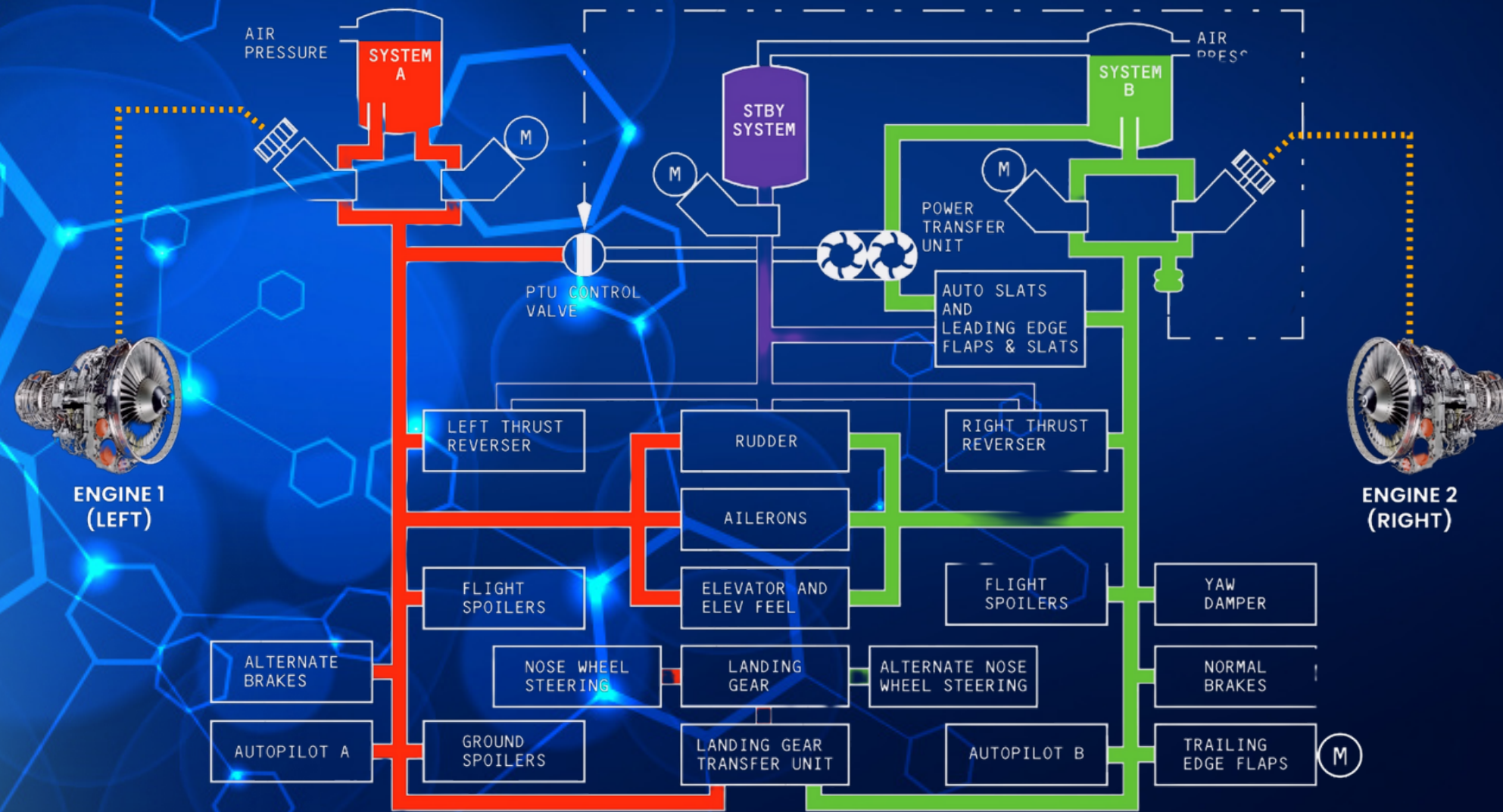
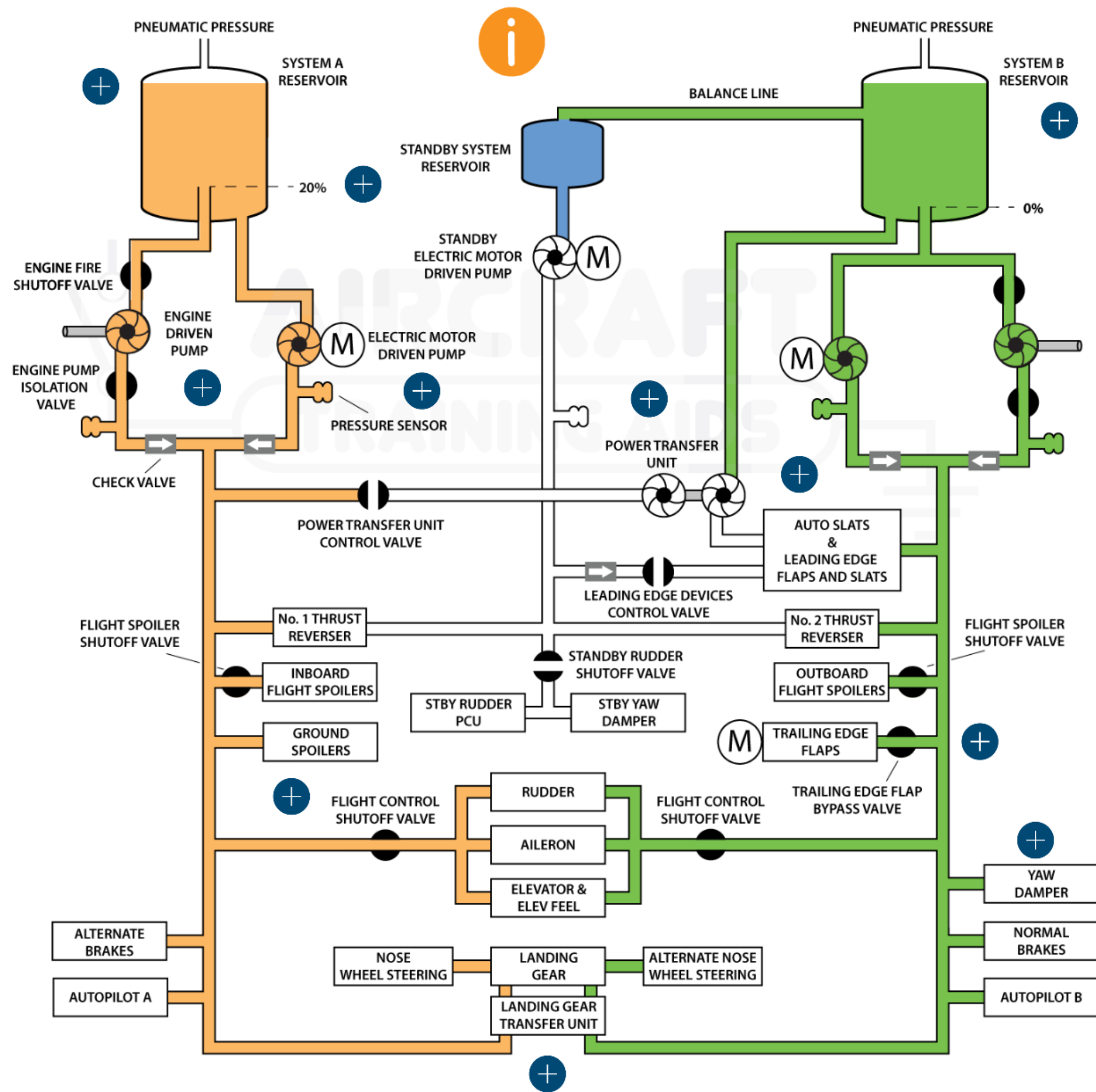


NNC 13.0

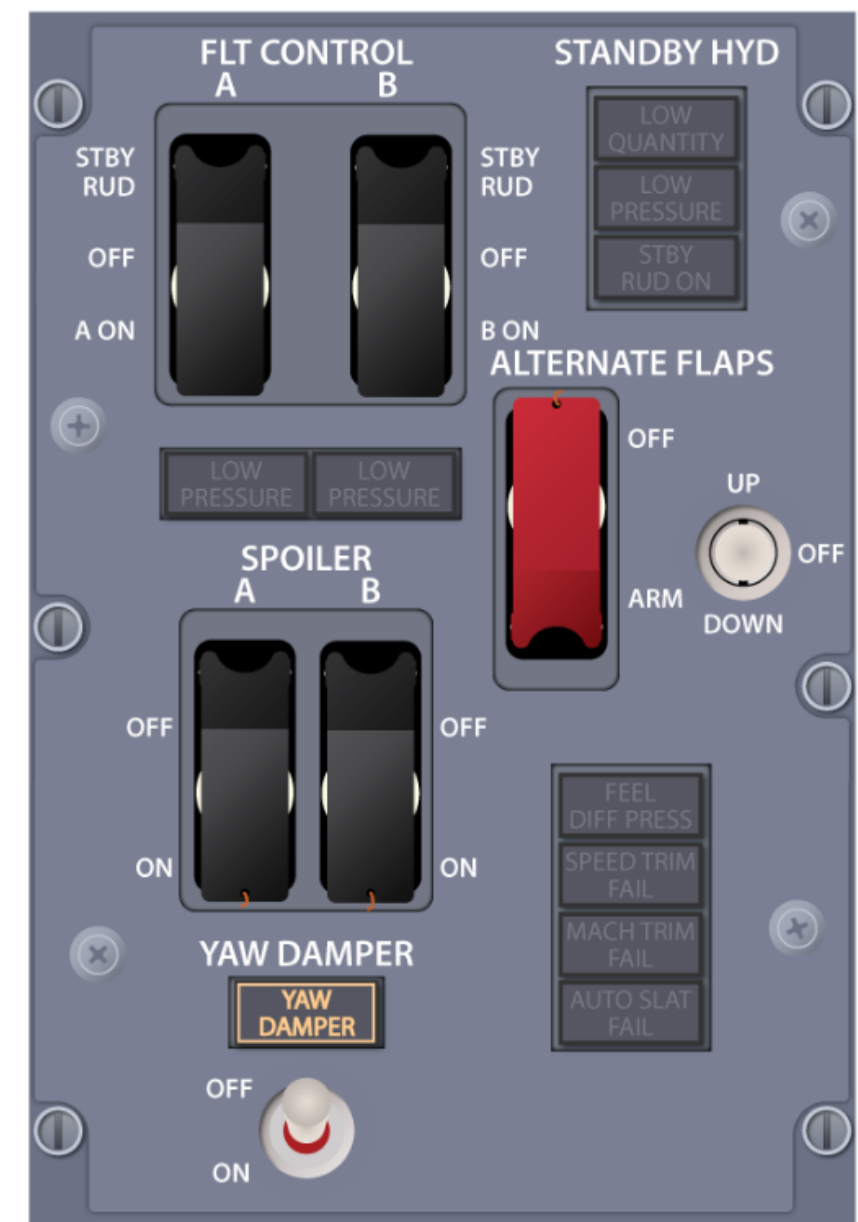
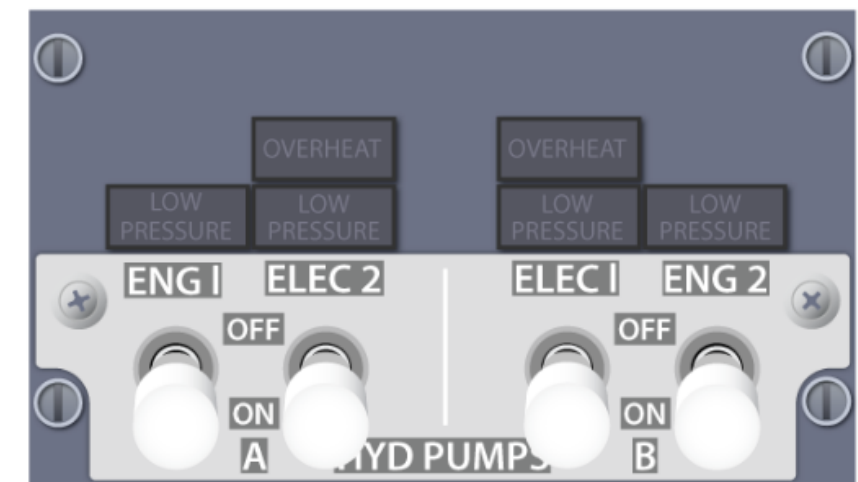


SYSTÈME

HYDRAULIQUE



* Reference only not to be used for flight



HYDRAULIC		
	A	B
QTY %	100	100
PRESS	2990	3010



INTRODUCTION

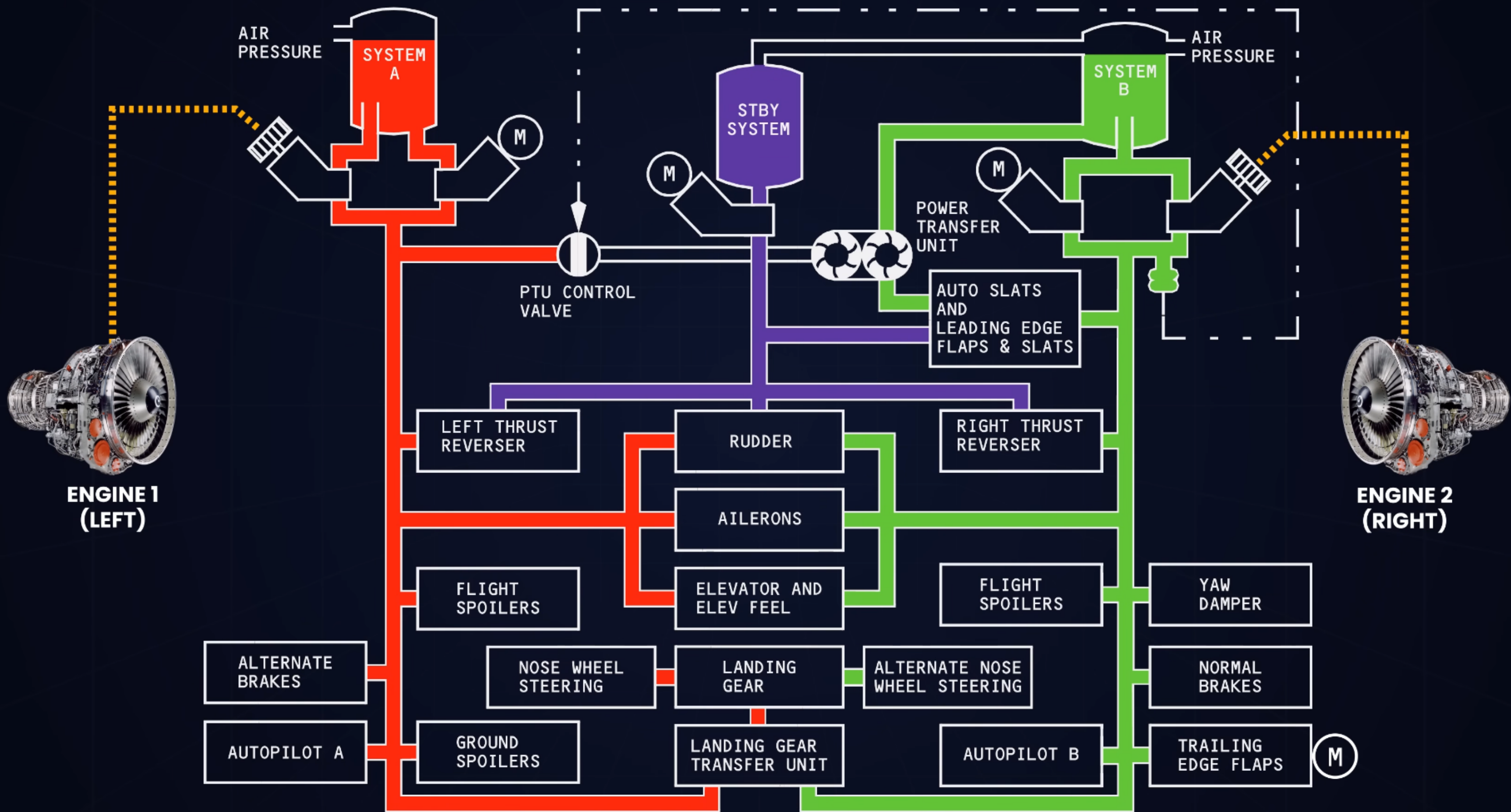


Le Boeing 737-800 est équipé de **trois systèmes hydrauliques** : A, B et de secours (STANDBY). Le système de secours est conçu pour prendre le relais en cas de perte de pression de l'un ou l'autre des systèmes principaux (A ou B). Ces systèmes hydrauliques alimentent divers composants essentiels à l'opération de l'aéronef, notamment :

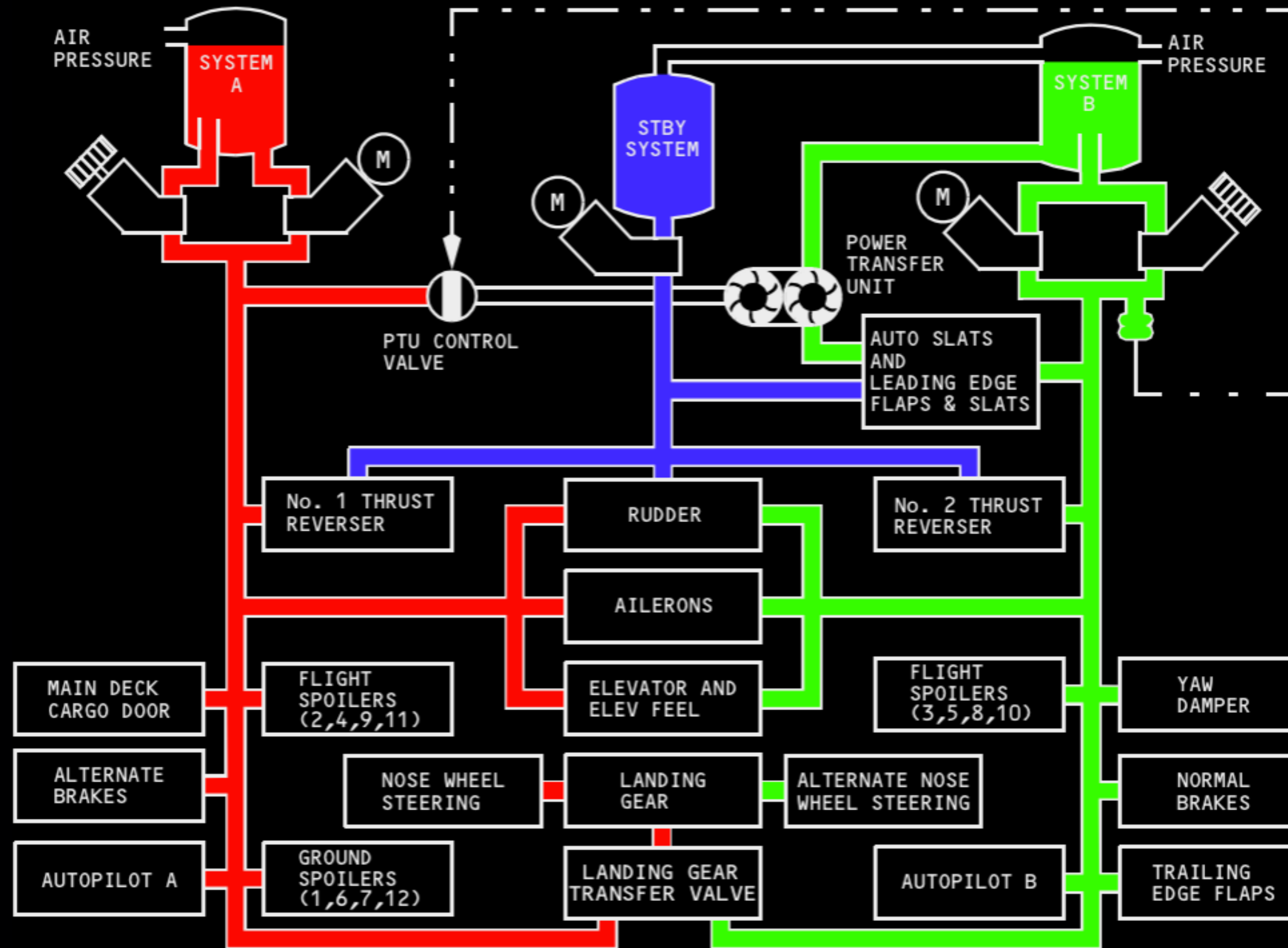
- Les commandes de vol
- Les volets et les becs de bord d'attaque
- Les volets de bord de fuite
- Le train d'atterrissage
- Les freins
- La direction du train avant (nose wheel steering)
- Les inverseurs de poussée
- Le pilote automatique
- La porte de chargement du pont principal (main deck cargo door)

Le système hydraulique **A ou B peut alimenter toutes les commandes de vol sans diminuer la contrôlabilité de l'avion.**

Chaque système hydraulique dispose d'un réservoir de liquide situé dans la zone du train d'atterrissage (main wheel well area). Les réservoirs des systèmes A et B sont pressurisés par de l'air de purge (bleed air). Le réservoir du système de secours (standby) est raccordé au réservoir du système B pour la pressurisation et le servicing (entretien). La pressurisation de tous les réservoirs assure un débit de fluide positif vers toutes les pompes hydrauliques.



HYDRAULIC POWER DISTRIBUTION

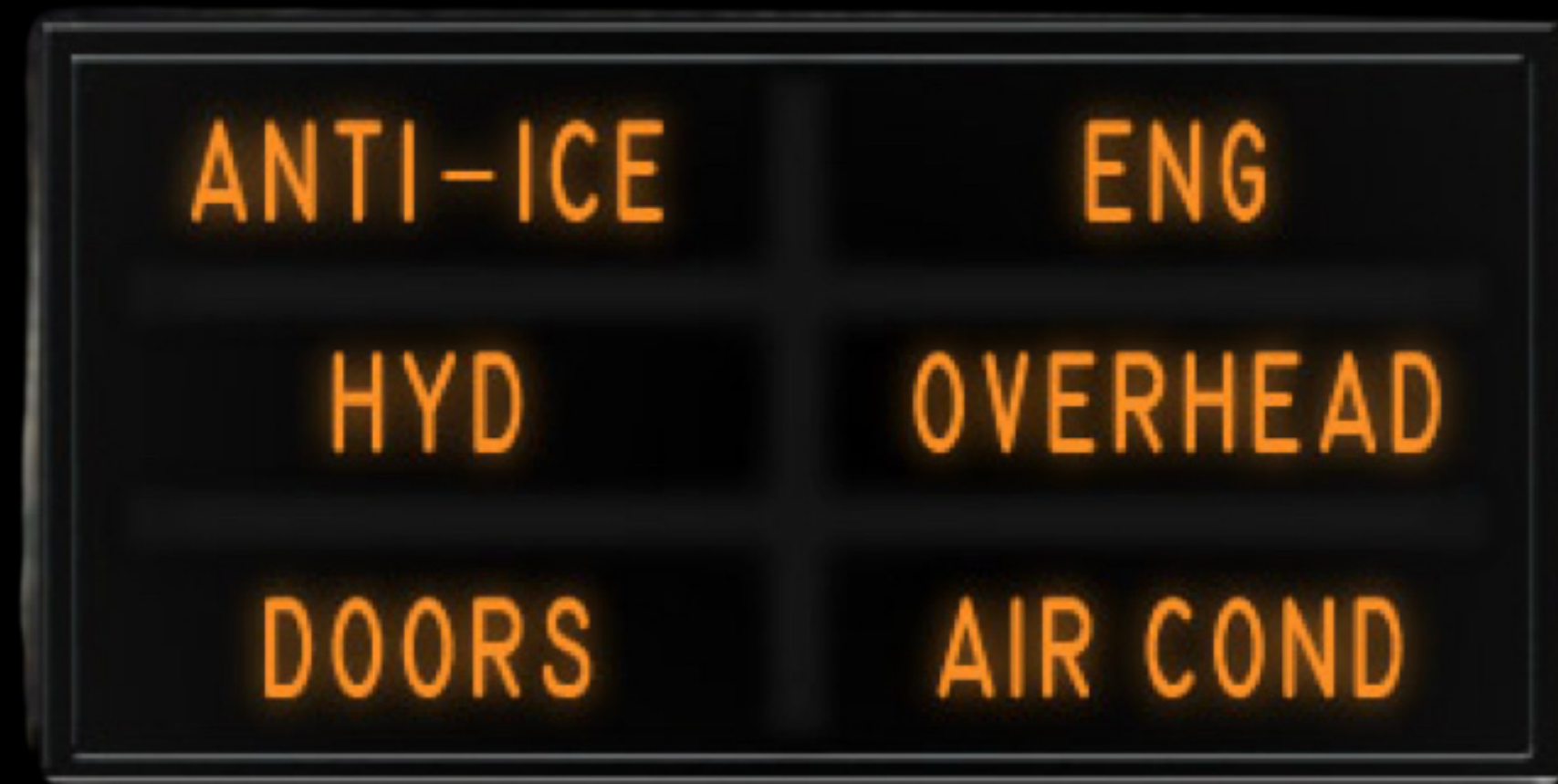
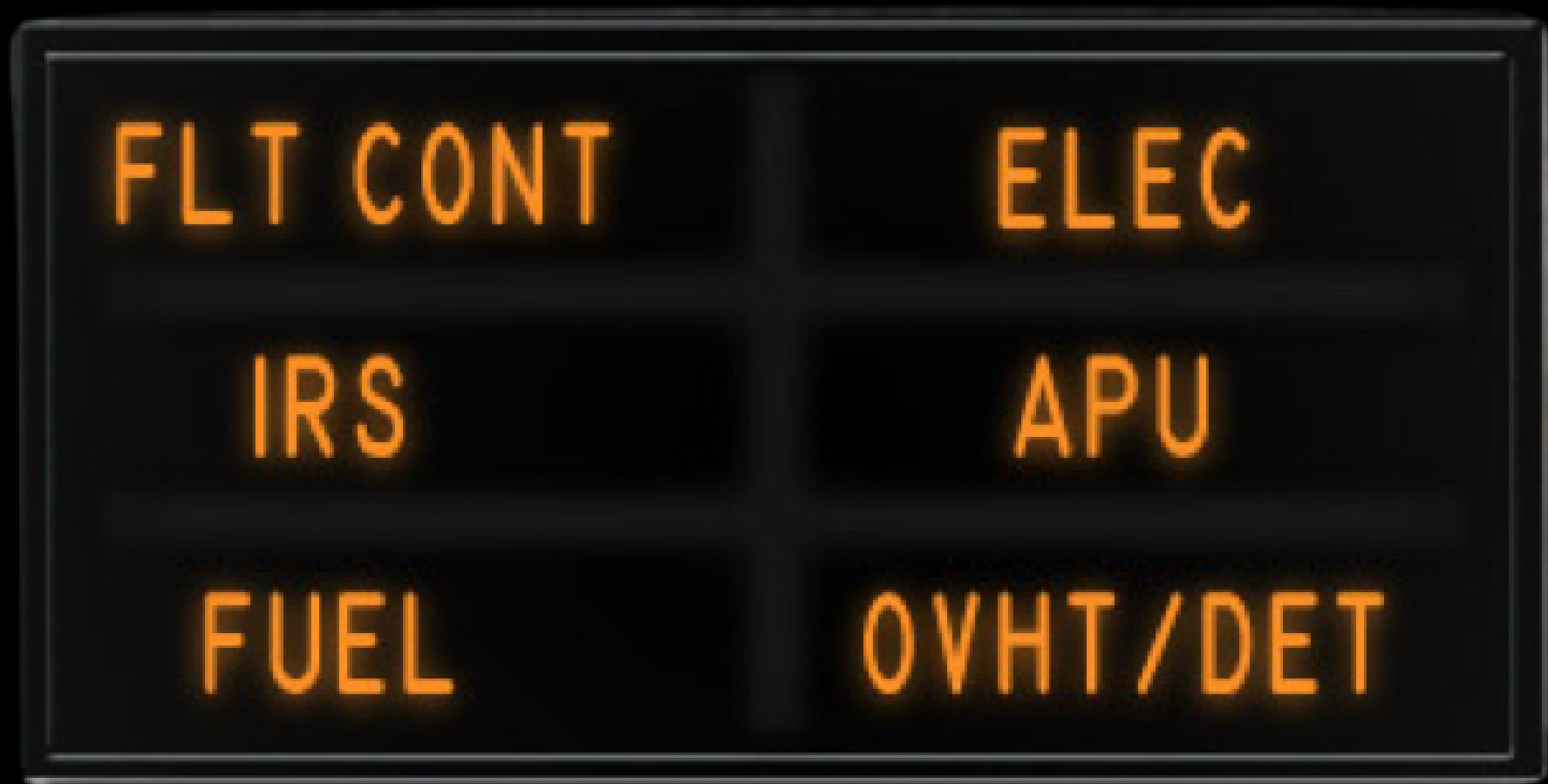


NO TAIL SKID or ONE-POSITION TAIL SKID

Sans rudder modifié



CONDITION:
SYSTEM A LOST, STANDBY SYSTEM AND SYSTEM B PRESSURIZED
STBY RUD ON LIGHT ILLUMINATED



The image shows a close-up of the cockpit instrument panel for the Airbus A320neo, specifically the engine and brake systems. The panel is dark grey with various gauges, buttons, and indicators. On the left, there is a 'FUEL FLOW' gauge with a 'RESET' button and a 'SELECTOR' knob with 'L' and 'R' positions. In the center, there is an 'AUTO BRAKE' selector with 'DISARM' and 'INOP' positions. To the right, there is a 'BRAKE TEMP' and 'TIRE PRESSURE' indicator, a 'BRAKE PRESS' gauge, and a 'SELECTOR' knob with 'L' and 'R' positions. The 'SYS' button is highlighted with a yellow box.

OVERHEAT

OVERHEAT

LOW
PRESSURE

LOW
PRESSURE

LOW
PRESSURE

LOW
PRESSURE

ENG 1

ELEC 2

ELEC 1

ENG 2

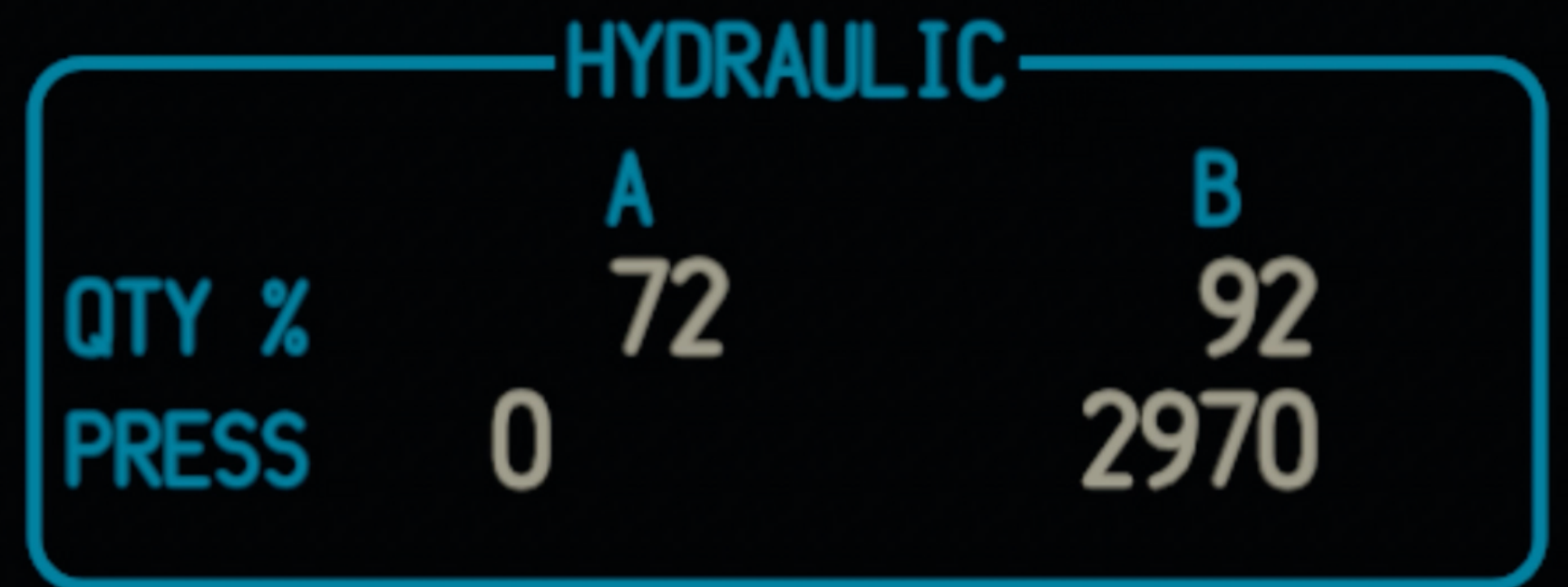
OFF

OFF

ON

ON

HYD PUMPS



**REPRENONS
DEPUIS**



LE DÉBUT !

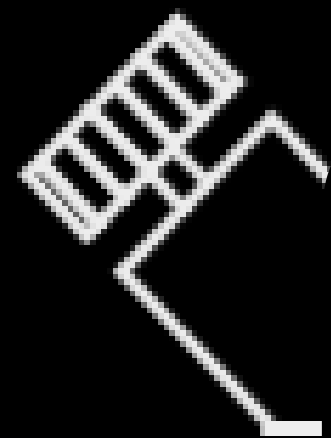


POMPES HYDRAULIQUES A ET B



Les systèmes hydrauliques A et B sont tous deux équipés d'une **pompe entraînée par un moteur** et d'une pompe entraînée **par un moteur électrique à courant alternatif**. La pompe à moteur du système A est alimentée par le moteur n° 1 et la pompe à moteur du système B est alimentée par le moteur n° 2. Les pompes hydraulique entraînées par le moteur fournit environ **6 fois le volume de fluide** de la pompe hydraulique entraînée par un moteur électrique.

L'interrupteur marche/arrêt de la pompe ENG 1 (système A) ou ENG 2 (système B) contrôle la pression de sortie de la pompe entraînée par le moteur. Le positionnement de l'interrupteur sur OFF isole le débit de fluide des composants du système. Cependant, la pompe entraînée par le moteur continue de tourner tant que le moteur fonctionne. Tirer sur l'interrupteur d'incendie du moteur (engine fire switch) coupe le débit de fluide vers la pompe entraînée par le moteur et désactive le voyant BASSE PRESSION associé.



EDP :
Pompe mécanique



EMDP :
Pompe électrique

POMPES HYDRAULIQUES À **MOTEUR ÉLECTRIQUE**

[Option **Abex**] 

L'interrupteur marche/arrêt de la pompe ELEC 2 (système A) ou ELEC 1 (système B) contrôle la pompe à moteur électrique correspondante. Si une surchauffe est détectée dans l'un ou l'autre des systèmes, le voyant OVERHEAT correspondant s'allume.

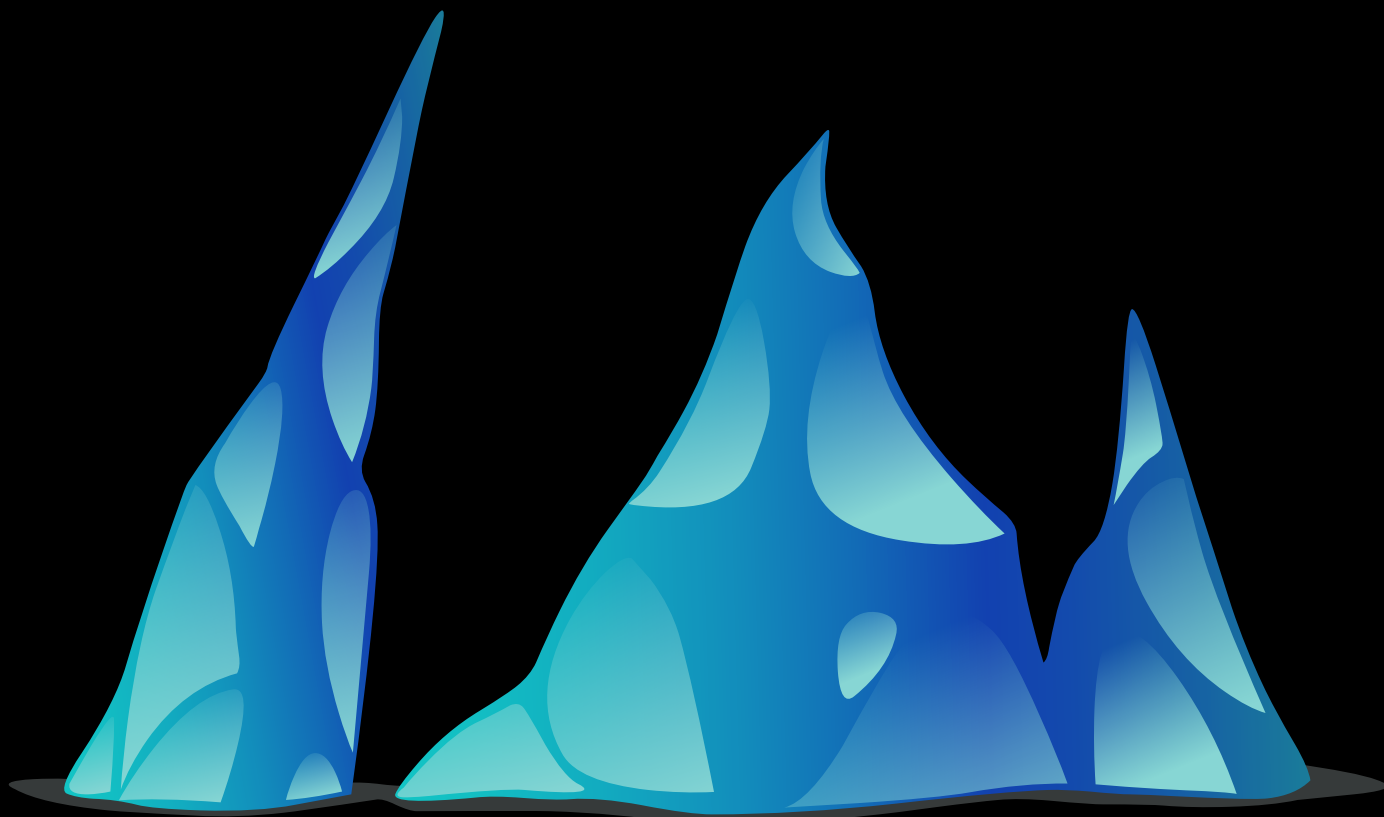
[Option **Vickers ou Eaton**] 

L'interrupteur marche/arrêt de la pompe ELEC 2 (système A) ou ELEC 1 (système B) contrôle la pompe à moteur électrique correspondante. Si une surchauffe est détectée dans l'un ou l'autre des systèmes, le voyant OVERHEAT correspondant s'allume, **l'alimentation de la pompe est coupée** et le voyant BASSE PRESSION s'allume.

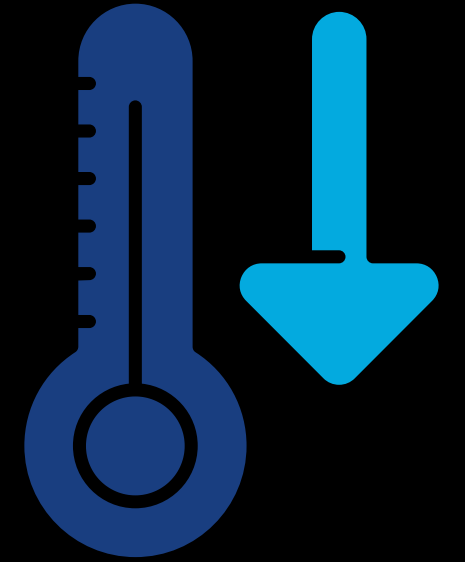


REMARQUE

La perte d'une pompe hydraulique entraînée par un moteur et une forte demande sur le système peuvent entraîner un éclairage intermittent du voyant **LOW PRESSURE** pour la pompe hydraulique entraînée par un moteur électrique restante. Le voyant **LOW PRESSURE** des commandes de vol, le voyant d'avertissement principal (Master Caution light) et les voyants d'avertissement des systèmes **FLT CONT** et **HYD** s'allument également.



REFROIDISSEMENT ET LUBRIFICATION DES POMPES



Le fluide hydraulique utilisé pour le refroidissement et la lubrification des pompes traverse un échangeur de chaleur avant de retourner au réservoir. L'échangeur de chaleur du système A est situé dans le réservoir de carburant principal n° 1 et celui du système B dans le réservoir de carburant principal n° 2.

ATTENTION : La quantité minimale de carburant pour le fonctionnement au sol des pompes à moteur électrique est de **760 kg / 1 675 lb** dans le réservoir principal correspondant.

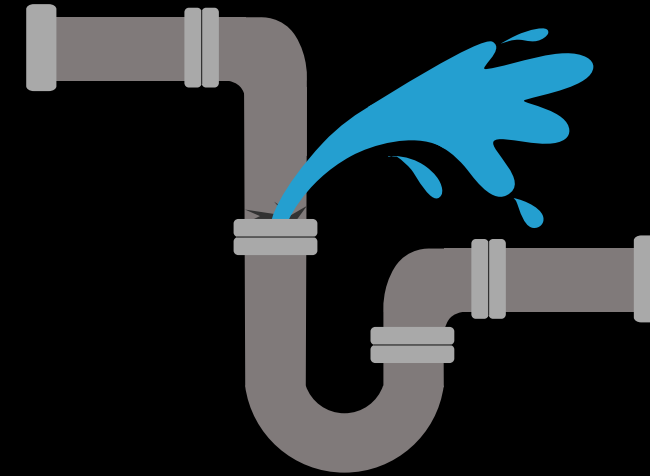


PRESSURE SWITCHES



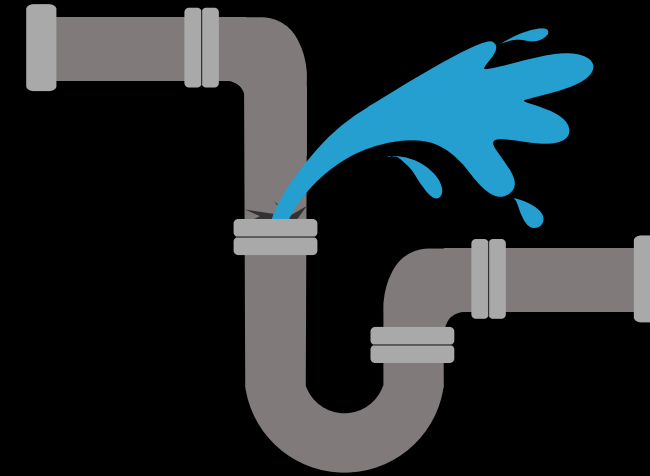
Les « Pressure switches », situés dans les lignes de sortie des pompes entraînées par le moteur et par le moteur électrique, envoient des signaux pour allumer le voyant **LOW PRESSURE** correspondant si la pression de sortie de la pompe est faible. Un clapet anti-retour, situé dans chaque ligne de sortie, isole la pompe concernée du système. Le transmetteur de pression du système associé envoie la pression combinée de la pompe entraînée par le moteur et de la pompe entraînée par le moteur électrique à l'indication de pression du système hydraulique associé.

Fuite hydraulique du système A



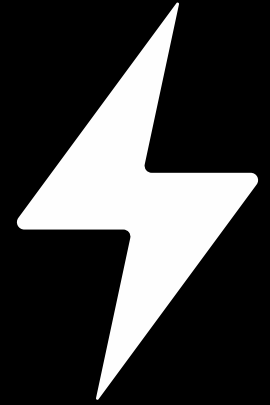
Si une fuite se développe dans la pompe entraînée par le moteur ou dans ses conduites associées, un tuyau de refoulement dans le réservoir empêche une perte totale de liquide du système. Avec le niveau de liquide au sommet du tuyau d'alimentation, la quantité du réservoir affichée indique environ **20 %** de remplissage. La pression hydraulique du système A est maintenue par la pompe à moteur électrique. Si une fuite se développe dans la pompe à moteur électrique ou dans ses conduites associées, ou dans les composants communs à la fois au moteur et aux pompes à moteur électrique, la quantité dans le réservoir diminue progressivement jusqu'à **zéro** et toute la pression du système est perdue.

Fuite hydraulique du **système B**



Si une fuite se développe dans la pompe, la conduite ou le composant du système B, la quantité diminue jusqu'à ce qu'elle indique environ **zéro** et la pression du système B est perdue. Le réservoir du système B possède un tuyau vertical qui alimente en fluide à la fois la pompe entraînée par le moteur et la pompe entraînée par le moteur électrique. Cependant, avec le niveau de liquide au sommet du tube vertical, le liquide restant dans le réservoir du système B est suffisant pour le fonctionnement de l'unité de transfert de puissance (power transfer unit...PTU). Une fuite dans le système B n'affecte pas le fonctionnement du système hydraulique de secours.

Unité de transfert de puissance (**Power Transfer Unit**)

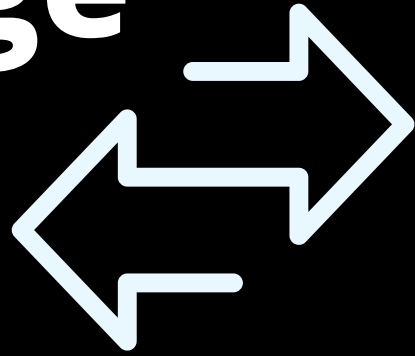


Le but du PTU est de fournir le volume supplémentaire de fluide hydraulique nécessaire pour faire fonctionner les becs automatiques et les volets et becs de bord d'attaque (autoslats and leading edge flaps and slats) au débit normal lorsque la pompe hydraulique entraînée par le moteur du système B est inopérante. **Le PTU utilise la pression du système A pour alimenter une pompe à moteur hydraulique, qui pressurise le fluide hydraulique du système B.**

Le PTU fonctionne automatiquement lorsque toutes les conditions suivantes sont remplies :

- * la pression hydraulique de la pompe entraînée par le moteur du système B chute sous les limites
- * Lorsque l'avion est en vol
- * les volets sont inférieurs à 15, mais pas à zéro.

Vanne de transfert du train d'atterrissage (**Landing Gear Transfer Valve**)



Le but de la vanne de transfert du train d'atterrissage est de fournir le volume de liquide hydraulique nécessaire pour monter le train d'atterrissage à la vitesse normale lorsque le volume de la pompe entraînée par le moteur du **système A est perdu**. La pompe entraînée par le moteur du système B fournit le volume de liquide hydraulique nécessaire pour actionner la soupape de transfert du train d'atterrissage lorsque toutes les conditions suivantes sont réunies :

- * l'avion est en vol
- * le régime du moteur n° 1 tombe en dessous d'une valeur limite
- * le levier du train d'atterrissage est positionné vers le haut
- * le train d'atterrissage principal n'est pas relevé et verrouillé.

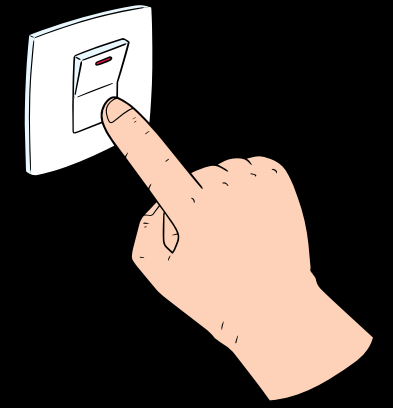
Systeme hydraulique de secours (Standby Hydraulic System)



Le système hydraulique de secours (Standby) est fourni en secours en cas de perte de pression du système A et/ou B. Le système de secours peut être activé manuellement ou automatiquement et utilise **une seule pompe à moteur électrique** pour alimenter :

- * inverseurs de poussée (thrust reversers)
- * gouvernail (Rudder)
- * volets et becs de bord d'attaque (leading edge flaps and slats) déploiement seulement
- * amortisseur de lacet de secours (standby yaw damper)

Fonctionnement **manuel**



Positionnement de l'un ou l'autre des commutateurs **FLT CONTROL** sur **STBY RUD**:

- * active la pompe à moteur électrique de secours
- * coupe la pression du système hydraulique associé aux ailerons, aux gouvernes de profondeur et au gouvernail (Rudder) en fermant la soupape d'arrêt des commandes de vol
- * ouvre la soupape d'arrêt du gouvernail (Rudder) de secours (standby rudder shutoff valve)
- * désactive le voyant **LOW PRESSURE** de la commande de vol associée lorsque la soupape d'arrêt du gouvernail de secours s'ouvre
- * permet au système de secours d'alimenter le gouvernail (Rudder) et les inverseurs de poussée (thrust reversers).
- allume les voyants **STBY RUD ON**, Master Caution et Flight Controls (**FLT CONT**).

Positionnement de l'interrupteur principal **ALTERNATE FLAPS** sur **ARM**:

- * active la pompe à moteur électrique de secours (standby electric motor-driven pump)
- * ferme la soupape de dérivation du volet de bord de fuite (trailing edge flap bypass valve)
- * arme l'interrupteur de position ALTERNATE FLAPS
- * permet au système de secours d'alimenter les volets et les becs de bord d'attaque ainsi que les inverseurs de poussée (leading edge flaps and slats and thrust reversers).

Fonctionnement **automatique**



Le fonctionnement automatique est lancé lorsque les conditions suivantes sont remplies :

- * perte du système A ou B, **ET**
- * volets déployés **ET**
- * en vol ou vitesse des roues supérieure à 60 nœuds, **ET**
- * Commutateur FLT CONTROL A ou B Système hydraulique activé

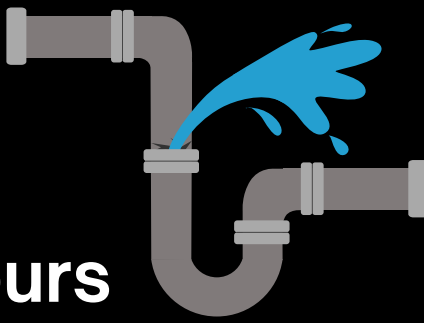
OU :

- les principaux déclenchements du moniteur de combat de force (FFM) du PCU (PCU Force Fight Monitor (FFM))

Fonctionnement automatique :

- * active la pompe à moteur électrique de secours (standby electric motor-driven pump)
- * ouvre la soupape d'arrêt du gouvernail de secours (standby rudder shutoff valve)
- * permet au système de secours d'alimenter le gouvernail (Rudder) et les inverseurs de poussée.
- allume les voyants **STBY RUD ON**, Master Caution et Flight Controls (**FLT CONT**).

Fuite du système hydraulique



Si une fuite se produit dans le système de secours (Standby), la quantité du réservoir de secours diminue à zéro. Le voyant **LOW QUANTITY** s'allume lorsque le réservoir de secours est environ à **moitié vide**. Le système B continue de fonctionner normalement, cependant, l'indication du niveau de liquide du réservoir du système B diminue et se stabilise à environ **70 %** de remplissage (Full).

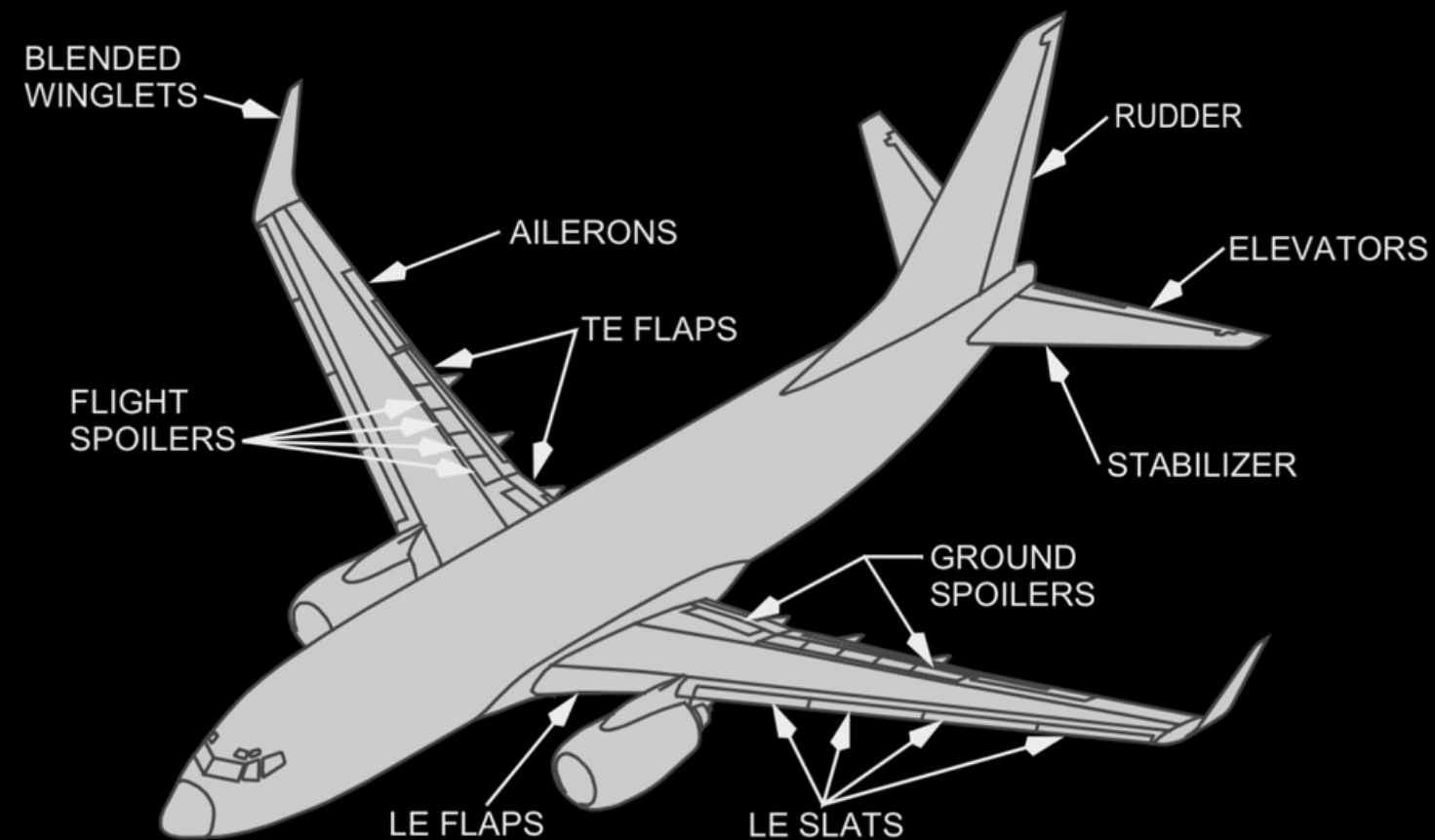
Lors d'un fonctionnement normal, **des variations dans les indications de quantité** hydraulique se produisent lorsque :

- * le système devient pressurisé après le démarrage du moteur.
- * monter ou descendre le train d'atterrissage ou les dispositifs de bord d'attaque (leading edge devices).
- * le « cold soaking » se produit pendant de longues périodes de croisière.

Ces variations ont peu d'effet sur le fonctionnement des systèmes. Si le système hydraulique n'est pas correctement pressurisé, de la mousse peut se produire à des altitudes plus élevées. La formation de mousse « **Foaming** » peut être reconnue par les fluctuations de pression et le clignotement des voyants **LOW PRESSURE** correspondants. Les voyants **MASTER CAUTION** et **HYD** peuvent aussi s'allumer momentanément.

CONCLUSION

Le système hydraulique du Boeing 737-800 est un ensemble complexe et redondant, conçu pour garantir la sécurité et la contrôlabilité de l'aéronef dans diverses situations. Grâce à ses mécanismes de secours et à ses pompes redondantes, il permet de maintenir le fonctionnement des systèmes critiques même en cas de défaillance. La vigilance des pilotes et la compréhension des systèmes hydrauliques sont essentielles pour une opération sécurisée et efficace de l'avion.





BORED AVIATOR STUDENT

DON'T MAKE ME WALK WHEN I WANT TO FLY !