Le Titulaire établit alors une proposition de planification conjointe mensuelle d'activité en y ajoutant les opérations de maintenance programmées et autres travaux complémentaires, ainsi qu'un détail de l'organisation mise en place en cas de sollicitation de dépannage par le CNRS.

#

[ANVOLE_171]

Le Titulaire fournit au CNRS un compte rendu mensuel des activités MCO, présentant l'ensemble des actions effectués lors du mois passé, et calculant les taux de disponibilités sol et vol du mois. Ce compte rendu est transmis au plus tard 10 jours après la fin du mois au CNRS.

#

[ANVOLE_172]

Le Titulaire fournit au CNRS un calendrier prévisionnel des actions de maintenance pour une durée de 10 ans glissants. Il est actualisé et est fourni à l'exploitant lors de la réunion de lancement MCO et lors de la réunion de clôture.

#

[ANVOLE_173]

Le Titulaire a la responsabilité de définir le contenu de chaque visite et de fournir le dossier de travaux 1 mois avant le début de la visite programmée pour acceptation.

Les durées d'immobilisation sont fournies au CNRS par le Titulaire pour chaque type de visite ou d'intervention des entretiens programmés. En cas de travaux supplémentaires, les durées devront être ajustées lors de la programmation de l'entretien. En cas de découverte en visite d'un défaut nécessitant une immobilisation supplémentaire, un accord écrit sera obtenu du CNRS pour la correction de ce défaut ou son report à une date ultérieure.

#

En cas de plusieurs maintenances programmées sur une même période, le temps maximal d'immobilisation sera celui de la maintenance la plus longue. Le Titulaire cherche à optimiser la durée d'immobilisation totale de l'avion.

6.3.3 Taux de disponibilité

6.3.3.1 Taux de disponibilité vol

Le taux de disponibilité vol est calculé de la manière suivante :

Taux de disponibilité vol = (nombre total de vols déclenchés sur la période – nombre de vols non réalisés) / nombre total de vols déclenchés sur la période.

Les motifs de non tenue de vol suivants sont imputables au Titulaire :

- Défaut de réalisation de prestations de maintien de la navigabilité (PART-M) et de suivi de navigabilité (PART-CAMO) entraînant l'impossibilité de réaliser le vol,
- Réalisation d'opérations de maintenance (y compris pannes) par le Titulaire sur l'avion entraînant l'impossibilité de réaliser le vol,
- Défaillance ou indisponibilité d'un matériel et absence ou non-conformité de rechanges, ingrédients ou outillage entraînant l'impossibilité d'effectuer le vol,
- Configuration minimale de l'avion (y compris le potentiel machine) non respectée ou non-conformité de l'avion vis-à-vis des règles de navigabilité du fait du Titulaire, entraînant l'impossibilité de réaliser le vol,
- Absence ou défaillance du mécanicien du Titulaire affecté à la campagne de vol si demandé par le CNRS,
- Absence de réponse à l'assistance technique entraînant l'impossibilité de réaliser le vol,



- Défaut ou retard de formation des personnels du Titulaire ou des personnels mécaniciens CNRS entraînant l'impossibilité de réaliser le vol,
- Défaut documentaire entraînant l'impossibilité de réaliser le vol,
- Toute défaillance du Titulaire entraînant l'impossibilité d'utiliser l'avion dans le respect de la réglementation EASA.

Les motifs de non tenue de vols suivants ne sont pas imputables au Titulaire :

- Défaut du CNRS dans le cadre de la réalisation des opérations de mise en œuvre de l'avion,
- Opérations de remise en état suite à un incident ou accident en vol ou au sol non imputable au Titulaire,
- Autre motif agréé avec le CNRS.

[ANVOLE_174]

Le taux de disponibilité vol de l'avion pour chaque phase de campagne de vol est supérieur à 90%. Le planning d'activité de l'avion est communiqué au Titulaire en amont.

#

6.3.3.2 Taux de disponibilité sol

Le taux de disponibilité sol est calculé de la manière suivante :

Taux de disponibilité sol = (durée en heures de la période d'accès sol CNRS – nombre d'heures sans accès avion) / durée en heures de la période d'accès sol CNRS.

Ce taux de disponibilité sera calculé sur la période des jours du besoin, sur la base d'horaires allant de 08h00 à 20h00 en heures locales.

Les entretiens seront organisés de façon à avoir un impact minime sur le déroulé des campagnes de vols. Ainsi, ils pourront être faits en avance de phase pour ne pas immobiliser l'avion pendant ses missions. S'il s'avère que ponctuellement ce n'est pas entièrement possible, la maintenance sera organisée pour ne pas immobiliser l'avion plus de 0,5 jour pendant la campagne de vol, lorsque celle-ci est supérieure à 14 jours consécutifs.

Les motifs de non tenue d'accès sol suivants sont imputables au Titulaire :

- Défaut de réalisation de prestations de maintien de la navigabilité (PART-M) et de suivi de navigabilité (PART-CAMO) entraînant l'impossibilité d'accès au sol,
- Réalisation d'opérations de maintenance (y compris pannes) par le Titulaire sur l'avion entraînant l'impossibilité d'accès au sol,
- Défaillance ou indisponibilité d'un matériel et absence ou non-conformité de rechanges, ingrédients ou outillage entraînant l'impossibilité d'accès au sol,
- Toute défaillance du Titulaire entraînant l'impossibilité d'utiliser l'avion au sol dans le respect de la réglementation EASA.

Les motifs de non tenue de vols suivants ne sont pas imputables au Titulaire :

- Défaut du CNRS dans le cadre de la réalisation des opérations de mise en œuvre de l'avion,
- Opérations de remise en état suite à un incident ou accident en vol ou au sol non imputable au Titulaire,
- Autre motif agréé avec le CNRS.

[ANVOLE_175]

Le taux de disponibilité sol de l'avion pour chaque phase d'activité sol, incluant également chaque phase de campagne de vol, est au minimum de 90%. Le planning d'activité de l'avion est communiqué au Titulaire en amont.

#

6.3.4 Documentation spécifique

[ANVOLE_176]



Le Titulaire établit un Programme d'Entretien suivant le MPD (Maintenance Planning Document) constructeur et les tâches spécifiques liées aux modifications avions, et le fournit au CNRS. Il propose et fait évoluer, lorsque nécessaire, le programme d'entretien adapté à l'exploitation de l'avion. Le programme d'entretien sera validé et/ou approuvé par les autorités compétentes.

#

[ANVOLE_177]

Tous les abonnements nécessaires à l'exploitation technique de l'avion sont à la charge du Titulaire pour toute la durée de la prestation MCO.

#

[ANVOLE_178]

Le Titulaire fournit au CNRS des formulaires de Compte Rendu de Matériel sur lesquels les équipages noteront les heures de vol effectuées ainsi que les anomalies de fonctionnement rencontrées. Ces relevés permettent au Titulaire de fournir au CNRS les états mensuels suivants :

- heures avion, moteurs et équipements,
- liste des travaux en attente,
- situation de navigabilité et prochaines échéances.

Une copie de chaque dossier de visite indiquant le détail des travaux effectués est adressée au correspondant technique MCO du CNRS après chaque visite.

#

[ANVOLE_179]

Tous les documents fournis au CNRS sont certifiés/approuvés par le service qualité du Titulaire.

#

6.3.5 *Suivi de navigabilité*

[ANVOLE_180]

Le Titulaire assure l'ensemble des fonctions liées au suivi de navigabilité de l'aéronef en tant que PART CAMO. Il en assume la gestion en conformité avec la réglementation à laquelle est soumis l'aéronef. À ce titre, il doit informer le CNRS de la publication des CN, SB, et toute autre information relative au maintien de navigabilité de l'aéronef. Il assure l'ensemble des fonctions liées au suivi de navigabilité de l'aéronef suivant les exigences de navigabilité applicable à l'avion lors de son exploitation par le CNRS, par exemple le chapitre 7 de l'arrêté du 24 juillet 1991 ou du AIR OPS partie M. Le CNRS indique le mode d'exploitation de l'avion au plus tard à la réunion de lancement de la prestation MCO.

#

[ANVOLE_181]

Le Titulaire fournit ses procédures de gestion, en accord avec la réglementation applicable à l'avion (par exemple le chapitre 7 de l'arrêté du 24 juillet 1991 ou le AIR OPS partie M), notamment dans les domaines suivants :

- le programme d'entretien ;
- l'enregistrement des heures et cycles avion ;
- les Consignes de Navigabilité (CN).

Les modalités d'application des Consignes de Navigabilité pertinentes sont définies en concertation entre le Titulaire et le CNRS.

#

[ANVOLE_182]

Pour la partie équipements scientifiques installés par le CNRS après la recette de l'avion, un mode de fonctionnement sera défini par le CNRS dans l'Annexe au Programme d'Entretien afin que celui-ci puisse gérer par lui-même les changements de configurations scientifiques, et sera transmis au Titulaire au plus tard lors de la



réunion de lancement de la prestation de MCO. Le Titulaire s'organise pour prendre en compte ce mode de fonctionnement dans les activités de son périmètre.

#

[ANVOLE_183]

Le Titulaire fait part au CNRS de l'ensemble des CN/AD/SB constructeurs et fournisseurs (ou équivalents : LS, SI, etc.) concernant l'appareil, ses moteurs et ses équipements et le conseille sur l'opportunité de leur application. Si les actions correspondantes relèvent de l'entretien courant obligatoire de l'avion, elles sont appliquées sans accord préalable du CNRS et font le cas échéant l'objet d'un amendement au programme d'entretien. Dans le cas contraire, la décision d'application est du ressort du CNRS. Ce sont en particulier :

- les modifications de l'Exploitant ;
- les réparations ;
- les moteurs ;
- l'APU ;
- les trains ;
- les équipements à vie limitée et à potentiel ;
- les équipements « on condition » ;
- le CRM (Compte Rendu Matériel) ;
- les dérogations ;
- les travaux reportés ;
- la constitution du dossier de certification permettant de renouveler les documents de navigabilité applicables à l'avion (CDN, CEN) ;
- maintien de la Licence de Station Aéronef (LSA) ;
- pesée et centrage de l'aéronef.

#

6.3.6 Maintenance

[ANVOLE_184]

Le Titulaire a la responsabilité de délivrer l'APRS suite à l'exécution de maintenance/réparations/modifications suivant le programme d'entretien approuvé (tâches MPD + tâches spécifiques liées aux STC), les données des constructeurs et suivant le règlement EASA PART 145.

#

[ANVOLE_185]

Le Titulaire fournit ses procédures de gestion et d'application, en accord avec le PART 145, des prestations de maintenance. Elles se décomposent en actions d'entretien, réparation et modification sur les items suivants, suivant le programme d'entretien approuvé et les données constructeurs/fournisseurs dont les Manuels de Maintenance constructeurs (CMM) : cellule avion, moteurs, APU, trains d'atterrissage et les OAE (Organes – Accessoires - Equipements) de l'avion. Il assure l'ensemble des opérations d'entretien programmé de l'aéronef ainsi que les travaux liés aux anomalies découvertes en visite. Elles comprennent les pièces et la main d'œuvre.

#

Dans ce dernier cas, le Titulaire émet un rapport auprès du CNRS avant tout commencement d'exécution de la prestation correspondante si la prestation devait avoir un impact sur la date de livraison de l'aéronef, ou sur les modifications de l'avion liées au STC, ou sur l'installation/utilisation de matériel ayant un rapport avec l'utilisation de l'aéronef par le CNRS dans le cadre de ses missions. Le Titulaire et le CNRS décident d'un commun accord de la date de ces travaux impactant liés aux anomalies découvertes pendant l'entretien programmé.

[ANVOLE_186]

Les actions de mise en œuvre journalière ou hebdomadaire, appelée « maintenance programmée légère » (ex: 2MO, 3MO selon Programme d'Entretien) sont réalisées par le Titulaire jusqu'à la formation complète des mécaniciens du CNRS ou désignés par celui-ci. A partir de ce moment, ces actions sont alors normalement réalisées par les mécaniciens du CNRS ou désignés par celui-ci, intégrés dans la structure PART145 en charge



de la maintenance de l'aéronef. Il en est de même pour les recherches de panne et les dépannages entrant dans le périmètre des qualifications desdits mécaniciens.

#

6.3.7 *Lieu d'intervention*

[ANVOLE_187]

Le Titulaire intègre la base du CNRS (actuellement Toulouse-Franczal) comme base secondaire de sa structure PART 145. Les maintenances programmées impliquant une immobilisation de l'aéronef inférieure à 7 jours sont effectuées sur la base du CNRS, hors cas spécifique d'outillage lourd ou encombrant ne pouvant pas être déplacé et en accord avec le CNRS.

Si le CNRS change de base, le Titulaire s'engage à intégrer la nouvelle base dans sa structure PART145.

#

Le délai de prévenance est de 6 mois.

[ANVOLE_188]

Lorsqu'une maintenance initiale avec immobilisation de l'avion est programmée dans l'atelier du Titulaire, toute maintenance programmée due dans un délai de 60 jours après apposition de l'APRS relative à la maintenance initiale devra être effectuée pendant la maintenance initiale.

#

[ANVOLE_189]

Le Titulaire intervient sur l'ensemble du champ d'action de l'aéronef pour procéder aux tâches de maintenance programmées et dépannages de l'avion en exploitation, en France comme à l'international suivant les activités du CNRS. Sur demande préalable du CNRS auprès du Titulaire, les mécaniciens du CNRS ou désignés par celui-ci intégrés à l'atelier PART145 peuvent s'assurer des actions entrant dans leur champ de compétences.

#

6.3.8 *Dépannages*

[ANVOLE_190]

Le Titulaire s'engage à intervenir, sur demande, dans les meilleurs délais sur l'ensemble du territoire français et à l'étranger pour les dépannages, et à assurer par lui-même ou par un tiers accepté par le CNRS, les dépannages considérés. Le technicien devra être habilité à apposer une Approbation Pour Remise en Service (APRS).

La demande du CNRS s'effectue par appel téléphonique, courrier électronique, ou tout autre moyen approprié au Titulaire qui en accuse réception dans un délai maximum de 2 heures. Les délais d'intervention ne peuvent être supérieurs à :

- 6 heures sur la base du CNRS ;
- 12 heures sur un autre site de France métropolitaine, auxquelles s'ajoute le temps de trajet du ou des intervenants jusqu'au lieu de la panne ;
- 48 heures sur un site à l'étranger, auxquelles s'ajoute le temps de trajet du ou des intervenants jusqu'au lieu de la panne.

L'accusé de réception de la demande ou à défaut l'expiration du délai de 2 heures depuis la demande constitue le point de départ du délai d'intervention.

#

Ces délais d'intervention s'appliquent également en cas d'absence ou de défaillance d'un personnel du Titulaire ou mandaté par celui-ci mis à disposition du CNRS.

6.3.9 *Gestion des enregistrements*

[ANVOLE_191]

Le Titulaire fournit au CNRS ses propres procédures de gestion des enregistrements et les moyens associés (locaux, moyens de stockage etc.) lors de la réunion de lancement de la prestation de MCO.



Il tient à la disposition du CNRS dans ses locaux tous les documents originaux concernant le suivi de navigabilité, la maintenance aéronef, de ses moteurs, de ses APU, de ses trains et de ses équipements.

#

[ANVOLE_192]

Le Titulaire fournit au CNRS les statuts récapitulatifs correspondants au suivi de navigabilité (Fh/Cy, CN, SB, Mod., Réparations, etc.) et à l'application de la maintenance programmée (Date d'exécution, Fh/Cy, type de visite, etc.) tous les deux mois.

#

[ANVOLE_193]

Tous les enregistrements sont conservés jusqu'à la fin de la prestation et sont ensuite remis au CNRS, sous forme numérique (dossier ou fichier directement exploitable par un logiciel de maintenance analogue à celui du Titulaire) ainsi que sous forme d'image numérique (par exemple fichiers pdf) et papier.

#

6.3.10 Assistance logistique

[ANVOLE_194]

Le Titulaire s'engage à assister le CNRS dans le traitement des pannes en exploitation selon le principe de la « Hotline », disponible H24 7 jours sur 7.

#

[ANVOLE_195]

Le Titulaire met à disposition ponctuelle sur demande du CNRS, de mécaniciens supplémentaires qualifiés B1 (ou B2 selon besoin) sur l'avion, à Toulouse-Franczal, en France ou à l'étranger pour assurer le suivi technique de l'aéronef, l'assistance et réaliser la mise en vol de l'avion pendant les campagnes de vols. Ceux-ci seront formés et intégrés à l'équipe opérations de SAFIRE pour délivrer l'APRS scientifique liée au matériel scientifique installé à bord, en complément des personnels CNRS habilités.

#

Le volume de mise à disposition annuel à la demande du CNRS se décompose de la manière suivante :

- deux séquences de 5 jours travaillés en semaine,
- d'une séquence de 12 jours travaillés.

Le CNRS informe le Titulaire des dates de mise à disposition et aux lieux concernés, et cela avec les préavis suivants :

- 15 jours en France métropolitaine ;
- 1 mois en Union Européenne ;
- 2 mois hors Union Européenne ou France d'outre-mer.

6.3.11 Intégration mécaniciens CNRS (ou désignés par)

[ANVOLE_196]

Le Titulaire intègre deux mécaniciens du CNRS ou désignés par celui-ci dans l'organisation PART145 en tant que personnel APRS autorisé à remettre en service l'avion après, d'une part, la maintenance programmée jusqu'à et incluant les tâches des visites journalières « daily », hebdomadaires « weekly », ainsi que les visites de base à définir et, d'autre part, la correction d'une panne relevant de ce niveau de compétence ou plus.

#

[ANVOLE_197]

Le Titulaire assure le suivi des compétences et formations réglementaires (Formation PART145, Système de Gestion de la Sécurité - SGS, Critical Design Configuration Control Limitation – CDCCL, Electrical Wiring Interconnection System – EWIS, ainsi que toute autre formation réglementaire) des deux mécaniciens désignés par le CNRS qui sont intégrés dans la structure du Titulaire.



#

6.3.12 Autres prestations non programmées (sur demande)

[ANVOLE_198]

Le Titulaire réalise à la demande du CNRS (formulée 5 jours ouvrés au plus tard) les prestations ci-dessous, chez le Titulaire sauf pour la prestation de test EMI qui se déroule sur la base du CNRS. La fréquence estimée de ces prestations est également fournie.

Type de prestation	Fréquence annuelle
Test ElectroMagnetic Interference (EMI) : vérification de non interférence de l'avionique suite à l'installation de matériels par le CNRS	5
Pesée avion	2
Lavage avion	2
Nettoyage cabine et poste de pilotage	2
Retouches localisées de peinture	1

#

7 ÉQUIPEMENTS FOURNIS PAR LE CNRS

Le CNRS fournira des équipements au Titulaire de ce marché afin de pouvoir les installer et les certifier sur avion. Les dates de mise à disposition des équipements seront discutées lors des réunions d'avancement.

Le CNRS transmettra les informations dont il dispose sur ces équipements au Titulaire du marché à la demande de ce dernier lors de la phase d'étude. Le CNRS pourra fournir temporairement les équipements pour cette même phase ou lors du chantier avion.

Il est précisé que ces équipements sont des équipements scientifiques, et qu'ils ne disposent pas en l'état de documentation aéronautique associée à leur conception ou leur fabrication (par exemple pas EASA Form 1).

De plus, le CNRS se réserve le droit de ne fournir que les éléments nécessaires aux besoins du Titulaire, par exemple, en ne fournissant pas les équipements électroniques si seule la structure de l'équipement est analysée.

La liste des équipements qui seront fournis par le CNRS est donnée ci-dessous, avec la précision de la modification avion minimale associée.

- Petites ouvertures vers le haut
 - Pyranomètre (visible, proche IR) et pyrgéomètre
 - Plasma 3
- Grandes ouvertures hublots vers le bas
 - Capteur OSIRIS/MICROPOL
- Petites ouvertures vers le bas
 - Pyranomètre (visible, proche IR) et pyrgéomètre (idem modification n°2)
 - Radiomètre IR Climat
- Veines aérosols de prélèvement d'air
 - Veine aérosol
 - Veine nuage
- Emports de sondes microphysiques
 - Sonde UHSAS
 - Sonde CASP-DPOL
 - Sonde 2DS-FCDP



- Sonde HVPS_
 - Sonde CDP & Robust
 - Sonde CIP
 - Sonde HSI
 - Sonde NPIP
- Système de mesure anémoclinométrique
 - Alternative radome et perche : 3 transducteurs de pressions (ADU et Rosemount)
 - Boitier d'acquisition associé
- Sondes partie avant
 - 1 antenne Type FASTWAVE
 - Boitier d'acquisition associé
 - 2 transducteurs de pressions (ADU)
 - Sonde humidité humaero (qui sera intégrée dans une antenne Rosemount)
 - Sondes de températures (autre modèle que 102BV fournies par le Titulaire)
- Support centrale inertielle
 - Centrale INS CNRS