

FICHE DE RÉVISION ULTIME — Propulsion aéronautique

Généralités • Poussée • Taux de dilution • Conversions • GTR • Compresseur • Combustion • Régulation/circuit carburant • Circuit de lubrification — CQPM 082 / AFMAé

1. GÉNÉRALITÉS

Les 4 forces en vol

Portance (vers le haut) — Poids (vers le bas) — Poussée (vers l'avant) — Traînée (vers l'arrière), toutes appliquées autour du centre de gravité.

3e loi de Newton — Principe d'action-réaction

« L'action est toujours égale à la réaction, c'est-à-dire que les actions de deux corps l'un sur l'autre sont toujours égales et de sens contraires. »

Exemple ballon de baudruche : l'air éjecté vers l'arrière (ACTION) génère une réaction qui propulse le ballon vers l'avant (RÉACTION). Application moteur : ACTION = poussée du moteur (gaz éjectés vers l'arrière) → RÉACTION = accélération de l'avion en sens opposé, proportionnelle à la poussée.

Système	Air/gaz expulsé	Résultat	Poussée
Ballon de baudruche	Air expulsé par l'arrière	Le ballon avance	Faible et lente
Turboréacteur	Gaz brûlés expulsés par la tuyère	L'avion est propulsé	Importante et continue

La turbine à gaz pour l'aviation

Le pétrole = énergie potentielle → transformée en énergie mécanique (usage indirect : turbopropulseur, entraîne une hélice) ou en énergie cinétique (usage direct : turboréacteur, gaz éjectés à grande vitesse).

Les turboréacteurs — 2 familles

- GTR simple corps simple flux (1ère génération) : tout l'air traverse le cœur du moteur. Bruyant, consommation spécifique élevée, forte pollution.
- GTR double corps double flux (turbofan) : une partie de l'air (flux secondaire) contourne le cœur. Masse d'air accélérée moins vite mais en bien plus grande quantité → idéal pour l'aviation civile (économique, moins bruyant). Architecture double flux : arbre BP (relie soufflante/fan + booster + turbine BP) et arbre HP (relie compresseur HP + turbine HP).

2. FORMULE DE LA POUSSÉE (À CONNAÎTRE PAR CŒUR)

$$F = QA1 \cdot (VS1 - VE) + QA2 \cdot (VS2 - VE) + QC \cdot VS$$

Symbole	Signification
F	Poussée, en Newton (N)
QA1	Débit d'air du flux primaire (cœur moteur), en kg/s
QA2	Débit d'air du flux secondaire (fan / soufflante), en kg/s
QC	Débit massique de carburant, en kg/s
VE	Vitesse de l'air à l'entrée (= vitesse avion), en m/s
VS1	Vitesse de sortie du flux primaire, en m/s
VS2	Vitesse de sortie du flux secondaire, en m/s
VS	Vitesse de sortie du gaz carburant injecté (= VS1 en général), en m/s

Astuce : pour un moteur simple flux (sans soufflante), $QA2 = 0 \rightarrow F = QA1(VS1 - VE) + QC(VS)$.

Exemple 1 — Turboréacteur simple flux, avion à l'arrêt

Données : $QA1 = 50 \text{ kg/s}$; $VE = 0 \text{ m/s}$; $VS1 = 500 \text{ m/s}$; $QC = 1 \text{ kg/s}$; $VS = 500 \text{ m/s}$.

$$F = 50 \times (500 - 0) + 1 \times 500 = 25\,000 + 500 = 25\,500 \text{ N} \approx 25,5 \text{ kN}$$

Exemple 2 — Turbofan en vol de croisière

Données : $QA1 = 20 \text{ kg/s}$; $VS1 = 450 \text{ m/s}$; $QA2 = 200 \text{ kg/s}$; $VS2 = 300 \text{ m/s}$; $VE = 100 \text{ m/s}$; $QC = 0,8 \text{ kg/s}$; $VS = 450 \text{ m/s}$.

$$F = 20 \times (450 - 100) + 200 \times (300 - 100) + 0,8 \times 450 = 7\,000 + 40\,000 + 360 = 47\,360 \text{ N} \approx 47,4 \text{ kN}$$

→ Le flux secondaire fournit ici la plus grande partie de la poussée : c'est le principe même du turbofan à fort taux de dilution.

Exemple 3 — Retrouver une vitesse de sortie inconnue

Données : $F = 30\,000\text{ N}$; $QA1 = 40\text{ kg/s}$; $VE = 50\text{ m/s}$; QC négligé. On cherche $VS1$.

$$VS1 = (F / QA1) + VE = (30\,000/40) + 50 = 750 + 50 = 800\text{ m/s}$$

Exemple 4 — Retrouver QA1 à partir du taux de dilution λ

Données : $\lambda = 8$; $QA2 = 90\text{ kg/s}$; $QC = 8\text{ kg/s}$; $VE = 900\text{ km/h}$; $VS1 = 300\text{ m/s}$; $VS2 = 400\text{ m/s}$.

1) VE en m/s : $900 / 3,6 = 250\text{ m/s}$

2) $\lambda = QA2 / QA1 \rightarrow QA1 = QA2 / \lambda = 90 / 8 = 11,25\text{ kg/s}$

3) $F = 11,25 \times (300 - 250) + 90 \times (400 - 250) + 8 \times 300 = 562,5 + 13\,500 + 2\,400 = 16\,462,5\text{ N} \approx 16,46\text{ kN}$

Retenir : $\lambda = QA2/QA1$ est un simple rapport. Si $QA2$ est connu $\rightarrow QA1 = QA2 / \lambda$. Si $QA1$ est connu $\rightarrow QA2 = \lambda \times QA1$. Ne jamais confondre les deux sens du calcul !

3. TAUX DE DILUTION (λ) ET RELATIONS QA1 / QA2

$\lambda = QA2 / QA1$ (débit secondaire / débit primaire)

À ne pas confondre : λ (taux de dilution) $\neq \rho$ (rho, masse volumique de l'air en kg/m^3). Deux symboles différents pour deux grandeurs différentes.

Moteur	Taux de dilution λ
M88 (militaire, Rafale)	0,30 : 1
CFM56	5 : 1
LEAP 1A	11 : 1
LEAP 1B	9 : 1
PW 1500	12 : 1

→ Plus le taux de dilution est élevé, plus le moteur est économique et silencieux (réacteurs civils modernes). Les moteurs militaires (M88) ont un taux faible car ils privilégient la poussée pure sur la vitesse pour la performance.

Retrouver QA1 ou QA2 — tous les cas possibles

Donné dans l'énoncé	Formule à utiliser
λ et QA1	$QA2 = \lambda \times QA1$
λ et QA2	$QA1 = QA2 / \lambda$
λ et débit total $Qt = QA1 + QA2$	$QA1 = Qt / (1 + \lambda)$ puis $QA2 = Qt - QA1$
QA1 et QA2 connus, on veut λ	$\lambda = QA2 / QA1$

Moyen mnémotechnique : $\lambda = QA2/QA1 \rightarrow QA2$ est TOUJOURS le plus gros débit (numérateur) car le flux secondaire (fan) est plus important que le flux primaire (cœur). Si ton résultat donne QA1 supérieur à QA2 alors que λ est supérieur à 1, tu as inversé la formule.

4. CONVERSIONS D'UNITÉS INDISPENSABLES

La formule de la poussée exige TOUJOURS des débits en kg/s et des vitesses en m/s . Convertis systématiquement AVANT de calculer.

Grandeur	Conversion	Exemple
Vitesse : $km/h \rightarrow m/s$	diviser par 3,6	$900\text{ km/h} / 3,6 = 250\text{ m/s}$
Vitesse : $m/s \rightarrow km/h$	multiplier par 3,6	$250\text{ m/s} \times 3,6 = 900\text{ km/h}$
Vitesse : nœuds (kt) $\rightarrow m/s$	multiplier par 0,514	$500\text{ kt} \times 0,514 \approx 257\text{ m/s}$
Vitesse : Mach $\rightarrow m/s$	multiplier par ≈ 340 (niveau mer)	$\text{Mach } 0,8 \times 340 \approx 272\text{ m/s}$
Débit : $t/h \rightarrow kg/s$	$\times 1000$ puis $/3600$	$18\text{ t/h} \rightarrow 18000/3600 = 5\text{ kg/s}$
Débit : $kg/h \rightarrow kg/s$	diviser par 3600	$3600\text{ kg/h} / 3600 = 1\text{ kg/s}$
Débit : $kg/min \rightarrow kg/s$	diviser par 60	$60\text{ kg/min} / 60 = 1\text{ kg/s}$
Masse : tonnes $\rightarrow kg$	multiplier par 1000	$2,4\text{ t} = 2400\text{ kg}$
Pression : bar $\rightarrow Pa$	multiplier par 100 000	$1\text{ bar} = 100\,000\text{ Pa}$
Pression : psi $\rightarrow bar$	diviser par 14,5	$500\text{ psi} / 14,5 \approx 34,5\text{ bar}$
Dosage $\rightarrow QC$	$QC = QA1 \times \text{dosage}$	$QA1=50$, dosage $1/50 \rightarrow QC=1\text{ kg/s}$
Force : $kN \rightarrow N$	multiplier par 1000	$25,5\text{ kN} = 25\,500\text{ N}$

Piège fréquent : si l'énoncé mélange les unités, il faut TOUT convertir dans la même unité (m/s , kg/s) avant de soustraire ou multiplier.

5. ÉVOLUTION DU FLUX D'AIR + CONVERGENT/DIVERGENT + BERNOULLI

Zone	Température / Pression / Vitesse
Admission	T ≈ -54°C ; P ≈ 5 psi ; vitesse relativement stable
Compression	T et P augmentent : T ≈ 500-600°C, P ≈ 500 psi en sortie compresseur
Combustion	Pic T ≈ 1400°C (flamme locale jusqu'à ≈2200°C) ; la vitesse chute puis la pression reste quasi stable
Détente (turbine)	T et P diminuent en cédant leur énergie aux turbines BP/HP ; la vitesse augmente vers la tuyère

Convergent / Divergent

Profil	Section	Vitesse	Pression
Convergent (A→B)	Diminue	AUGMENTE	DIMINUE
Divergent (B→C)	Augmente	DIMINUE	AUGMENTE

Vitesse augmente / Pression diminue

Vitesse diminue / Pression augmente

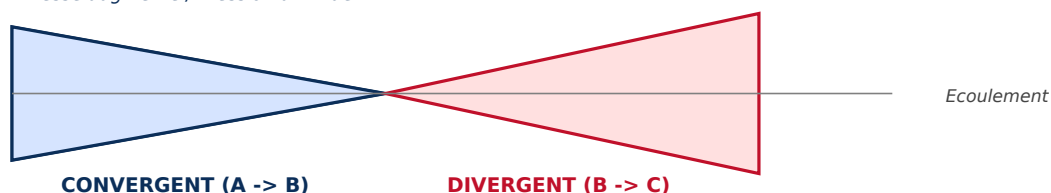


Schéma simplifié — profil convergent puis divergent

Loi de Bernoulli

$$P + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 = \text{constante}$$

Le long d'une ligne de courant, la somme pression + énergie cinétique du fluide reste constante. C'est ce principe qui explique pourquoi, dans un profil convergent/divergent, quand la vitesse augmente la pression diminue, et inversement.

Application : le stator du compresseur a un profil divergent → il transforme la vitesse (communiquée par le rotor) en pression. L'entrée d'air d'un turboréacteur civil a également un profil divergent à géométrie fixe, adapté au régime et à l'altitude de croisière.

6. STRUCTURE DU GTR (GÉNÉRATEUR DE TURBINE À GAZ RÉACTEUR)

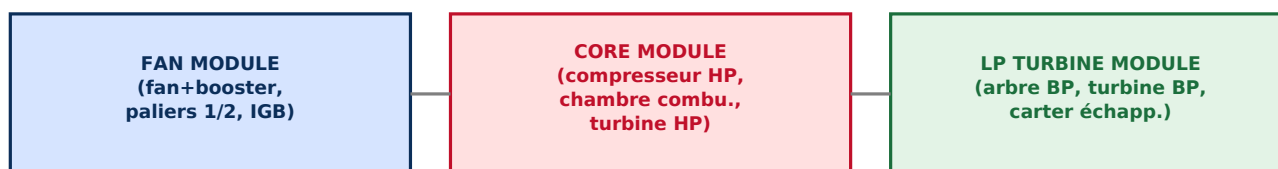


Schéma simplifié — 3 modules du GTR

- FAN MODULE — Fan + booster, paliers n°1/n°2, carter de soufflante (fan case), fan frame, boîtier d'entraînement (IGB).
- CORE MODULE (cœur moteur) — Compresseur HP (rotor + stator), chambre de combustion, turbine HP (tuyères + rotor), turbine center frame.
- LOW PRESSURE TURBINE MODULE — Arbre BP, rotor + stator turbine BP, carter d'échappement (turbine rear frame).

Cette architecture modulaire permet une maintenance plus efficace et optimise le temps d'immobilisation moteur (TAT — Turn Around Time).

7. ENTRÉE D'AIR

Rôle : alimenter le compresseur, fournir une pression du flux adaptée, éviter les turbulences (écoulement le plus laminaire possible).

Profil : divergent, à géométrie fixe sur les réacteurs civils modernes — adapté au régime et à l'altitude de vol de croisière. Certains avions militaires utilisent des entrées d'air à géométrie variable pour s'adapter aux vitesses supersoniques.

8. LE COMPRESSEUR

4 fonctions du compresseur :

- Il assure l'alimentation continue de l'air vers la chambre de combustion
- Il élève la pression statique de l'air avant la chambre de combustion
- Il établit le débit d'air qui traverse le réacteur (QA1)
- Il assure l'alimentation pneumatique de bord (ATA 36)

Deux types de compresseur

Compresseur AXIAL	Compresseur CENTRIFUGE
L'air progresse parallèlement à l'axe du moteur. Rendement élevé, idéal pour machines de forte puissance. Sensible aux perturbations d'écoulement.	L'air est aspiré axialement puis rejeté radialement (force centrifuge). Robuste, compact, mais rendement et taux de compression par étage plus faibles.

Principe de fonctionnement (1 étage = 1 grille ROTOR + 1 grille STATOR)



Schéma simplifié — un étage de compresseur (rotor + stator)

- ROTOR (pièce mobile) : transmet de l'énergie au flux d'air en tournant → la vitesse du flux d'air est accélérée.
- STATOR (intégré au carter, fixe) : profil divergent → transforme en pression la vitesse communiquée par le rotor.
- Résultat : flux entrant à faible vitesse/pression → flux sortant avec pression augmentée, étage après étage.

$$P \times S \times V = \text{constante}$$

Taux de compression — exemples

Moteur	Compresseur	Rapport de compression
Snecma M88 (Rafale)	3 étages BP + 6 étages HP	24,50 / 1
Jumo 008	Axial, 8 étages	3,14 / 1

Le vrillage des ailettes (aubes)

Les ailettes des rotors/stators ne sont pas droites : elles sont vrillées (hélicoïdales) le long de leur rayon, pour adapter l'angle d'incidence local à la vitesse de l'écoulement d'air à différentes positions → optimise la compression et l'écoulement de l'air. Angle de vrillage généralement compris entre 15° et 19°.

Le pompage compresseur

Définition : interruption pulsatoire de l'écoulement dans le compresseur (perturbation/inversion locale du flux d'air).

Condition	Cause
Régime de croisière / hauts régimes	Défaillance des étages HP
Régime ralenti	Débit des étages BP trop important

Conséquences : mauvaise alimentation en air de la chambre de combustion, vibrations, augmentation de la température turbine.

Solutions anti-pompage :

- Bas régimes → Vannes de décharge (VBV — Variable Bleed Valve) : délestage/évacuation d'une partie du flux entre les compresseurs BP et HP.
- Hauts régimes → Stator à calage variable (VSV — Variable Stator Vane) : installé sur le compresseur HP, modifie l'angle de calage du stator selon le régime moteur. Peut être complété par des vannes de décharge (ex. V2500).

9. LA CHAMBRE DE COMBUSTION

Rôles : réalise le mélange air/carburant ; assure la combustion et dirige les gaz vers la turbine et le canal d'éjection ; point de rencontre des 3 circuits du réacteur (air sortant du compresseur, carburant, allumage).

Dosages

- Dosage stœchiométrique (combustion théorique complète) = 1/15
 - Dosage global réellement utilisé (avec air de dilution/refroidissement) = 1/50 à 1/70
- On injecte donc beaucoup plus d'air que nécessaire pour la combustion seule : l'excès d'air sert à refroidir la chambre et diluer les gaz avant la turbine.

Repères de température

Entrée chambre ≈ 550°C → Cœur de flamme ≈ 2200°C → Sortie vers turbine ≈ 1500°C

10. LA RÉGULATION CARBURANT

FADEC — Full Authority Digital Engine Control

Attention terminologie : certains supports écrivent « Drive » mais l'acronyme officiel est Full Authority DIGITAL Engine Control (calculateur numérique). Utilise « Digital » à l'examen.

- Utilisé sur les GTR double flux (turbofan). Principe identique au MEC (Mécanisme de Régulation, hydromécanique pur) MAIS avec l'ajout d'un calculateur (ECU), car ce n'est plus le flux chaud seul qui délivre la poussée principale : il faut prendre en compte la puissance délivrée par le FAN.
- Entrées calculateur : TLA/TRA (manette des gaz), N1, N2 (régimes), T12, T25, T3 (températures étages), P0, Ps12, Ps3 (pressions), infos avion, alimentation.
- Le calculateur (ECU / HMU) pilote : VSV (cf. §8), VBV (cf. §8), ACC (Active Clearance Control), le doseur, la vanne by-pass et le régulateur by-pass.
- Circuit HMU : Pompe HP → Doseur → Injecteurs, avec retour HP et retour pompe.

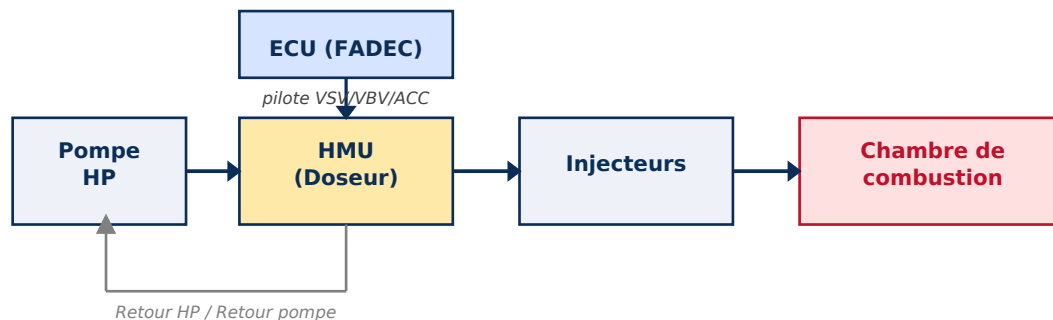


Schéma simplifié — chaîne de régulation carburant (HMU/FADEC)

Les ECU — composants principaux

Composant	Fonction
EEC Channel A / B (x2, redondance)	Contrôle moteur selon commande de poussée, diagnostic système, transmet données poste pilotage + maintenance
PSS Box (Pressure Sub-System)	Transmet signaux à l'EEC pour mesure de pression d'air moteur
Data Entry Plug	Contient les données de configuration moteur pour le calculateur
Engine Wiring Harnesses	Transmettent les signaux électriques entre composants moteur
Fuel Temperature Transducer	Transmet la température carburant à l'EEC

11. LE CIRCUIT CARBURANT

Le robinet coupe-feu

- Localisé sur le support moteur.
- Permet d'isoler le moteur en cas d'urgence.
- En cas de feu moteur, le pilote ferme le robinet depuis le poste de pilotage.

Composants principaux (acronymes clés)

Sigle	Nom / rôle
MFP	Main Fuel Pump — pressurise le carburant venant de l'avion et l'envoie vers la distribution/régulation
MFF	Main Fuel Filter (+cartouche) — filtre et retient les contaminants du carburant

FMU	Fuel Metering Unit — dose le débit carburant nécessaire à la combustion
MHX	Main Heat Exchanger — échangeur carburant / huile IDG
HPSOV	High Pressure Shut-Off Valve — vanne d'arrêt haute pression
FRV	Fuel Return Valve — renvoie le carburant chaud excédentaire vers les réservoirs avion
SFH	Servo Fuel Heater — réchauffe le carburant servo avec l'huile moteur
SCU/SVA	Split Control Unit / Servo Valve Assy — répartit le carburant dosé vers les injecteurs, alimente actionneurs et vannes
PMV	Pressurizing & Metering Valve — répartit vers Enrich Fuel Nozzles (x4, démarrage) et Fuel Nozzles (x15, normal)
Fuel Flow Transmitter	Mesure et transmet le débit carburant vers les EEC
Jet Pump / Strainer / Wash Screen	Pompage auxiliaire, filtration grossière avant le doseur

MHX / SFH : échange thermique huile <-> carburant sur le trajet

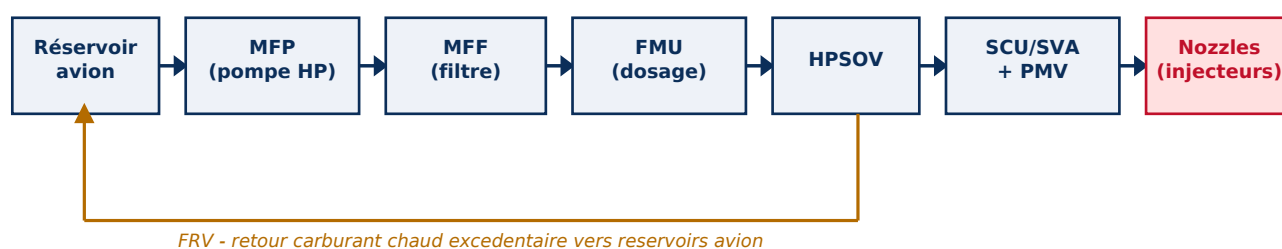


Schéma simplifié — cheminement du carburant du réservoir avion à la chambre de combustion

12. LE CIRCUIT DE LUBRIFICATION

- Réservoir d'huile (Oil Tank) — Permet de vidanger la ligne entre le régulateur et les injecteurs. Équipé d'un capteur de température et de niveau. Pressurisé par de l'air. Couvert d'une couche de protection anti-feu.
- Bloc de lubrification (Lubrication Unit) — Entraîné par le boîtier accessoire (AGB). Contient toutes les pompes d'alimentation et de retour. Équipé de filtres alimentation et retour.
- Pompe d'alimentation — Pompe à engrenages haute pression. 1er élément traversé par l'huile en entrant dans le boîtier. Alimente en huile toutes les zones à lubrifier.
- Clapet de surpression — Situé juste après la pompe d'alimentation. Renvoie le débit excédentaire de la pompe vers le réservoir.
- Filtre d'alimentation — Situé après la pompe. Protège le circuit des corps étrangers. Équipé d'un bypass en cas de colmatage + d'un second filtre de secours si le bypass s'ouvre.
- Échangeur Oil/Fuel — Toujours en amont des éléments à lubrifier. Refroidit l'huile avant envoi aux points à lubrifier. Intégré au bloc de lubrification ou proche de l'AGB. 2 bypass : 1) huile trop froide, 2) échangeur colmaté (contournement).
- Distribution — L'unité de lubrification alimente : le boîtier de transfert de puissance et le boîtier d'entraînement accessoires (AGB) ; les roulements, enfermés dans une cage étanche avec joints labyrinthe, huile amenée par un gicleur, cage pressurisée à l'air, huile aspirée en retour vers le séparateur air/huile.
- Le retour — Chaque élément lubrifié (boîtier accessoires, boîtier de transfert, roulements) possède sa propre pompe d'aspiration de retour. Chaque pompe est précédée d'une crépine de pré-filtrage.
- Le déshuileur — Le fluide aspiré par les pompes de retour est un mélange air + huile. Le déshuileur, entraîné par l'AGB, sépare l'air de l'huile ; l'huile séparée repart via le filtre retour vers le réservoir.
- Le filtre retour — Supprime les impuretés avant retour au réservoir. Bypass en cas de colmatage, avec indicateur « pop-up ». Le capteur de température d'huile est en général monté en sortie de ce filtre.

Ligne ALIMENTATION (huile propre / rouge)



Clapet surpression -> retour reservoir si debit excedentaire

Ligne RETOUR (huile+air recuperee / vert) - vers le meme reservoir



Schéma simplifié — boucle alimentation (rouge) et boucle retour (vert) du circuit de lubrification

Code couleur schéma constructeur détaillé : rouge = Supply Oil (huile fournie), beige/pointillé = Scavenged Oil (huile de retour), cyan = Vent Air, bleu = 7th stage HPC air (air prélevé compresseur pour pressurisation). SUMP A/B/C = paliers de roulements avant/central/arrière ; ODMS/OLS = jauge/niveau réservoir ; OPT/OPV = capteurs pression/température huile ; OFDP = pression différentielle filtre ; NRV = clapet anti-retour (Non Return Valve).

Fiche construite à partir de tes deux supports : « ANTI-SÈCHE Propulsion CQPM 082 » (généralités, formule de poussée, taux de dilution, conversions, Bernoulli, GTR, entrée d'air, compresseur, chambre de combustion) et « Propulsion aéronautique — régulation/circuit carburant, circuit de lubrification » (AFMAé). Bon courage pour le contrôle !