



REFERENCE <b>DGT 2007410</b>	INDICE <b>A</b>	DATE <b>02/12/2020</b>
---------------------------------	--------------------	---------------------------

## Description Ouverte du Paris Region IA Challenge for Industry 2020

DOMAINE

**Big Data**

### Direction Générale Technique

<i>Edition</i>	<i>Date</i>	<i>Indice</i>	<i>Rédacteur</i>	<i>Visa Rédacteur</i>	<i>Visa Approbateur</i>
<i>Origine</i>	02/12/2020	A	S. NACHAR DGT/DTAS		
				S. NACHAR	L. COLO

## TABLE DES MATIÈRES

<b>1. PRÉLIMINAIRES .....</b>	<b>3</b>
1.1 Historique du document.....	3
1.2 Liste des pages modifiées .....	3
1.3 Résumé du document.....	3
1.4 Confidentialité.....	3
<b>2. OBJET DU DOCUMENT.....</b>	<b>4</b>
<b>3. RÉFÉRENCES .....</b>	<b>4</b>
<b>4. DASSAULT AVIATION .....</b>	<b>4</b>
<b>5. CHALLENGE « JUMEAU NUMÉRIQUE STRUCTURE DE L'AVION POUR LA MAINTENANCE PRÉDICTIVE » .....</b>	<b>5</b>
5.1 Objectif.....	5
5.2 Écriture mathématique du problème.....	5
5.3 Organisation du challenge .....	6
5.4 Évaluation du modèle .....	7
5.5 Autres évaluations .....	8
<b>6. DESCRIPTION DES DONNÉES À DISPOSITION .....</b>	<b>9</b>
6.1 Type de données.....	9
6.2 Squelette .....	9
<b>7. L'AVION DANS SON ENVIRONNEMENT .....</b>	<b>11</b>
7.1 Généralités .....	11
7.2 Repères et angles .....	11
7.3 Systèmes de capteurs .....	14
<b>8. CONSTITUANTS DE L'AVION .....</b>	<b>16</b>
8.1 Composition de l'avion.....	16
8.2 Géométrie, volume et masse .....	16
8.3 Composants .....	16
<b>9. PILOTAGE DE L'AVION .....</b>	<b>18</b>
9.1 La mécanique du vol .....	18
9.2 Système de commande de l'avion .....	18
9.3 Surfaces de contrôle principales – Gouvernes de l'avion.....	20
9.4 Surfaces de contrôles secondaires.....	21
<b>10. PHASES DE VOL DE L'AVION ET ÉVÉNEMENTS PARTICULIERS.....</b>	<b>23</b>
10.1 Phases de l'avion .....	23
10.2 Évènements .....	24
<b>11. MESURES EN VOL – JAUGES .....</b>	<b>25</b>

# 1. PRÉLIMINAIRES

## 1.1 Historique du document

Date	Indice	Rédacteur	Objet de la mise à jour
02/12/2020	A	S. NACHAR DGT/DTAS	Création du document

## 1.2 Liste des pages modifiées

Toutes les pages de cette édition sont au dernier indice du document

Sans objet pour cette édition.

## 1.3 Résumé du document

Ce document présente un descriptif du Paris Region IA Challenge for Industry 2020 réalisé en collaboration entre la région Île-de-France et Dassault Aviation, avec le soutien de l'Université Paris-Saclay, des Pôles ASTech et Systematic et de Startup Inside.

L'objectif est de créer un modèle des jauges de contraintes d'un avion d'essai pour pouvoir installer ces jauges « virtuelles » sur les avions en service, d'en optimiser leur maintenance programmée et le dimensionnement des futurs avions. Dans le cadre de ce challenge, les données temporelles mesurées par les capteurs fonctionnels et les jauges de vols d'un avion d'essai seront exploitées pour apprentissage et évaluation.

## 1.4 Confidentialité

Ce document n'est soumis à aucune forme de confidentialité et peut donc être diffusé librement.

## 1.5 Contenu du document

Ces informations et données contenues dans ce document sont publiées à titre indicatif et ne sont pas contractuelles. Dassault Aviation décline toute responsabilité pour les éventuelles erreurs ou inexactitudes concernant les schémas ou explications. Ces informations peuvent faire l'objet de modifications sans préavis.

## 2. OBJET DU DOCUMENT

L'axe « Innovation » de la stratégie « Smart Aerospace Paris Region », présenté au Bourget 2019 par la Région Île-de-France et le GIFAS pose le principe d'un challenge Aeronautics en 2020 avec comme donneur d'ordre Dassault Aviation : il s'agit du « Paris Region Challenge AI for Industry 2020 ». Cet ambitieux concours dans le domaine de l'intelligence artificielle est co-organisé par la Région Ile-de-France et Dassault Aviation. Dassault Aviation met à la disposition du challenge un sujet scientifique à traiter, les échantillons de données techniques nécessaires ainsi qu'une équipe d'ingénieurs et de Data Scientists pour la préparation, l'accompagnement des candidats et la participation au jury.

Le sujet proposé consiste à exploiter les algorithmes d'intelligence artificielle pour développer par apprentissage des capteurs virtuels capables d'estimer les sollicitations localement subies par un avion d'affaires Falcon, à partir des seuls instruments de bord disponibles. Ces capteurs virtuels permettront, par une connaissance plus fine du stress mécanique subi par les avions, d'optimiser les programmes de maintenance et de proposer des structures plus légères, donc vertueuses en termes de consommation carburant.

Ce document a pour objet une description de Dassault Aviation, du challenge et des données fournies dans le cadre de celui-ci. Il permet ainsi de transmettre un certain nombre de connaissances métiers jugées utiles aux partenaires et candidats du challenge.

## 3. RÉFÉRENCES

- [1] Etkin, B., & Reid, L. D. (1996). Dynamics of flight: Stability and control. New York: Wiley.
- [2] Katz, J., & Plotkin, A. (2010). Low-Speed aerodynamics. Cambridge: Cambridge University Press.
- [3] Bondouy, M. (2016). Construction de modèles réduits pour le calcul des performances des avions.
- [4] Guyon, I., Cawley, G., Dror, G., & Saffari, A. (2011). Hands-On Pattern Recognition Challenges in Machine Learning.
- [5] Rustenburg J. W., Skinn D. A., and Tipps D. O. (2002), Statistical Loads Data for the Airbus A-320 Aircraft in Commercial Operations. DOT/FAA/AR-02/35.

## 4. DASSAULT AVIATION

Avec plus de 10 000 avions militaires et civils livrés dans plus de 90 pays depuis un siècle (dont 2 500 Falcon), Dassault Aviation dispose d'un savoir-faire et d'une expérience reconnus dans la conception, le développement, la vente et le support de tous les types d'avion, depuis l'appareil de combat Rafale jusqu'à la famille de business jets haut de gamme Falcon en passant par les drones militaires et les systèmes spatiaux. En 2019, le chiffre d'affaires de Dassault Aviation s'est élevé à 7,3 milliards d'euros. Le Groupe compte 12 750 collaborateurs.

Plus d'informations sont disponibles sur le site [dassault-aviation.com](http://dassault-aviation.com).

## 5. CHALLENGE « JUMEAU NUMÉRIQUE STRUCTURE DE L'AVION POUR LA MAINTENANCE PRÉDICTIVE »

### 5.1 Objectif

L'objectif est de mettre en place une méthodologie d'apprentissage basée sur les données de vols d'essais (« Données d'apprentissage ») pour générer un modèle de prédiction de la réponse attendue de jauges de déformation et de contraintes disposées sur l'avion (« Données de sortie »). Cette prédiction sera obtenue à partir des données temporelles de capteurs fonctionnels (« Données d'entrée »).

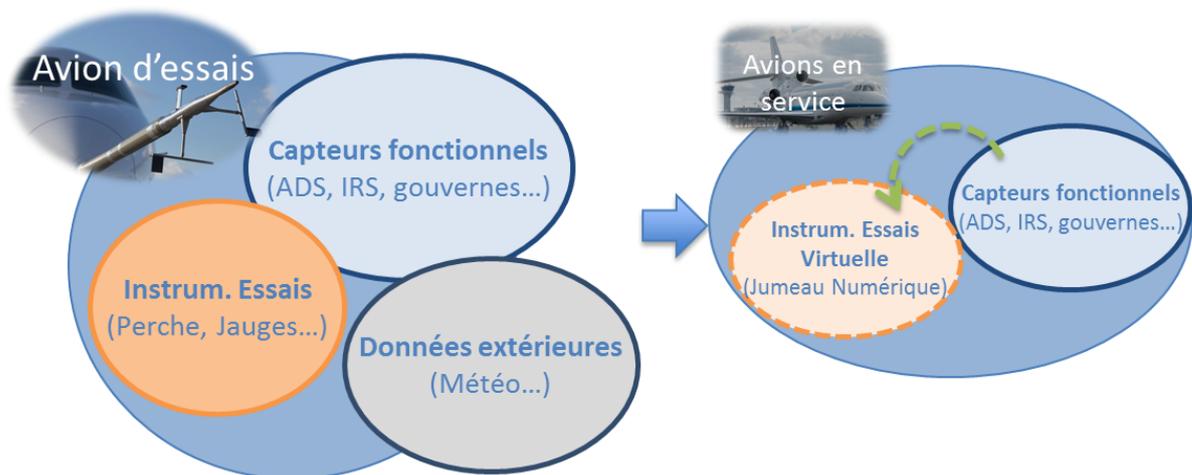


Figure 1 : Schématisation de l'objectif

### 5.2 Écriture mathématique du problème

On considère un dataset  $D = \{(t_i, y_i)_{j,k}\}$  contenant les séries temporelles  $(t_i, y_i)_{j,k} \in \mathcal{T}$  de paramètres  $j \in \llbracket 1, n_{\text{capteurs}} + n_{\text{jauges}} \rrbracket$  présents sur les vols  $k \in \llbracket 1, n_{\text{vols}} \rrbracket$ .

Ces séries temporelles dans  $\mathcal{T}$  correspondent aux données collectées pour chaque paramètre. Pour des raisons techniques d'installation embarquée, ces séries sont désynchronisées. La fréquence d'échantillonnage est la même entre les vols pour un paramètre donné, mais elle diffère selon le paramètre étudié. La valeur associée à la série  $y_i$  peut être un état booléen, un entier, ou un réel.

Les paramètres sont composés des capteurs fonctionnels de l'avion  $X \in \mathcal{T}^{n_{\text{capteurs}}}$  (« Données d'entrée ») et des jauges de contraintes disposées sur l'avion  $Y \in \mathcal{T}^{n_{\text{jauges}}}$  (« Données de sortie »).

On réécrit le dataset sous la forme  $D = \{\mathcal{V}_k\}_{k=1}^{n_{\text{vols}}}$  avec  $\forall k \in \llbracket 1, n_{\text{vols}} \rrbracket$ ,

$$\mathcal{V}_k = (X_k, Y_k),$$

$$X_k = \{(t_i, y_i)_{j_c, k}\}_{j_c=1}^{n_{\text{capteurs}}}$$

$$Y_k = \{(t_i, y_i)_{j_j, k}\}_{j_j=1}^{n_{\text{jauges}}}$$

Ce dataset est divisé en un dataset d'apprentissage  $D_{tr}$ , et un dataset d'évaluation  $D_{te}$ .

L'objectif du challenge est la création d'un algorithme  $f: X \rightarrow Y$  permettant d'associer aux informations de vol issues des capteurs fonctionnels, les signaux des jauges  $Y$ .

La performance de cet algorithme est mesurée par la fonction de performance  $P(f; D_{te}, L)$  usuellement définie par :

$$P(f; D_{te}, L) = \frac{1}{|D_{te}|} \sum_{(X, Y) \in D_{te}} L(f(X), Y)$$

avec  $L: \mathcal{T} \times \mathcal{T} \rightarrow \mathbb{R}$  la métrique d'évaluation. Le problème est donc de trouver la fonction  $f$  définie par  $\max_f P(f; D_{te}, L)$ .

La résolution de ce problème peut se faire par apprentissage en construisant une fonction d'apprentissage  $A$ . Le problème devient :

$$\max_A P(A(D_{te}); D_{te}, L)$$

La particularité de ce problème concerne l'utilisation de longues séries temporelles (pouvant contenir plus de 2 millions d'échantillons), dans lesquelles les événements d'intérêts sont à occurrence faible. Le comportement traduit par  $f$  est multi-échelle : Le comportement à un instant  $t$  dépend de l'état moyen des paramètres (point de vol) et des perturbations rapides (rafales de vent, turbulence, actions rapides des gouvernes, vibrations...) agissant sur la dynamique de l'avion.

Le premier objectif est de restituer fidèlement l'état moyen. Le second objectif est d'approcher au plus près l'effet sur les jauges des perturbations rapides. Ce double objectif est traduit dans la fonction de performance  $P(f; D_{te}, L)$ .

## 5.3 Organisation du challenge

### 5.3.1 Starting Kit

Pour faciliter la participation au challenge, un Starting Kit est téléchargeable sur le site de la compétition pour les candidats sélectionnés. Ce Starting Kit possède deux éléments :

- Un fichier-exemple de soumission : ce fichier permet aux candidats de se familiariser avec la syntaxe exigée dans le cadre du challenge. Il est conçu pour pouvoir être soumis en l'état sur la plateforme.

- Des données-tests : les données correspondant à trois vols sont disponibles dans le Starting Kit. Ces vols permettent de comprendre le type de données étudiées et tester les algorithmes sur un jeu de données réduit.

### 5.3.2 Accès plateforme aux candidats

La plateforme de challenge est basée sur la plateforme Codalab de Chlearn [4]. Cette plateforme facilite l'organisation des compétitions de machine learning et permet notamment la mise en place d'une évaluation des candidats par soumission de code dont le principe est schématisé par la Figure 2.

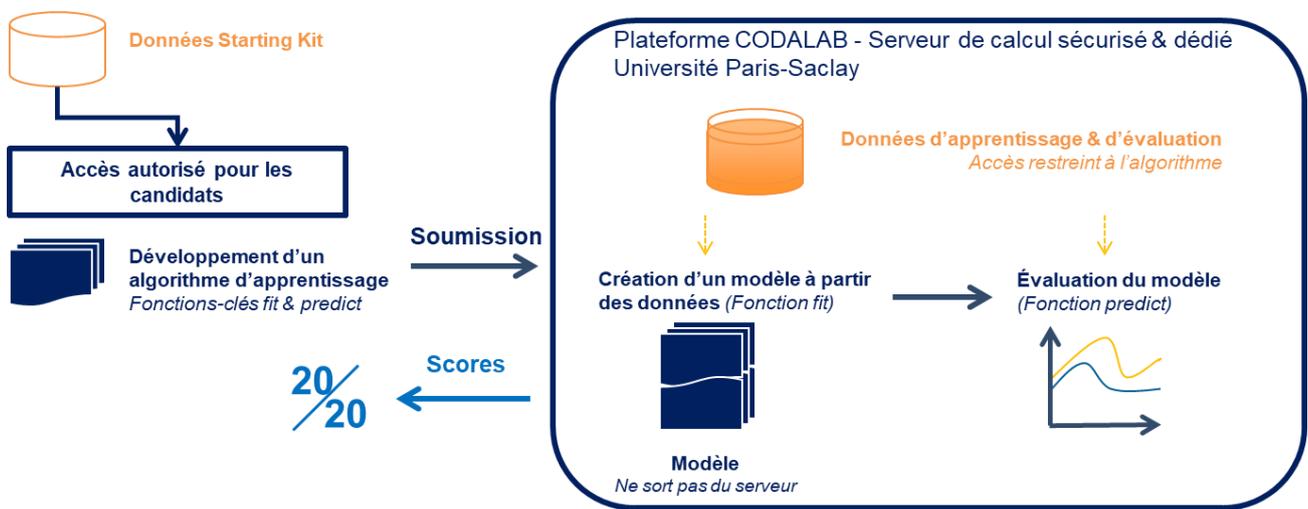


Figure 2 : Schématisation de l'accès plateforme pour les candidats

## 5.4 Évaluation du modèle

Cette section peut être amenée à évoluer avant l'ouverture de la plateforme d'évaluation.

Les candidats seront évalués sur un ensemble de séquences de vol  $D_{te} = \{\mathcal{V}_k\}_{k=1}^{n_{seq}}$ . L'information sur le vol complet sera fournie, ainsi que les instants et les paramètres sur lesquels leur modèle sera évalué.

Sur une partie des séquences, la métrique Mean Absolute Error sera utilisée pour évaluer les candidats :

$$MAE = \frac{\sum_i |f(X_i) - Y_i|}{n}$$

Sur une autre partie des séquences, la métrique d'intercorrélacion (ou cross-correlation) sera utilisée pour évaluer les candidats :

$$CC = \frac{f(X) * Y}{\sqrt{(f(X) * f(X)) (Y * Y)}}$$

avec

$$X * Y = \max_i \frac{\sum_{k=-\infty}^{\infty} X_k Y_{i-k+m}}{p}, \quad m = \lfloor \frac{n}{2} \rfloor$$

et  $p$  le nombre de valeurs prises en compte.

Le détail des résultats sera apparaître indépendamment les résultats de ces deux sous-ensembles d'évaluation.

## 5.5 Autres évaluations

Pour le choix du Lauréat, les membres du Jury apprécieront le classement des modèles développés par les Candidats Sélectionnés et visible sur la plateforme du Challenge, et la valeur de la réponse apportée dans le dossier scientifique des Candidats Sélectionnés. Les critères suivants seront notamment pris en compte, cités sans ordre d'importance :

- Classes de séquences de vols couvertes par la prédiction (Sol / Vol / Manœuvre / Turbulences atmosphériques) ;
- Justesse de la prédiction sur chaque classe;
- Justesse de la prédiction sur des séquences critiques pour l'avion ;
- Explicabilité des résultats ;
- Bonne compréhension de la physique sous-jacente ;
- Frugalité de l'apprentissage ;
- Retours sur les données d'apprentissage ;
- Perspectives en termes de développement économique et de création d'emploi.

## 6. DESCRIPTION DES DONNÉES À DISPOSITION

### 6.1 Type de données

Les données mises à disposition des candidats sont des données normalisées de vol d'essais d'un de nos avions civils (Falcon).

Les vols mis à disposition seront répartis de la manière suivante :

- 3 vols « Starting Kit » visibles en clair par les candidats sélectionnés,
- Des vols d'apprentissage et d'évaluation visibles uniquement par le code d'apprentissage dans la plateforme.

Ces vols peuvent durer entre 20mn et 8h. Chaque vol mis à disposition débute à l'initialisation avion, et dure jusqu'à l'extinction de l'avion.

Chaque vol correspond à une collection de 193 séries temporelles correspondant à 137 capteurs et 56 jauges listés dans la suite du document. Chacun de ces paramètres de vols est décrit par un couple de vecteurs Temps-Valeurs. La donnée étant la plus proche possible de la sortie capteur, on soulignera les propriétés suivantes :

- Un paramètre a une fréquence d'échantillonnage établie pour l'ensemble des vols, bien que celle-ci puisse légèrement fluctuer dans de rares cas.
- La fréquence d'échantillonnage est propre à chaque paramètre. Certains paramètres sont à 80 Hz, d'autres à 1 Hz. Les jauges peuvent monter au-delà de 200 Hz.
- Les temps sont synchronisés à une horloge commune. Néanmoins, les temps d'initialisation des capteurs peuvent être différents, si bien qu'un paramètre à 80 Hz et un à 40 Hz peuvent n'avoir aucun pas de temps en commun.

La lecture de ces données sera permise par une classe de lecture nommée « Ingestion Program ». Le rééchantillonnage sera laissé à la liberté des candidats, bien qu'une méthode basique de type « remplissage par l'arrière » (Backward filling) sera proposé aux candidats.

### 6.2 Squelette

Le squelette du dataset présent dans le Starting Kit est le suivant :

```
9.VV (Dossier « Vol »)      Summary.csv :  
|---- Summary.csv      • TYPE<CHAR>  
|---- Data.mat      • (« INPUT » ou « OUTPUT »);  
                         • LABEL<CHAR>;  
                         • SENSOR<CHAR>;  
                         • DESIGNATION<CHAR>;  
                         • UNITS<CHAR>;  
                         • COMMENTS<CHAR>;  
                         • ENABLED<BOOL>;  
                         • STARTTIME<HH:MM:SS.FFF>;
```

- ENDTIME<HH:MM:SS.FFF>;
- NBPTS<INT>;

Le fichier Data.mat est un fichier de stockage au format ouvert HDF5. Il est lisible par la majorité des langages de programmation.

La structure interne du fichier est la suivante :

```
|--- /MACH (Group « Paramètre »)
    |--- /MACH/TIME
    |--- /MACH/VALUE
|--- ...
```

Le dataset TIME contient chaque pas de temps au format POSIX dans un vecteur. Le dataset VALUE contient les valeurs associées. Ces valeurs peuvent être des états, des booléens ou des flottants. Néanmoins, ils sont tous stockés comme flottant. Tous les vols commencent le même jour. Seule l'information d'heure est à exploiter. Néanmoins, la numérotation des vols est chronologique.

Ce formalisme n'est pas figé et pourra être amené à évoluer en fonction des besoins du challenge. Néanmoins, la lecture des données par le modèle des candidats devra être réalisée au moyen d'un « ingestion program » en Python, qui sera fourni aux participants.

## 7. L'AVION DANS SON ENVIRONNEMENT

### 7.1 Généralités

Avant de présenter les capteurs équipant l'avion utilisés dans le processus, il est souhaitable de rappeler le comportement de l'avion dans son environnement. L'avion est soumis à un ensemble de forces, notamment son poids, les forces aérodynamiques et la poussée des moteurs. Les forces aérodynamiques sont décomposables en une force portante et une force de traînée. Ces forces participent à la mécanique du vol, dont nous ne présenterons que les éléments indispensables à la bonne tenue du challenge. Le lecteur est invité à consulter [1], [2] pour de plus amples détails.

### 7.2 Repères et angles

L'avion en vol est en mouvement par rapport au sol mais les forces aérodynamiques qui s'appliquent sur ses surfaces dépendent de son mouvement relatif par rapport à la masse d'air dans laquelle il évolue. Or, l'atmosphère est elle-même en mouvement par rapport au sol, ce mouvement est appelé communément vent. Par conséquent, l'avion possède une vitesse par rapport au sol  $\vec{V}_{avion/sol}$  (ground speed) et une vitesse par rapport à l'air  $\vec{V}_{avion/air}$  (True Air Speed -  $V_{TAS}$ ) qui ne sont confondues que dans le cas où le vent est nul.

Il est donc nécessaire de situer l'orientation de l'avion et de ses constituants vis-à-vis d'un repère avion rigide interne, du repère terrestre, et du repère aérodynamique associé au mouvement relatif de l'air par rapport à l'avion. Il sera ainsi possible de définir les différents angles associés au vol de l'avion et à son comportement. Cette partie est plus amplement détaillée dans [3].

#### 7.2.1 Repères

Trois repères sont couramment utilisés en aéronautique : le repère terrestre ( $Ox_0y_0z_0$ ), le repère avion ( $Ox_by_bz_b$ ) et le repère aérodynamique ( $Ox_ay_az_a$ ).

##### 7.2.1.1 Repère terrestre ( $Ox_0y_0z_0$ )

Ce repère normal terrestre porté par l'avion est le repère lié au sol. Il permet notamment d'exprimer les effets de la pesanteur.

- L'origine  $O$  est le centre de gravité de l'avion.
- L'axe  $Ox_0$  est orienté vers le nord.
- L'axe  $Oy_0$  est orienté vers l'est.
- L'axe  $Oz_0$  est orienté vers le sol selon la verticale donnée par la pesanteur locale.

### 7.2.1.2 Repère avion ( $Ox_b y_b z_b$ )

Ce repère est rigidement lié à l'appareil. Il permet notamment d'exprimer les forces de propulsions.

- $O$  est l'origine conventionnelle des axes, généralement prise au centre de gravité avion, située dans le plan de symétrie de l'avion.
- L'axe longitudinal  $Ox_b$  est choisi dans le plan de symétrie voilure de l'avion. Il est dirigé vers le nez de l'avion. Il est également appelé axe de roulis.
- L'axe transversal  $Oy_b$  est choisi comme étant la normale au plan de symétrie voilure et est dirigé vers l'aile droite. Il est également appelé axe de tangage.
- L'axe de lacet  $Oz_b$  complète le repère positif. Il est donc orienté vers le bas de l'avion. Il est également appelé axe de lacet.

### 7.2.1.3 Repère aérodynamique ( $Ox_a y_a z_a$ )

Ce repère est lié à la vitesse de l'avion par rapport à l'air et permet aisément l'écriture des forces aérodynamiques.

- L'origine  $O$  est le centre de gravité de l'avion.
- L'axe  $Ox_a$  est porté par la vitesse de l'avion par rapport à l'air et orienté positivement dans le sens de cette vitesse.
- L'axe  $Oy_a$  est défini de façon à avoir un repère normal positif.
- L'axe  $Oz_a$  est perpendiculaire à  $Ox_a$ , situé dans le plan de symétrie de l'avion, et orienté positivement vers le bas de l'avion.

Les relations entre ces repères définissent les attitudes c'est-à-dire l'orientation de l'avion dans l'espace et dans son environnement. Ces paramètres influent sur le comportement de l'avion et sont mesurés en temps réel par les systèmes anémo-baro-clinométriques ADS et les centrales inertielle IRS.

## 7.2.2 Lien entre le repère avion et le repère aérodynamique

Deux angles permettent de faire le lien entre le repère avion et le repère aérodynamique :

- L'angle d'incidence  $\alpha$  entre le vent relatif et le repère avion. Il est défini comme l'angle de l'axe  $Ox_b$  avec le plan  $Ox_a y_a$ .
- L'angle de dérapage  $\beta$  définit l'orientation de l'avion par rapport à sa direction. Il est défini comme l'angle de l'axe  $Ox_a$  avec le plan  $Ox_b z_b$ .

Le passage du repère aérodynamique ( $Ox_a y_a z_a$ ) au repère avion ( $Ox_b y_b z_b$ ) s'obtient par une rotation de  $\beta$  suivant  $Oz_a$  puis une rotation de  $\alpha$  suivant  $Oy_b$ . La matrice de passage  $[T]$  du repère aérodynamique au repère avion s'écrit alors :

$$\begin{bmatrix} x_b \\ y_b \\ z_b \end{bmatrix} = [T] \begin{bmatrix} x_a \\ y_a \\ z_a \end{bmatrix} \text{ avec } [T] = R_y(\alpha)^T R_z(\beta)^T$$

Les matrices de rotation  $R_{\blacksquare}(\blacksquare)$  étant dans  $SO_3(\mathbb{R})$ , la matrice de passage  $[T]^{-1}$  du repère avion au le repère aérodynamique est  $[T]^{-1} = [R]^T = R_z(\beta)R_y(\alpha)$ .

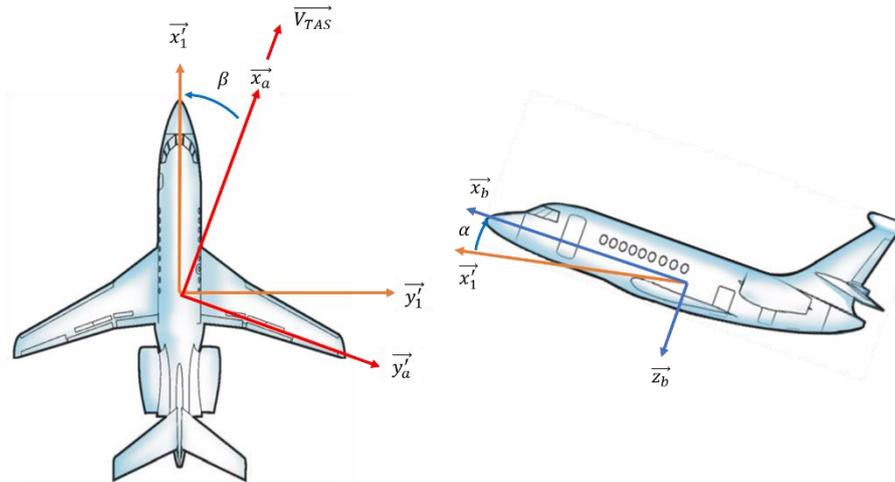


Figure 3 : Représentation des angles entre le repère avion et le repère aérodynamique

### 7.2.3 Liens entre le repère avion et le repère terrestre

La position du repère avion ( $Ox_b y_b z_b$ ) peut être repérée par rapport au repère terrestre ( $Ox_0 y_0 z_0$ ) par plusieurs systèmes d'angles d'Euler. Soit un repère ( $Oxyz$ ) confondu avec le repère terrestre, celui-ci peut être amené en coïncidence avec le repère avion à l'aide de trois rotations successives.

- Une première rotation d'angle  $\psi$  autour de  $(O, \vec{z}_0)$ . Cette rotation amène le repère ( $Oxyz$ ) en coïncidence avec le repère intermédiaire ( $Ox_1 y_1 z_0$ ). L'axe  $Ox_1$  est dans le plan vertical passant par  $Ox_b$  (Plan  $Ox_b z_0$ )
- Une seconde rotation d'angle  $\theta$  autour de  $(O, \vec{y}_1)$  qui amène  $Ox$  de la position  $Ox_1$  à la position  $Ox_b$ . Cette rotation amène le repère ( $Ox_1 y_1 z_0$ ) en coïncidence avec le repère intermédiaire ( $Ox_b y_1 z_2$ )
- Une troisième rotation d'angle  $\phi$  autour de  $(O, \vec{x}_b)$  qui amène  $Oy$  de la position  $Oy_1$  à la position  $Oy_b$

Ces angles  $\psi, \theta, \phi$  portent respectivement les noms de *cap*, *assiette* et *angle de gîte* et sont représentés en Figure 13.

Cette description permet d'exprimer la matrice de passage  $[T]$  du repère terrestre vers le repère avion.

$$\begin{bmatrix} x_b \\ y_b \\ z_b \end{bmatrix} = [T] \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix} \text{ avec } [T] = R_x(\phi)^T R_y(\theta)^T R_z(\psi)^T$$

Les matrices de rotation  $R_{\blacksquare}(\blacksquare)$  étant dans  $SO_3(\mathbb{R})$ , la matrice de passage  $[T]^{-1}$  du repère avion vers le repère terrestre est  $[T]^{-1} = [R]^T = R_z(\psi)R_y(\theta)R_x(\phi)$ .

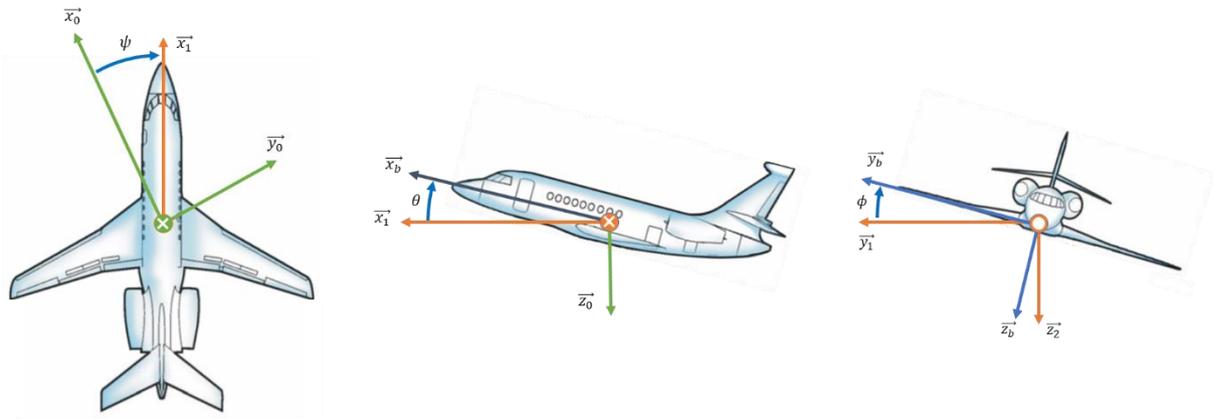


Figure 4 : Représentation des angles entre le repère avion et le repère terrestre

### 7.2.4 Liens entre le repère aérodynamique et le repère terrestre

De la même manière que ci-dessus, la position du repère avion ( $Ox_a y_a z_a$ ) peut être repérée par rapport au repère terrestre ( $Ox_0 y_0 z_0$ ) par plusieurs systèmes d'angles d'Euler.

Trois angles  $\chi, \gamma, \mu$  sont alors définis et la matrice de passage du repère terrestre vers le repère aérodynamique est la suivante :

$$\begin{bmatrix} x_b \\ y_b \\ z_b \end{bmatrix} = [T] \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix} \text{ avec } [T] = R_x(\mu)^T R_y(\gamma)^T R_z(\chi)^T$$

Les matrices de rotation  $R_{\blacksquare}(\blacksquare)$  étant dans  $SO_3(\mathbb{R})$ , la matrice de passage  $[T]^{-1}$  du repère aérodynamique vers le repère terrestre est  $[T]^{-1} = [R]^T = R_z(\chi)R_y(\gamma)R_x(\mu)$ .

Les angles  $\chi, \gamma, \mu$  sont nommés respectivement la route, l'angle de pente aérodynamique, l'angle de gîte aérodynamique (non utilisé par la suite).

## 7.3 Systèmes de capteurs

Les avions modernes ont besoin d'une importante quantité de mesures temps-réel pour le bon fonctionnement des différents constituants et fonctions de l'avion. L'obtention de ces mesures se fait notamment au moyen de capteurs.

Ces capteurs ne traduisent pas directement la valeur physique recherchée. Ils sont composés de systèmes mécaniques, qui génèrent une fonction de transfert entre la valeur vraie et la mesure captée. Ce système n'est d'ailleurs qu'un maillon de la chaîne entre la valeur vraie et la valeur acquise. Pour ces raisons et d'autres, toute mesure acquise présente une précision finie, des retards non nuls, un biais... Ces écarts induits sont d'ailleurs souvent fonction de l'environnement extérieur.

Un des maillons de cette chaîne peut également être défaillant. Pour pallier tous ces écueils, la captation de la mesure est réalisée par de multiples moyens comme l'installation de capteurs redondants, l'utilisation d'autres systèmes mécaniques, ou l'utilisation de modèles pour s'assurer de la bonne cohérence des mesures avec les lois physiques.

L'environnement extérieur de l'avion est capté par deux systèmes de capteurs :

- Les Inertial Reference System (IRS) comportant des capteurs d'accélération et de vitesse de rotation afin de déterminer le mouvement absolu de l'avion (le lien entre le repère de l'avion et le repère terrestre)
- Les Air Data System (ADS) exploitant les mesures de capteurs de pression et de température pour calculer l'altitude et la vitesse de l'avion par rapport à l'air. Il permet également de faire le lien entre le repère de l'avion et le repère aérodynamique

Plusieurs de ces systèmes sont installés dans l'avion pour permettre une bonne redondance de ces informations critiques.

### 7.3.1 Inertial Reference System (IRS)

L'avion comporte trois systèmes inertiels identifiés par les numéros x = {1, 2, 3}.

Description	Type	Repère	Commentaires
Facteur de charge JX	Accélération	Avion	
Facteur de charge JY	Accélération	Avion	
Facteur de charge JZ	Accélération	Avion	JZ positif vers le haut (inversé par rapport au repère avion)
Vitesse angulaire P	Vitesse angulaire	Avion	
Vitesse angulaire Q	Vitesse angulaire	Avion	
Vitesse angulaire R	Vitesse angulaire	Avion	
Vitesse Verticale $V_Z$	Vitesse	Terrestre	
Angle de tangage $\theta$	Angle		
Angle de roulis $\phi$	Angle		
Angle de lacet $\psi$	Angle		
Vitesse EO $V_{EW}$	Vitesse	Terrestre	
Vitesse NS $V_{NS}$	Vitesse	Terrestre	
Angle vent	Angle	Aérodynamique	
Vitesse vent $V_{WIND}$	Vitesse	Aérodynamique	Uniquement IRS 1

$$\vec{g} - \vec{a}_{avion/sol} \propto JX \vec{x}_b + JY \vec{y}_b - JZ \vec{z}_b$$

$$\vec{V}_{avion/sol} = V_{NS} \vec{x}_0 - V_{EW} \vec{y}_0 - V_Z \vec{z}_0$$

$$\vec{\omega}_{Avion/Sol} = P \vec{x}_b + Q \vec{y}_b + R \vec{z}_b$$

### 7.3.2 Air Data System (ADS)

L'avion comporte 3 ADS identifié dans les labels par x = {1, 2, 3}.

Description	Type	Repère
Mach $M$	Vitesse	
Angle d'attaque $\alpha$	Angle	
Angle de dérapage $\beta$	Angle	
Altitude Pression $Z_p$	Longueur	
Température Air Statique $T_{sat}$	Température	
Pression Air Statique $p_{sat}$	Pression	
True Air Vitesse $V_{TAS}$	Vitesse	Aérodynamique

$$V_{avion/air} = V_{TAS} \vec{x}_a$$

## 8. CONSTITUANTS DE L'AVION

### 8.1 Composition de l'avion

L'avion étudié est constitué d'un fuselage, d'une voilure comportant notamment des becs, des volets, des aérofreins, des spoilers, un empennage horizontal équipé d'une gouverne de profondeur et d'une dérive sur laquelle est installé le drapeau. Les spoilers et aérofreins sont des plaques placées à l'extrados de la voilure détruisant la portance lorsqu'elles sont braquées.

### 8.2 Géométrie, volume et masse

Le comportement dynamique de l'avion dépend fortement de sa forme, de sa masse et de la répartition de sa masse traduite ici par son centrage. La masse et le centrage évoluent au cours du vol au fur et à mesure que le carburant contenu dans les différents réservoirs est consommé. La forme évolue également au premier ordre par le braquage des différentes gouvernes et par la sortie/l'entrée des trains. L'action de l'air sur l'avion contribue au second ordre à la déformation de l'avion.

Les différents réservoirs de l'avion sont situés dans la voilure et le fuselage. Les paramètres suivants permettent d'avoir accès aux différentes masses :

<i>Description</i>	<i>Type</i>
Masse totale	Masse
Masse d'essence totale	Masse

### 8.3 Composants

#### 8.3.1 Moteur

L'avion est propulsé par deux moteurs situés à l'arrière de l'avion. Ces moteurs sont instrumentés et permettent de sortir les paramètres suivants :

<i>Description</i>	<i>Type</i>
Moteur gauche - Puissance	%
Moteur gauche - Vitesse	Vitesse
Moteur droit - Puissance	%
Moteur droit - Vitesse	Vitesse

### 8.3.2 Cabine

Une particularité des avions est la différence de pression entre l'air extérieur et la cabine qui se doit d'être à une pression suffisante. La valeur de la pression cabine est donc importante et joue au premier ordre sur les charges fuselage :

<i>Description</i>	<i>Type</i>
Pression cabine	Pression

Les efforts dans le fuselage sont sensibles à la différence de pression entre la cabine et l'extérieur.

### 8.3.3 Trains d'atterrissage

L'avion étudié dispose de deux trains principaux et d'un train auxiliaire au niveau du nez. Ceux-ci sont sortis à l'atterrissage et au décollage puis rentrés en phase de vol. La position des trains est suivie par les états suivants :

<i>Description</i>	<i>Type</i>	
Train principal gauche - Train descendu	Booléen	1=Train descendu
Train avant - Train descendu	Booléen	1=Train descendu
Train principal droit - Train descendu	Booléen	1=Train descendu
Train principal gauche - Train rentré	Booléen	1=Train rentré
Train avant - Train rentré	Booléen	1=Train rentré
Train principal droit - Train rentré	Booléen	1=Train rentré
Avion au sol	Booléen	1=Avion au sol

L'état « XWOWGRND\_MWS1\_I » indique si l'avion est posé au sol sur ses trains. Un retard non négligeable (de l'ordre de 500ms) est présent entre l'instant de changement réel d'état de l'avion (décollage/atterrissage) et le changement d'état de ce capteur.

### 8.3.4 Radioaltimètre

Le radioaltimètre permet une mesure de la distance entre l'avion et le sol ou l'eau par mesure du temps de propagation d'une onde radio émise par l'avion, et réflexion de celle-ci sur la surface terrestre. Ce système a une altitude de fonctionnement réduite, de l'ordre du kilomètre.

<i>Description</i>	<i>Type</i>
Altitude Radio	Longueur

## 9. PILOTAGE DE L'AVION

### 9.1 La mécanique du vol

La mécanique du vol est une application de la mécanique à l'étude du mouvement des appareils, pilotés, autoguidés ou téléguidés n'ayant pas de contact avec le sol sur une partie de leur trajectoire.

Toute action d'un pilote humain ou automatique sur les gouvernes modifie, par suite du changement de géométrie du véhicule, les forces aérodynamiques, ce qui provoque au premier ordre une rotation de l'appareil autour du centre de gravité (et de faibles accélérations). Ce changement d'attitude par rapport au repère aérodynamique engendre alors une modification en grandeur et en direction des forces aérodynamiques s'appliquant à l'avion et entraîne, par conséquent, des modifications de la vitesse et de la courbure de la trajectoire. Celle-ci peut être également modifiée par les forces de propulsion.

L'étude de la mécanique du vol comprend habituellement deux parties :

- Le calcul des performances, qui traite de la trajectoire du centre de gravité ;
- L'étude des qualités de vol, qui traite plus particulièrement du mouvement du véhicule autour du centre de gravité.

L'étude de la mécanique du vol d'un aéronef nécessite la connaissance de ses caractéristiques géométriques, massiques (position du centre de gravité, tenseur d'inertie), aérodynamiques (influence de la vitesse, du nombre de Mach, de l'incidence, du dérapage, de la position des gouvernes), propulsives (influence de la pression, de la température, de la vitesse, de l'humidité, entre autres).

### 9.2 Système de commande de l'avion

Le système de commande de vol permet le contrôle de l'altitude, de la vitesse et de la trajectoire de l'avion. Il agit sur les gouvernes à partir des consignes données par le pilote (mini manches, palonnier, levier des aérofreins) ou à partir des consignes autopilote dans le cas où celui-ci est activé.

#### 9.2.1 Commandes de vol électriques

L'avion étudié présente la particularité d'avoir un système de commandes de vol électriques (CDVE). Ainsi, les commandes pilotes, copilotes et les données capteurs entrent dans des calculateurs pour le contrôle et l'asservissement des actionneurs.

Le système CDVE acquiert l'information des capteurs d'ordres au niveau du cockpit ainsi que les capteurs d'environnement (IRS, ADS, ...) dans des calculateurs. Le post-traitement de ces informations va permettre la transmission de consignes adaptées aux servo-actionneurs présents au niveau des diverses surfaces mobiles pour piloter le mouvement de l'avion.

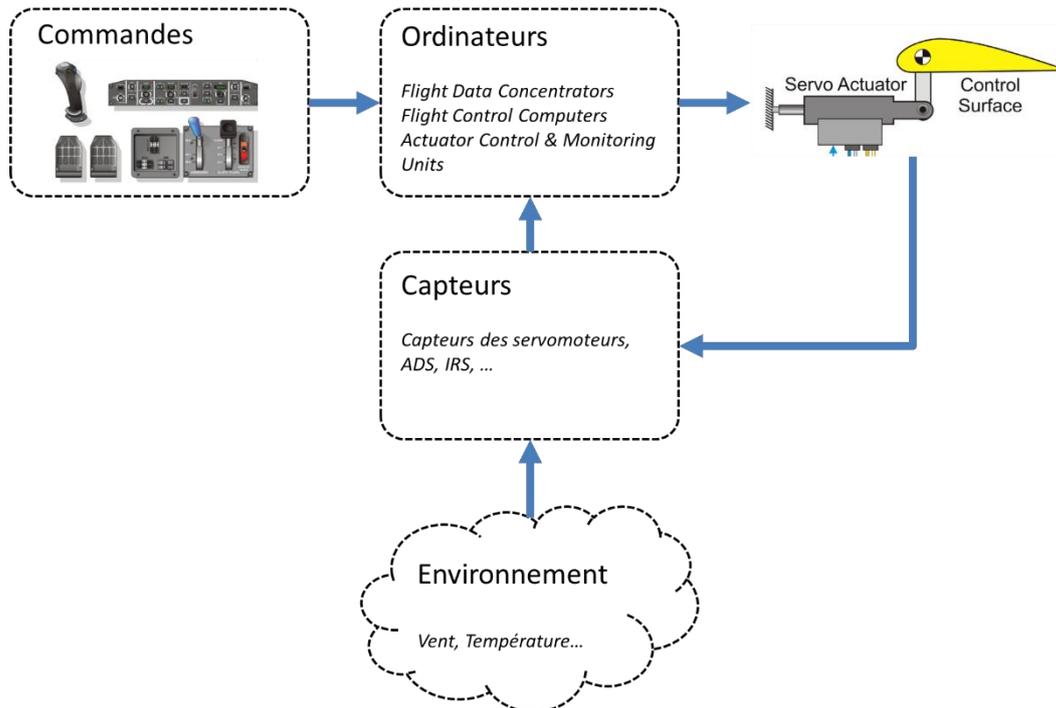


Figure 5 : Schéma de commande de l'avion

Dans le cas d'un avion à commandes de vol électriques, il n'y a pas de lien mécanique entre le système de pilotage dans le cockpit et les gouvernes. Cette absence de liaison autorise l'utilisation de mini-manches dans le cockpit pour piloter l'avion. C'est le choix qui a été fait pour l'avion étudié dans le cadre du Challenge.

### 9.2.2 Pilotage automatique

L'avion étudié possède un système de pilotage automatique, dont l'activation est repérée par la variable suivante :

<b>Description</b>	<b>Type</b>
Autopilote engagé	Booléen
Ordre de tangage	Angle
Ordre de roulis	Angle

Cette déconnexion peut être manuelle (par action du pilote) ou automatique dans certains cas, dont :

- Le bouton TOGA des manettes des gaz est actionné
- Les efforts sur l'un des mini-manches dépassent un certain seuil
- Une panne du pilote automatique est détectée
- ...

### 9.2.3 Ordre pilote et copilote

L'avion est équipé de deux mini-manches indépendants qui permettent le contrôle de l'avion en tangage et en roulis, et d'un palonnier pour le contrôle en lacet. Les paramètres associés sont listés plus bas dans le document.

## 9.3 Surfaces de contrôle principales – Gouvernes de l'avion

Les gouvernes sont les surfaces mobiles de l'avion permettant son pilotage dans les trois directions. Le mouvement de la surface est ordonné par le système de commandes de vol.

### 9.3.1 Contrôle en roulis – Aileron

Les ailerons situés sur l'aile sont utilisés pour le mouvement de roulis de l'avion en se braquant en opposition (l'un vers le haut, l'autre vers le bas). Les ordres manches associés sont en %, entre -100% pour une inclinaison maximale à gauche (l'aileron droit est alors braqué vers le bas, c'est-à-dire positivement, et inversement pour l'aileron gauche), et +100% pour une inclinaison maximale à droite (aileron droit braqué vers le haut et inversement pour l'aileron gauche), avec la position neutre à 0%. L'ordre à braquer est vers la droite lorsque l'ordre est positif et vers la gauche dans le cas où l'ordre est négatif.

<i>Description</i>	<i>Type</i>
Aileron gauche - Angle	Angle
Aileron droit - Position	Angle
Ailerons - Ordre pilote	%
Ailerons - Ordre copilote	%

### 9.3.2 Contrôle en tangage – Gouvernes de profondeur

Les gouvernes de profondeur situées sur l'empennage horizontal sont utilisées pour le mouvement de tangage de l'avion. Les ordres manches associés sont en % avec la position neutre à 0%. L'ordre est à piquer lorsque l'ordre est positif (les gouvernes de profondeur sont alors braquées vers le bas et donc positives) et à cabrer dans le cas où l'ordre est négatif (gouvernes de profondeur braquées vers le haut et donc négatives).

<i>Description</i>	<i>Type</i>
Gouverne gauche - Angle	Angle
Gouverne droite - Position	Angle
Gouvernes - Ordre pilote	%
Gouvernes - Ordre copilote	%

### 9.3.3 Contrôle en lacet – Drapeau

Le drapeau se situe sur la dérive et est utilisé pour le contrôle en lacet de l'avion.

<i>Description</i>	<i>Type</i>
Drapeau - Position	Angle
Drapeau - Ordre pilote	%
Drapeau - Ordre copilote	%

### 9.3.4 Compensateur en tangage – Tail Horizontal Stabilizer

Sur l'avion étudié, l'empennage horizontal est réglable et est un compensateur en tangage. Son but est notamment de permettre l'équilibrage de l'avion en tangage à un point de vol donné sans intervention pilote sur le mini-manche.

<i>Description</i>	<i>Type</i>
Tail Horizontal Stabilizer - Angle	Angle
Tail Horizontal Stabilizer - Ordre	Angle

### 9.3.5 Remarque complémentaire sur le lien entre les ordres pilote et les braquages de gouvernes

Chaque ordre pilote est associé à une gouverne principale. Cependant, l'ensemble des braquages des gouvernes est calculé par le système de commande de vol en fonction des ordres pilotes et du mouvement avion. Ainsi, les gouvernes peuvent bouger pour équilibrer l'avion même si aucun ordre pilote n'est émis.

## 9.4 Surfaces de contrôles secondaires

### 9.4.1 Spoilers

Les spoilers sont des panneaux situés sur les ailes servant à détruire la portance. Ils sont utilisés de manière symétrique pour ralentir l'avion et ajuster le taux de descente.

<i>Description</i>	<i>Type</i>
Spoiler gauche - Angle	Angle
Spoiler droit - Angle	Angle

### 9.4.2 Aérofreins

L'avion étudié possède des panneaux aérofreins sur chaque aile. Ces panneaux sont actionnés par des vérins et ont une action « tout ou rien » traduit par les paramètres suivants :

<i>Description</i>	<i>Type</i>
Aérofrein gauche - Sortie	Booléen
Aérofrein droit - Sortie	Booléen
Aérofreins - Angle	Angle

### 9.4.3 Volets

Les volets hypersustentateurs sont situés à l'arrière de l'aile et sont déployés pour augmenter la portance à basse vitesse, en particulier pendant les phases de décollage et d'atterrissage.

<i>Description</i>	<i>Type</i>
Volet gauche – Angle	Angle
Volet droit – Angle	Angle

### 9.4.4 Becs

Les becs sont également des dispositifs hypersustentateurs, situés à l'avant de la voilure et déployés pour améliorer la portance à basse vitesse ou à forte incidence. Ils sont déployés à l'atterrissage (utilisation manuelle) ou en cas de forte incidence en vol (déploiement automatique).

<i>Description</i>	<i>Type</i>
Bec gauche - Actif	Booléen
Bec droit - Actif	Booléen

## 10. PHASES DE VOL DE L'AVION ET ÉVÉNEMENTS PARTICULIERS

Les efforts s'exerçant sur l'avion à un instant  $t$  dépendent de nombreux paramètres. Ils dépendent notamment du point de vol (altitude, vitesse, configuration aérodynamique de l'avion...), de la phase de vol en cours et d'événements en cours engendrant des contraintes supplémentaires sur l'avion.

### 10.1 Phases de l'avion

Une mission type d'un business jet pour le transport d'un aéroport à un autre se déroule selon les différentes phases suivantes :

- (1) Taxi Out : L'avion sort du parking pour aller sur la piste de décollage
- (2) Take Off : L'avion accélère avec une accélération supérieure à 2 ft/s<sup>2</sup>
- (3) Lift Off : L'avion décolle de la piste à une hauteur supérieure à 4 ft.
- (4) Departure : L'avion monte à une vitesse moyenne de montée supérieure à 250 ft/min avec ses becs déployés
- (5) Climb : L'avion monte à une vitesse moyenne de montée supérieure à 250 ft/min sans ses becs déployés
- (6) Croise : L'avion est en vol stabilisé
- (7) Descent : L'avion descend à une vitesse moyenne de descente supérieure à 250 ft/min sans ses becs déployés
- (8) Approach : L'avion descend à une vitesse moyenne de descente supérieure à 250 ft/min avec ses becs déployés
- (9) Landing Touchdown : L'avion touche la piste d'atterrissage
- (10) Landing roll : L'avion ralentit au sol sur la piste d'atterrissage
- (11) Runway Turnoff : L'avion sort de la piste d'atterrissage
- (12) Taxi in : L'avion roule jusqu'à son parking

L'étiquetage des phases est basé sur [5]. Ces différentes phases sont identifiées au moyen du paramètre PHASE qui indique le temps  $t_0$  de chaque changement de phase, ainsi que le numéro associé à la phase débutée.

La succession de ces phases dans cet ordre n'est pas systématique. Par exemple, au cours de certains vols, l'avion redécolle pour une autre mission juste après la phase (9). L'avion peut être dérouté pendant la phase (8) et reprendre une phase de montée, puis une seconde fois la phase (8) jusqu'à la phase (12). Des phases de montée et descente s'intercalent généralement dans la phase de croisière (6) pour adapter le point de vol, en fonction des consignes du contrôle aérien ou du plan de vol.

Enfin, les vols considérés dans cette étude sont des vols d'essais réalisés dans le but de valider des éléments du comportement de l'avion ou de ses systèmes. Les phases de vol ne suivent alors généralement pas toute la logique décrite ci-dessus.

## 10.2 Évènements

Durant une mission, plusieurs évènements peuvent engendrer des contraintes supplémentaires sur l'avion. Deux seront analysés par la suite : les sollicitations atmosphériques et les manœuvres (virages, ressources...).

### 10.2.1 Manœuvres

Lors d'un virage, ou d'une ressource (changement de trajectoire dans le plan vertical), les gouvernes, ainsi que l'ensemble de l'avion subissent des charges pouvant être importantes. La sollicitation est identifiable à partir des ordres pilotes, des braquages gouvernes et de la réponse de l'avion vue sur les capteurs inertiels.

Les manœuvres sont identifiées au moyen du paramètre MANŒUVRE qui indique les temps de début et de fin de chaque manœuvre identifiée.

### 10.2.2 Sollicitations atmosphériques

Les sollicitations atmosphériques correspondent à une variation rapide de l'écoulement de l'air. Il peut s'agir d'une rafale de vent ou d'une turbulence. Ces variations agissent directement sur la dynamique de l'avion. Cette action est complexe à prévoir, identifier et analyser, mais elle peut engendrer des charges importantes sur l'avion.

Les sollicitations atmosphériques sont identifiées au moyen du paramètre TURBULENCE qui indique les temps de début et de fin de chaque sollicitation identifiée.

## 11. MESURES EN VOL – JAUGES

L'avion subit un ensemble de forces  $\sum \vec{F}$ . En un point  $M$  de l'avion, ces forces agissent localement sur l'élément de surface associé  $dS$  en exerçant une contrainte  $\sigma(M, t)$  sur la surface de l'avion. Dans le cas d'une contrainte normale uniforme  $\sigma$  sur une surface  $S$  de normale  $\vec{n}$ , la force s'appliquant sur cette surface s'écrit  $\vec{F} = \sigma S \vec{n}$ .

Les pièces de l'avion sont conçues pour supporter les contraintes s'exerçant tout au long de la vie de l'avion, grâce à une optimisation de la forme et des matériaux utilisés faite par les ingénieurs en phase de conception. Pour valider cette conception, on équipe certains avions de jauges qui seront les paramètres de sortie dans le cadre de cette étude.

Chaque pièce de l'avion se déforme selon une déformation  $\varepsilon(M, t)$  qui dépend de  $\sigma(M, t)$  et du matériau présent en ce point. En première approximation, on peut considérer une relation linéaire entre  $\varepsilon$  et  $\sigma$  et pour cette raison, la majorité des jauges étudiées seront des jauges de déformation et non de contrainte.

Au premier ordre, les contraintes exercées sur chaque pièce correspondent à des sollicitations élémentaires :

- La traction/compression (T/C) correspond une déformation de la pièce selon un axe. Dans le cas d'étude, les paramètres de sollicitation T/C indiquent que la contrainte étudiée est dans l'axe principal de la pièce noté  $\vec{n}$ . Au premier ordre, l'effort exercé sur la pièce s'écrit  $\vec{F} = \sigma S \vec{n}$ . On utilise alors des capteurs d'effort (Strength type) pour remonter aux contraintes dans la pièce.
- La flexion (Flexion) est la sollicitation faisant fléchir une pièce. L'exemple typique de flexion est une règle tenue d'un côté et sur laquelle on exerce un effort normal de l'autre côté. Dans le cas d'étude, les paramètres de sollicitation Flexion correspondent à la mesure de la déformation suivant un axe normal à l'axe principal de la pièce (pour mesurer le fléchissement de la pièce).
- Le cisaillement (Cisaillement) correspond à la déformation tangentielle d'une face d'un matériau par rapport à la face opposée. Un exemple de cisaillement serait deux plaques de métal boulonnées dont les extrémités de chacune sont tirées dans des directions opposées. Dans le cas d'étude, les paramètres de sollicitation Cisaillement indiquent que la mesure de la déformation faite permet de remonter aux efforts de cisaillement.

Les jauges étudiées dans le cadre de ce challenge seront réparties sur le fuselage, les voilures et la dérive. Le détail de ces jauges sera communiqué durant le challenge.