

Défis de conception des compresseurs pour propulsion aéronautique

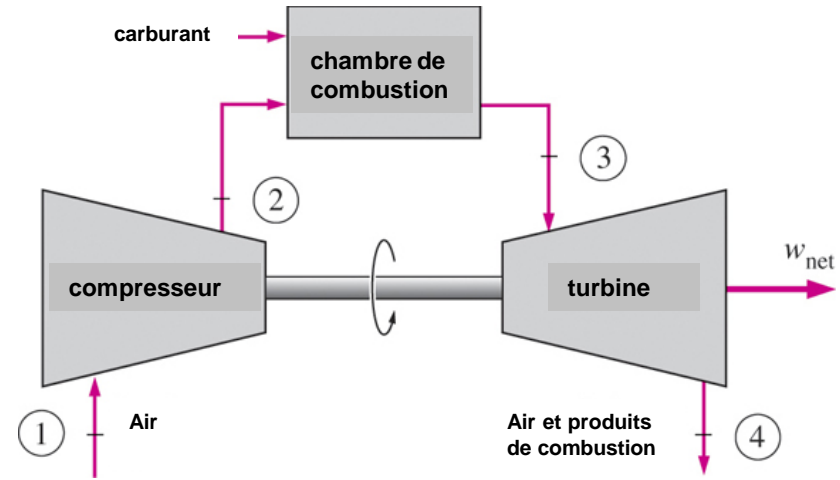
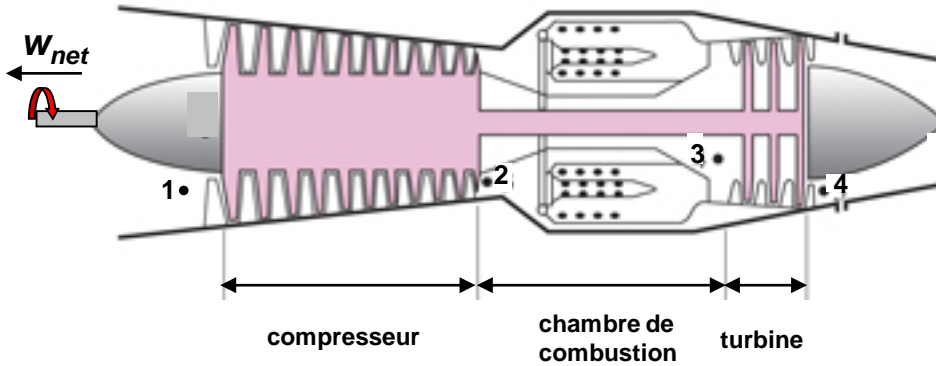
Huu Duc Vo
École Polytechnique de Montréal
Département de génie mécanique
Section aérothermique

MEC8250 - présentation invitée
21 septembre, 2022

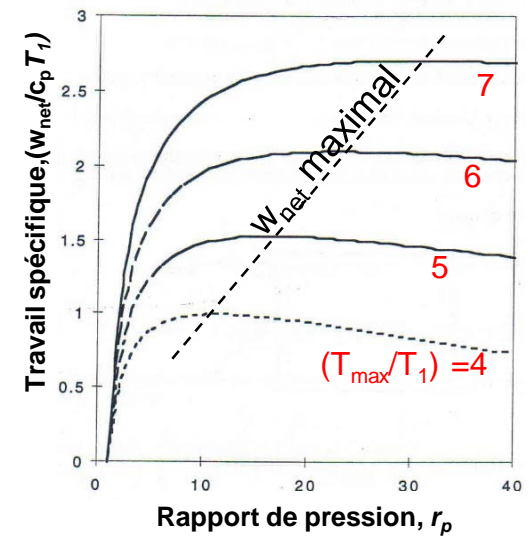
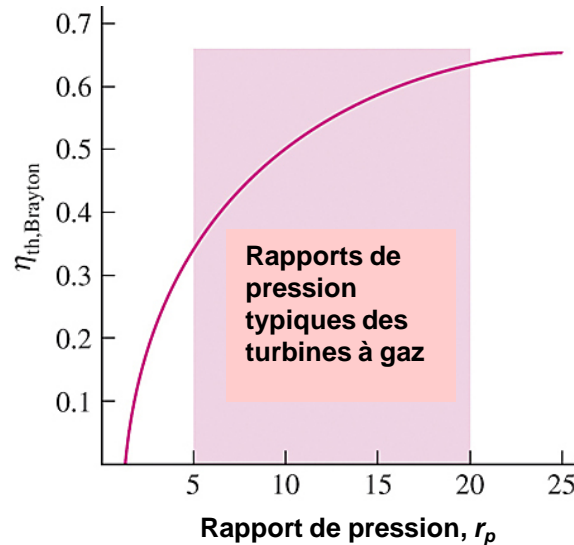
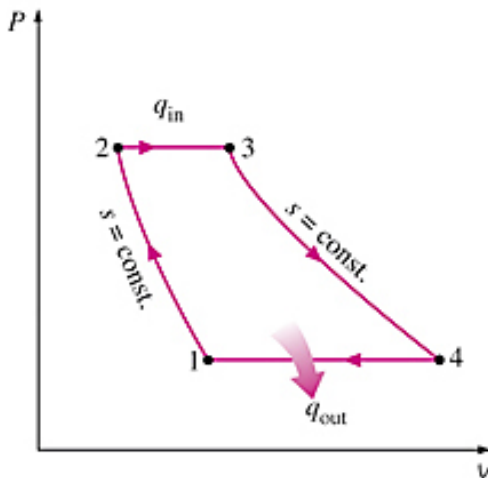
Résumé

- Turbine à gaz
- Turbines à gaz en aéronautique
- Types de compresseurs
- Fonctionnement d'un compresseur axial
- Fonctionnement d'un compresseur centrifuge
- Conception d'un compresseur multi-étage
 - Sélection du point de design
 - Conception de ligne moyenne
 - Opération hors-design
 - Design 3-D
 - Autres considérations
 - Simulations numériques (CFD)
 - Prototypage et développement
- Défis futurs

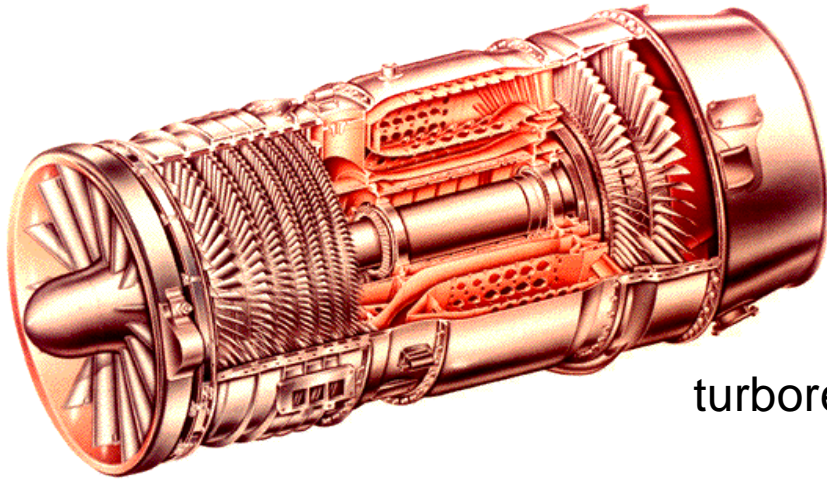
Turbine à gaz



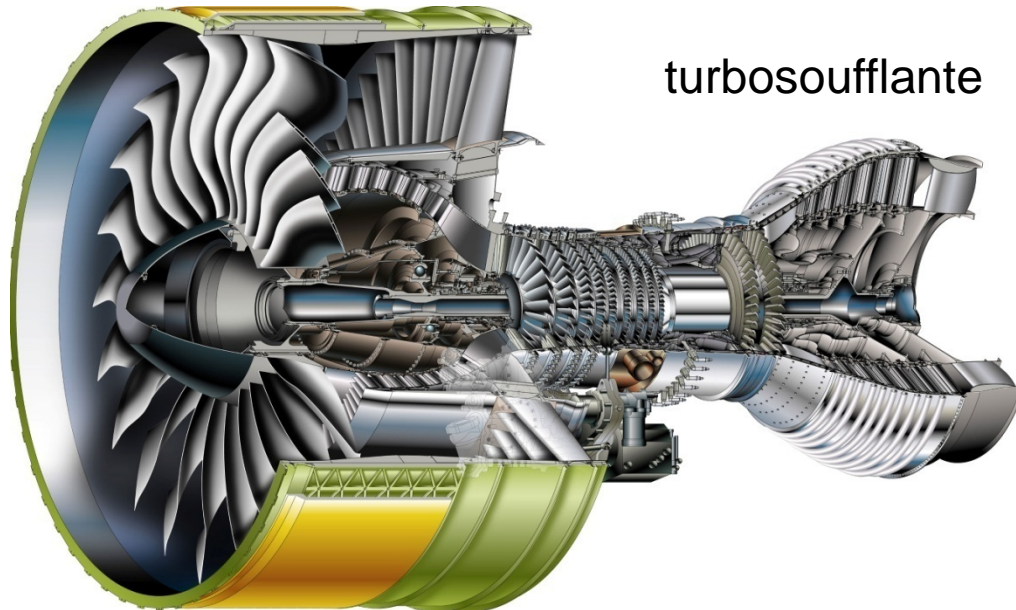
Modélisation par cycle de Brayton



Turbines à gaz en aéronautique

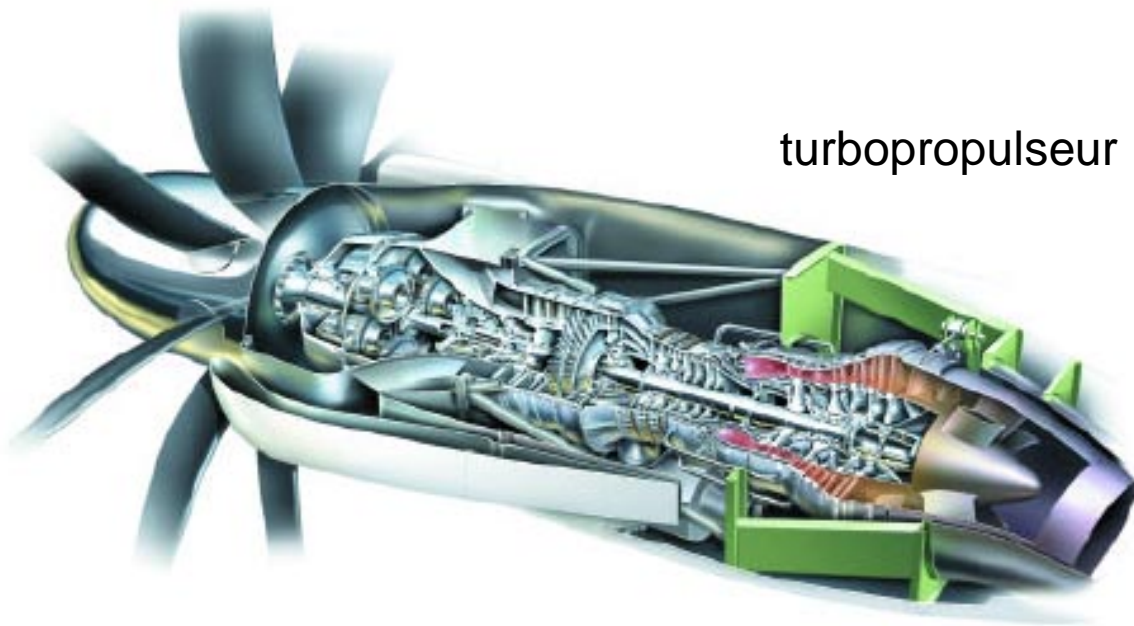


turboréacteur

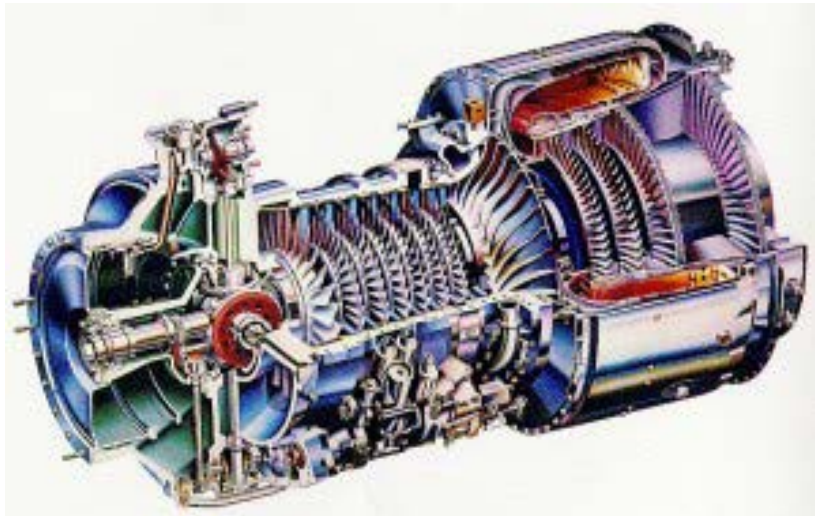


turbosoufflante





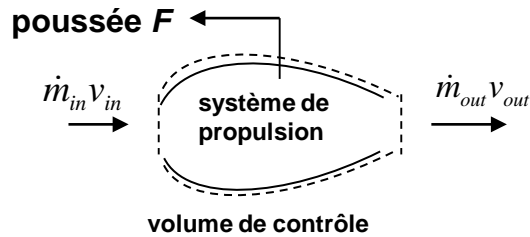
turbopropulseur



turbomoteur



Critères de sélection par application



Poussée (F) :

$$F = \dot{m}_{out} v_{out} - \dot{m}_{in} v_{in} \rightarrow \dot{m}_{out} = \dot{m}_{in} + \dot{m}_{carburant} \approx \dot{m}_{in} \equiv \dot{m} \quad (\dot{m}_{carburant} \ll \dot{m}_{in})$$

$$F \approx \dot{m}(v_{out} - v_{in})$$

$$\rightarrow \dot{W}_{air} = \frac{1}{2} \dot{m}(v_{out}^2 - v_{in}^2) \quad \text{donc } \dot{m} = \frac{2\dot{W}_{air}}{v_{out}^2 - v_{in}^2}$$

$$F \approx \dot{m}(v_{out} - v_{in}) = \frac{2\dot{W}_{air}}{v_{out} + v_{in}} \rightarrow$$

- i) $v_{out} > v_{in}$
- ii) $F \uparrow$ si $v_{out} \uparrow$ ou/et $\dot{m} \uparrow$
- iii) pour même \dot{W}_{air} : $F \uparrow$ si $v_{out} \downarrow$

Efficacité propulsive (η_p) : $\eta_p \equiv \frac{\dot{W}_{avion}}{\dot{W}_{air}} = \frac{F \cdot v_{avion}}{\dot{W}_{air}} = \frac{2\dot{W}_{air}}{v_{out} + v_{in}} \cdot \frac{v_{in}}{\dot{W}_{air}}$

$$\eta_p \equiv \frac{2v_{in}}{v_{out} + v_{in}}$$



iv) $\eta_p \uparrow$ si $v_{out} \downarrow$

avion supersonique: v_{in} élevée donc v_{out} élevée → turboréacteur ou turbosoufflante à très bas taux de dilution

avion subsonique (haute vitesse): $v_{out} \downarrow$, $\dot{m} \uparrow$ → turbosoufflante à haut taux de dilution

avion subsonique (basse vitesse): v_{out} très bas, \dot{m} très haut → turbopropulseur

Augmentation du taux de dilution

Boeing 737-100



Boeing 737-300



Bombardier C-series (version 2005)



Bombardier C-series (version finale)

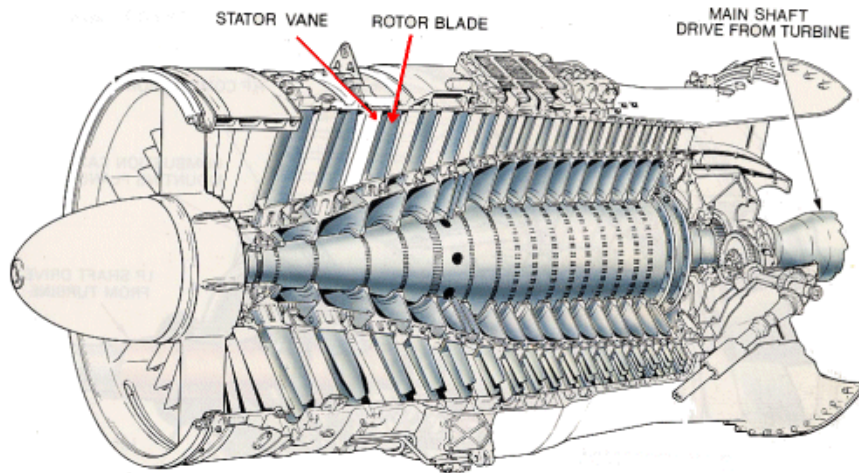


Boeing 777X



Types de compresseurs

1) Compresseur axial



Avantages:

- aire frontale réduite
- rotor plus léger et moins stressé
- rendement par étage élevé

Désavantages:

- taux de pression par étage petit
- plus susceptibles aux instabilités aérodynamiques

2) Compresseur centrifuge



Avantages:

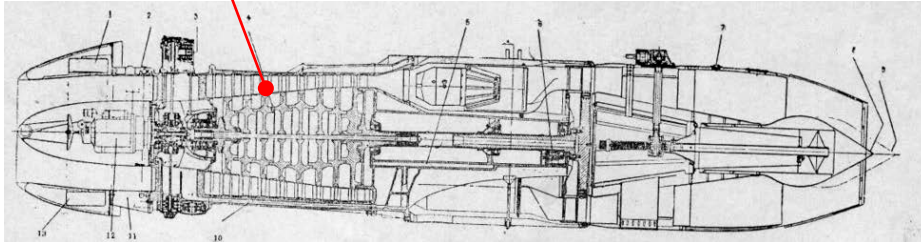
- taux de pression élevé par étage
- plus résistant aux instabilités aérodynamiques

Désavantages:

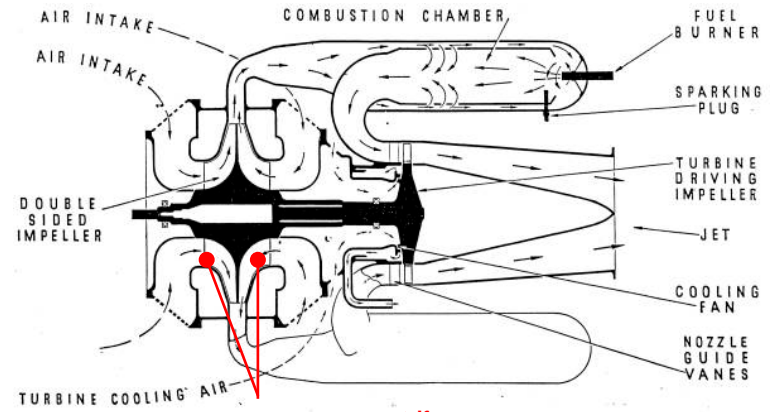
- aire frontale élevée
- rotor lourd et plus stressé
- rendement relativement faible

Premiers turboréacteurs

compresseur axial

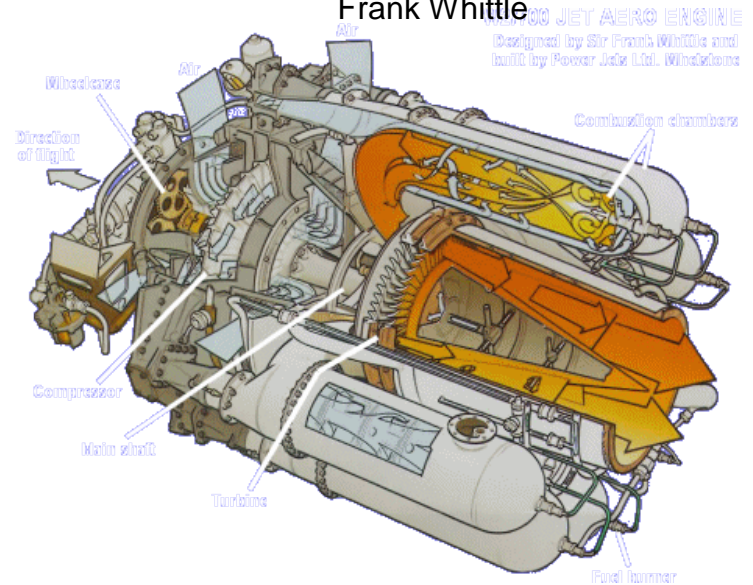
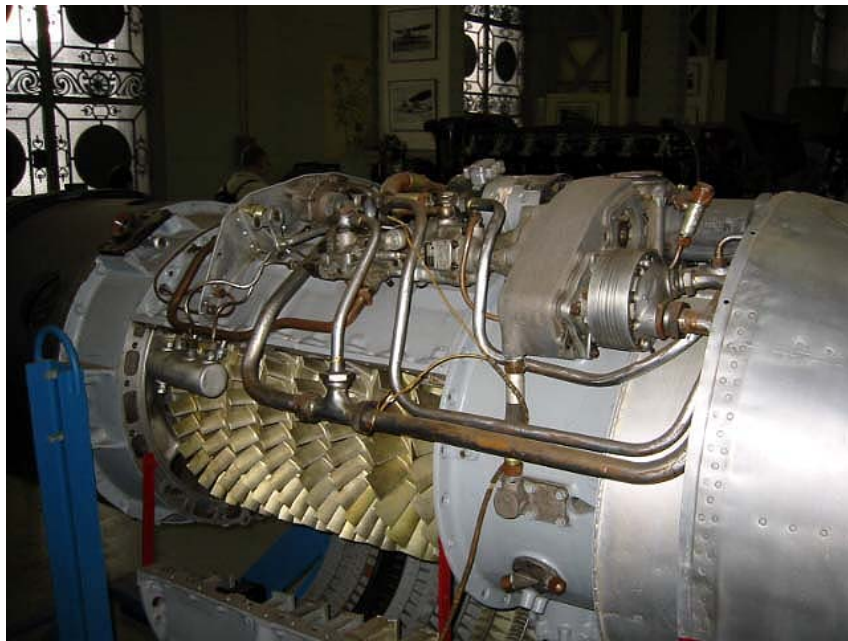


Hans Von Ohain



compresseurs centrifuges

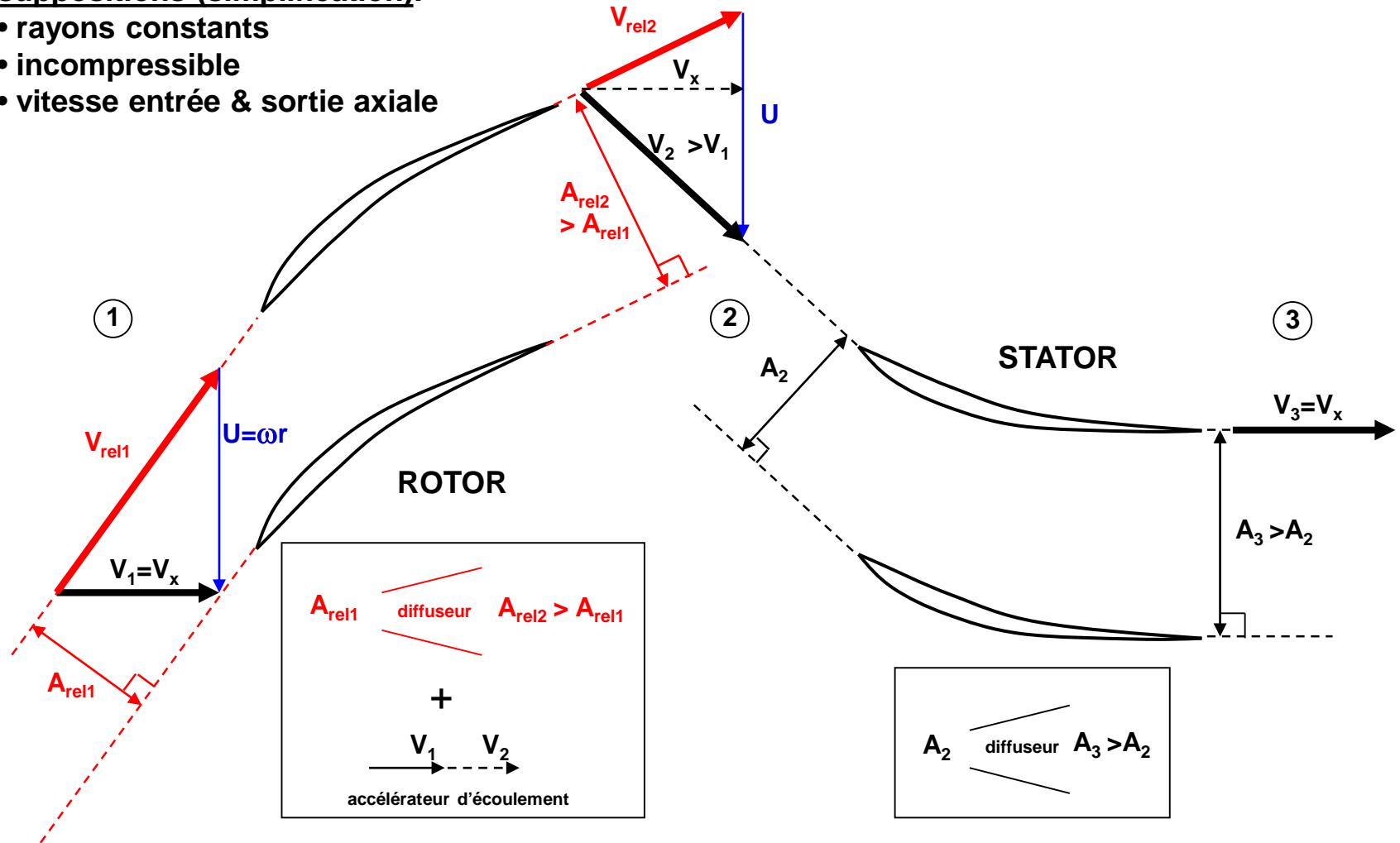
Frank Whittle



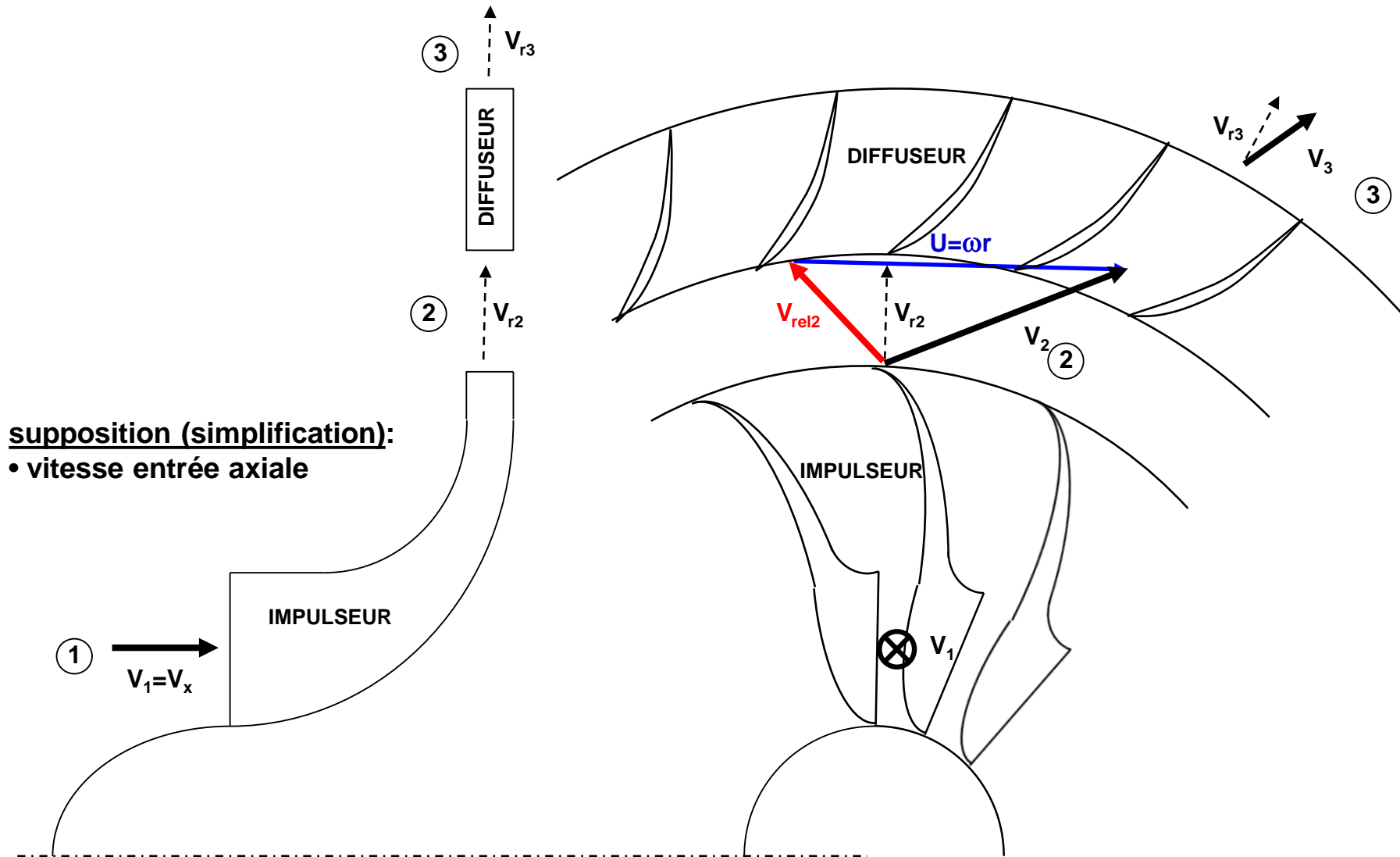
Fonctionnement d'un compresseur axial

suppositions (simplification):

- rayons constants
- incompressible
- vitesse entrée & sortie axiale



Fonctionnement d'un compresseur centrifuge



Conception d'un compresseur multi-étage

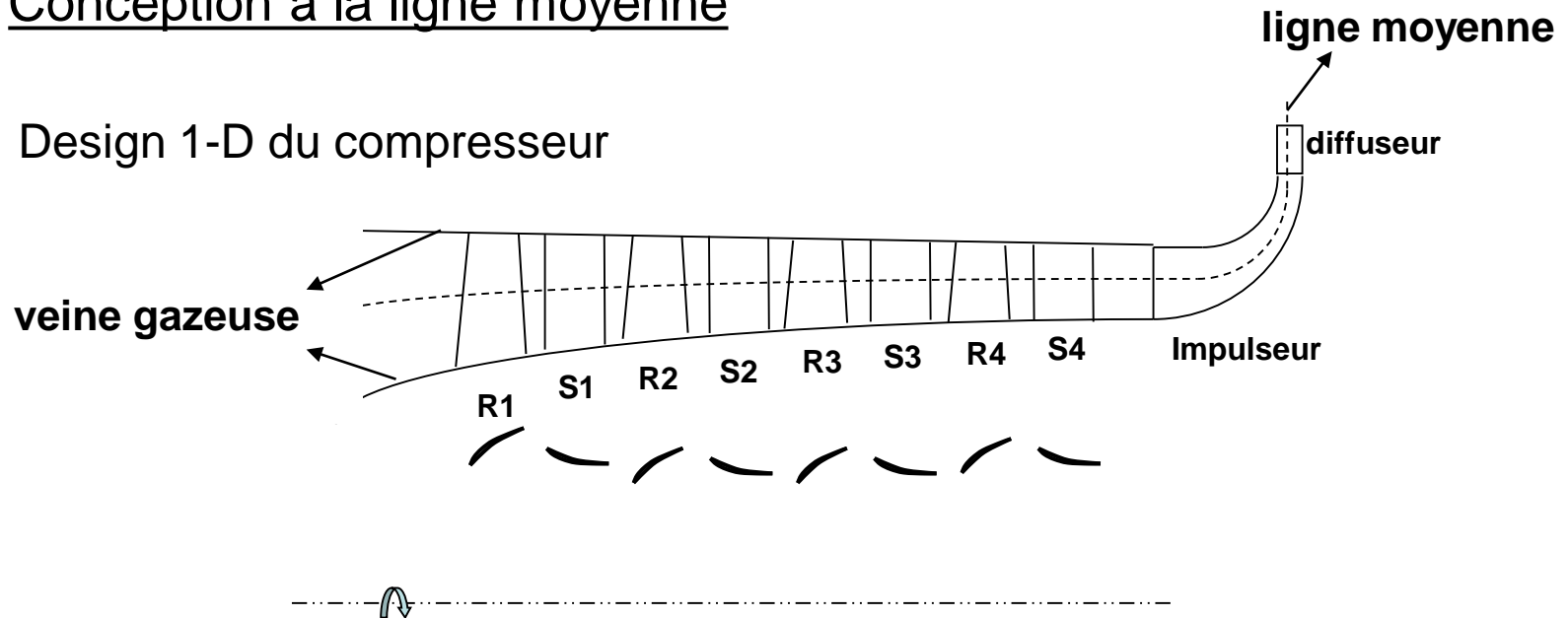
1) Sélection du point de design

Analyse de cycle pour sélectionner deux points importants:

- point de design (point de croisière)
- point de puissance maximale (décollage)

2) Conception à la ligne moyenne

Design 1-D du compresseur

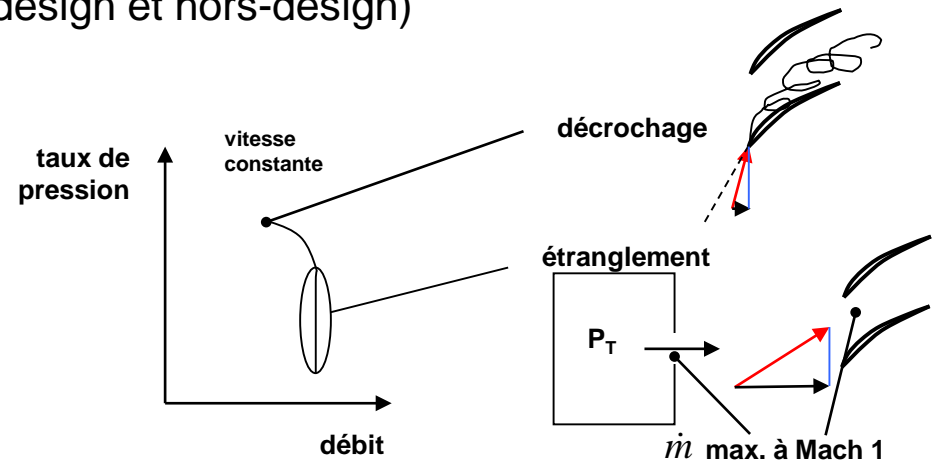
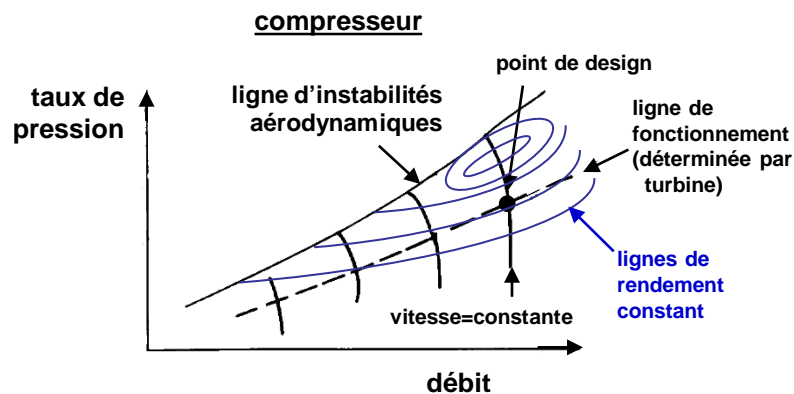


2) Conception à la ligne moyenne (suite)

- Utilité:** - permet de prédire la configuration, la taille, le poids et la performance du/des compresseur(s) et par extension du moteur pour ainsi répondre aux appels d'offres de l'avionneur.
- établir la performance référence pour chaque rangée d'aube

On peut prédire:

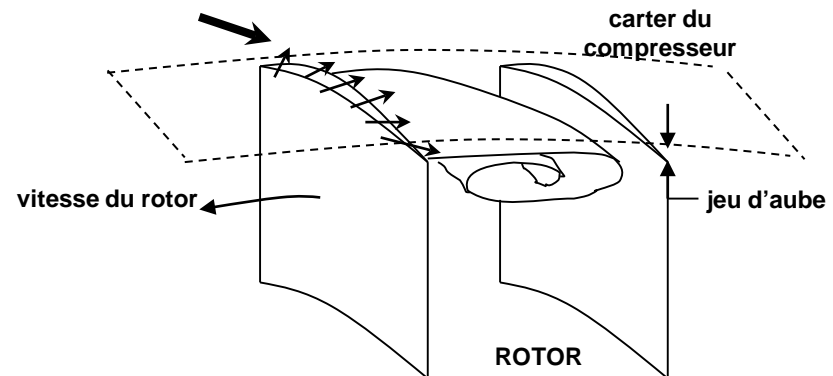
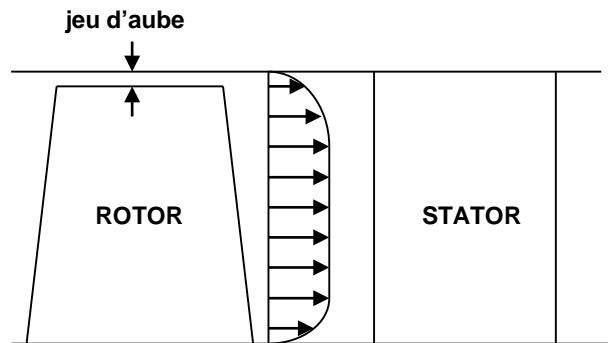
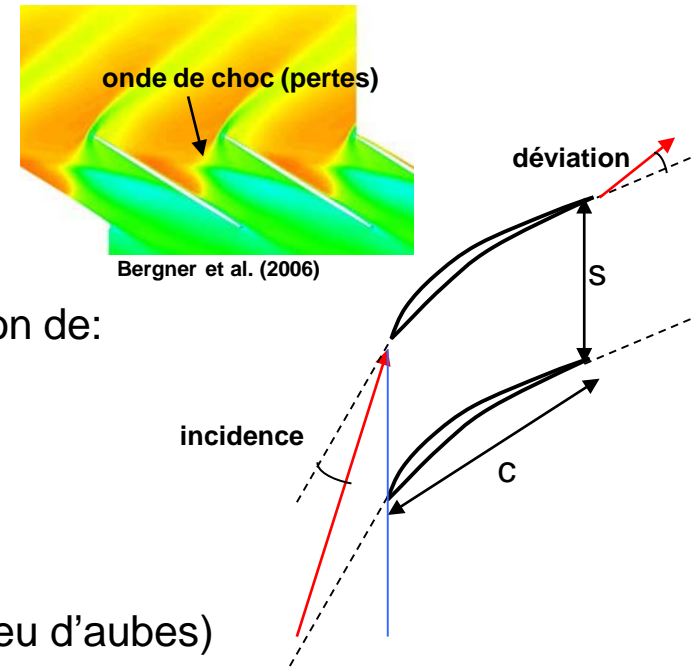
- la forme de la veine gazeuse
- le nombre d'étages et d'aubes par rotor et stator
- la corde et la hauteur des aubes
- la carte du compresseur (qui peut être utilisée avec celle de la turbine dans une analyse de cycle pour prédire la performance du moteur au point de design et hors-design)



2) Conception à la ligne moyenne (suite)

Comment:

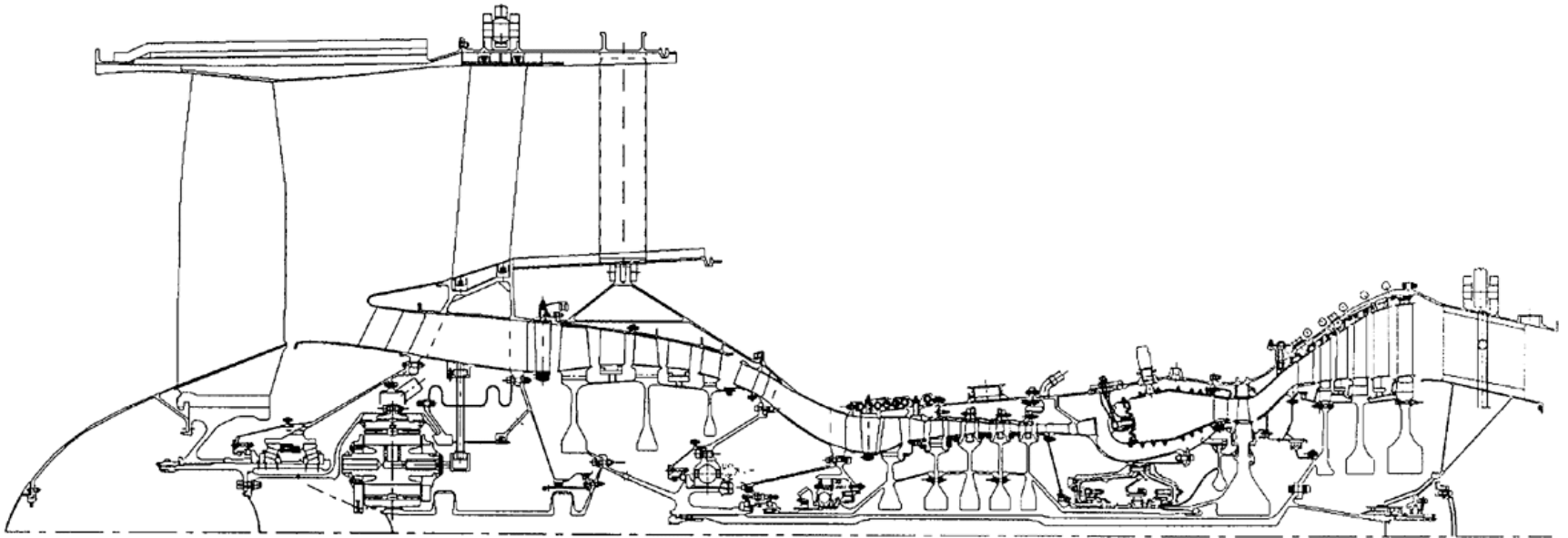
- triangles de vitesse
- corrélations de déviation
- corrélations de pertes de pression totale en fonction de:
 - vitesse d'entrée
 - incidence
 - taux de diffusion
 - facteur de plénitude (c/s)
 - effets 3-D (couches limites carter/moyeu, jeu d'aubes)



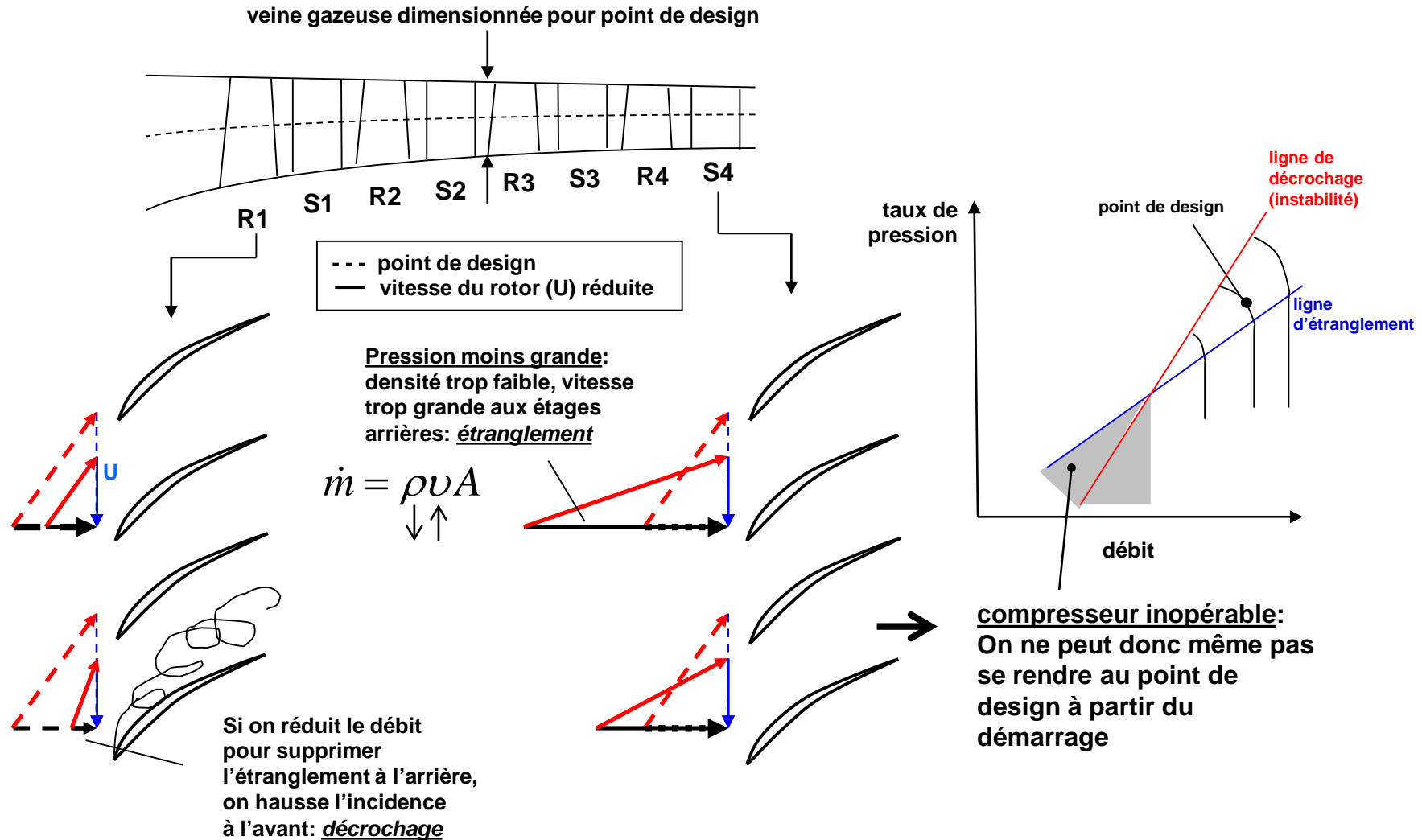
- corrélations pour prédire la ligne d'instabilités aérodynamiques (détails plus loin)

2) Conception à la ligne moyenne (suite)

Avec une conception de la ligne moyenne (compresseurs/soufflante, turbines) , on peut déjà faire un plan d'ensemble du moteur.

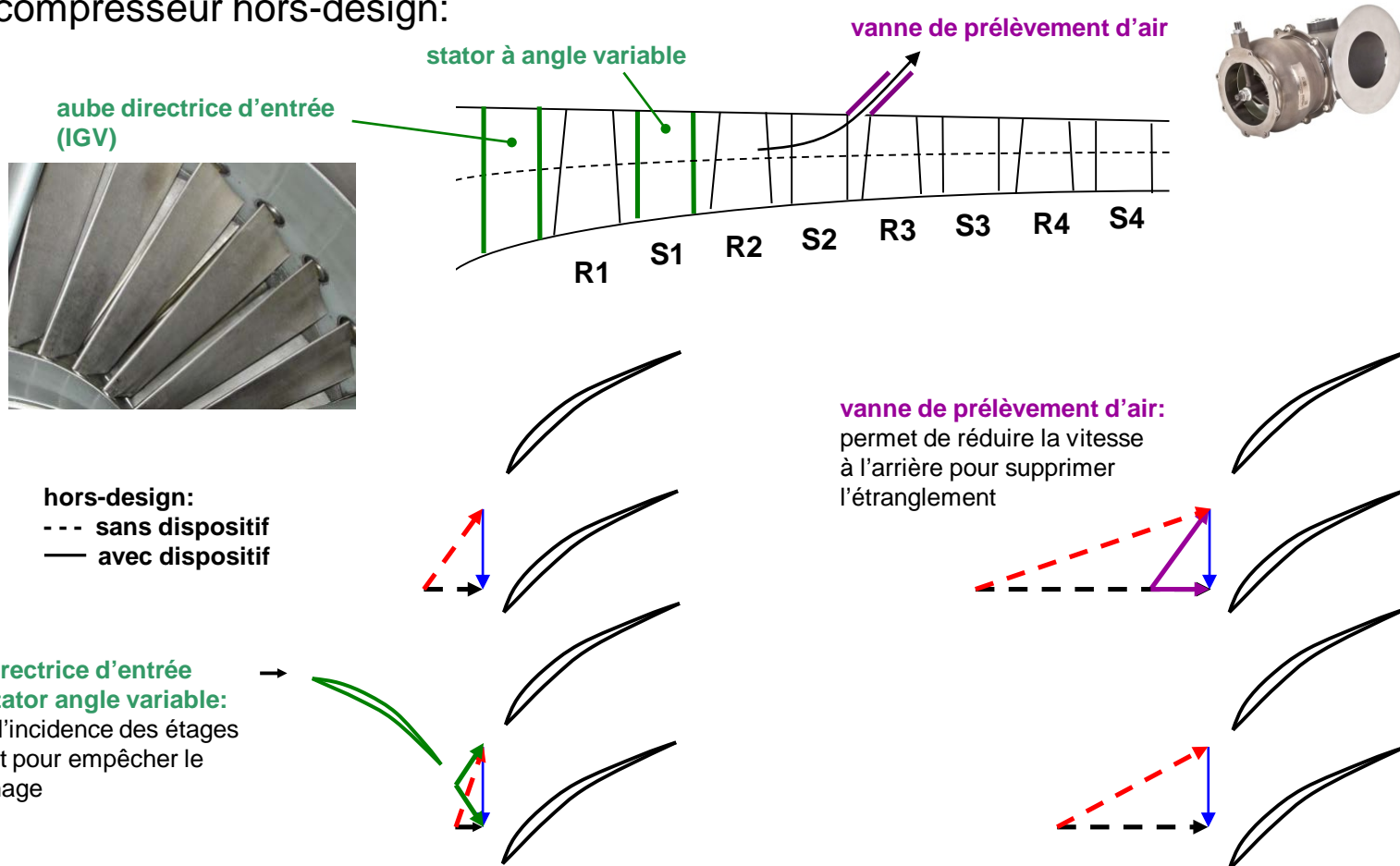


3) Opération hors-design

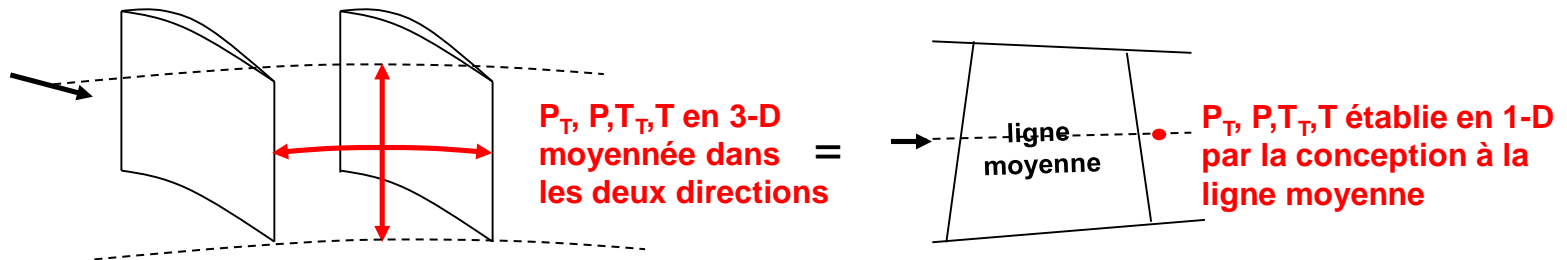


3) Opération hors-design (suite)

Un ou deux dispositifs additionnels sont nécessaires pour faire fonctionner le compresseur hors-design:



4) Design 3-D



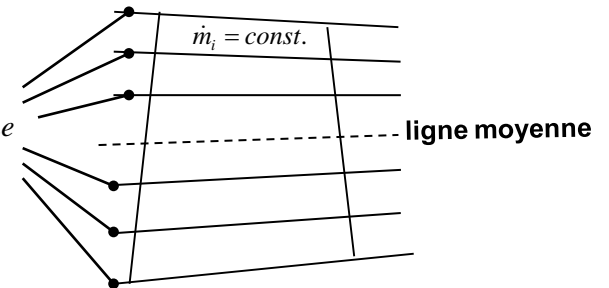
I) Compresseur axial

1) Rotor: Pour un pourcentage d'envergure donné, angle du bord d'attaque déterminé par angle de l'écoulement relative d'entrée et angle du bord de fuite obtenue par deux options:

i) '*Free Vortex*': *travail du rotor sur le fluide est constant avec le rayon*

$$\frac{\dot{W}}{\dot{m}} = \omega(r_2 v_{\theta 2} - r_1 v_{\theta 1}) = \text{const.} = \omega(r_2 v_{\theta 2} - r_1 v_{\theta 1})_{\text{ligne_moyenne}}$$

$$(r_2 v_{\theta 2} - r_1 v_{\theta 1}) = (r_2 v_{\theta 2} - r_1 v_{\theta 1})_{\text{ligne_moyenne}}$$



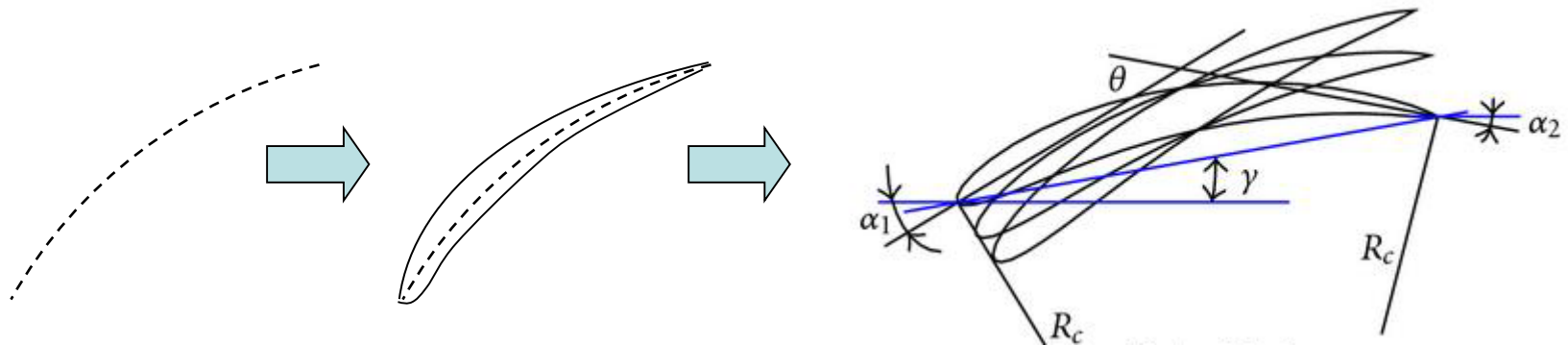
ii) *Distribution radiale désirée*

2) Stator: Pour un pourcentage d'envergure donné, angle du bord d'attaque est déterminé par l'écoulement sortant du rotor et celui du bord de fuite par l'angle désirée de l'écoulement à la sortie du stator

Pour générer la forme 3-D de l'aube, une méthode commune est de, pour chaque pourcentage d'envergure sélectionné:

- dessiner une ligne de cambrure (ex.: arc de cercle) avec l'angles d'entrée et de sortie désirés
- mettre de chaque côté de la ligne de cambrure une épaisseur basée sur celle d'un profil d'aile (ex. de la famille NACA) pour former le profil de l'aube

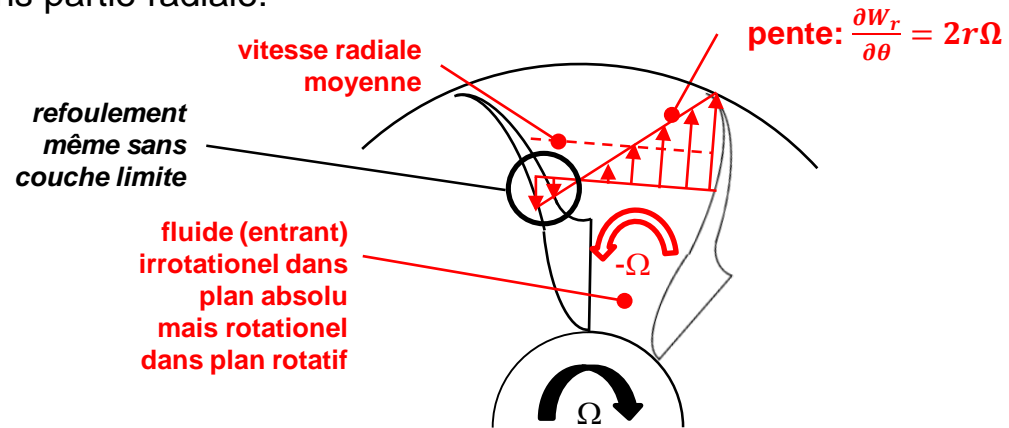
Ensuite, on empile les profils suivant une ligne radiale (standard) ou inclinée/courbée de la façon désirée



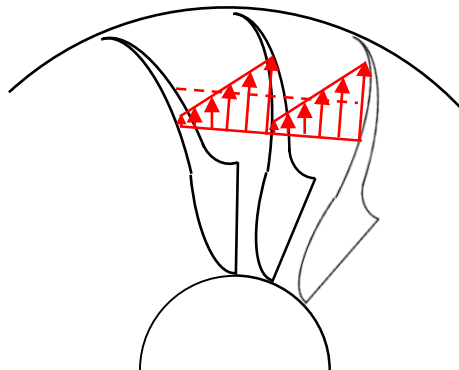
On peut aussi procéder avec une analyse quasi-3D (*throughflow*) pour raffiner le design 3D

II) Compresseur centrifuge

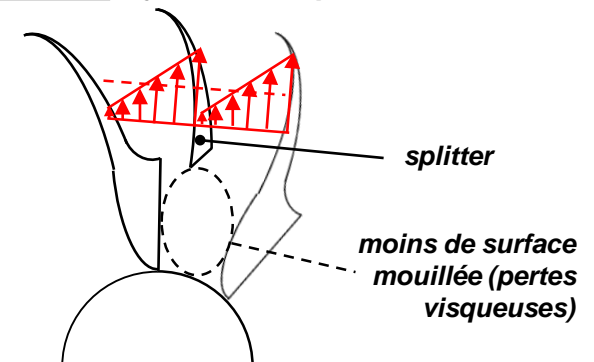
- 1) Impulseur:
- bord d'attaque: distribution radiale d'angle et forme similaire à méthode pour rotor axial
 - bord de fuite: distribution d'angle constant le long de la hauteur de l'aube,
 - entre bord d'attaque et de fuite: pas de méthode géométrique systématique pour déterminer la forme du passage d'aube; modélisation préliminaire pour rapidement itérer cette forme afin de minimiser les chances de décollement de la couche limite sur aubes
 - refoulement dans partie radiale:



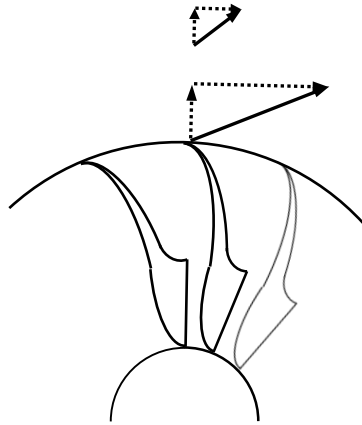
Solution 1: ajouter des aubes



Solution 2: ajouter des 'splitters'



2) Diffuseur: généralement de quatre types:



sans aubes
(vaneless diffuser)



à aubes
(vaned diffuser)



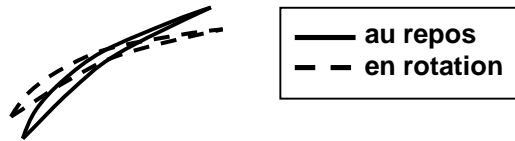
à canaux
(channel diffuser)



à tubes
(pipe diffuser)

5) Autres considérations

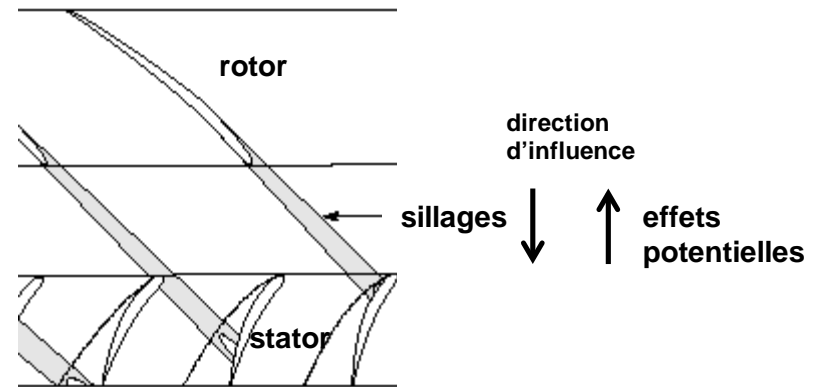
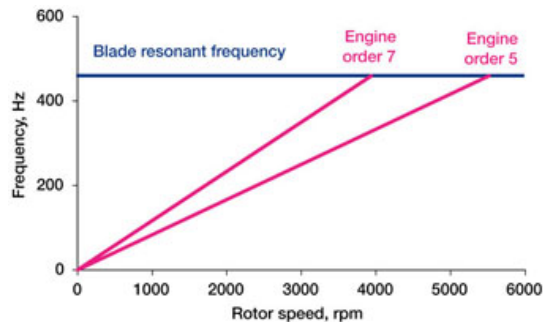
a) Déformation des aubes sous effet centrifuge



Il faut donc usiner les aubes d'une forme différente au repos pour donner la forme voulue au point de design

b) Vibrations: éviter que l'aube entre en résonance à la fréquence des sources de vibrations

i) vibrations synchrones:



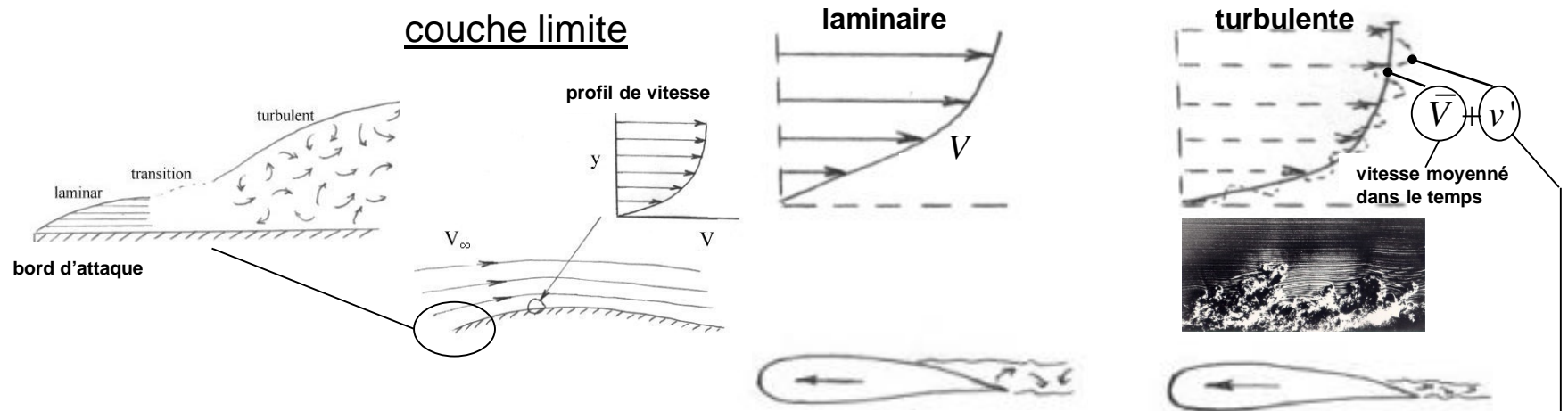
ii) vibrations asynchrones:

- flottement (*flutter*): vibrations aéroélastiques
- vibrations acoustiques (difficile à prédire)
- oscillations de l'écoulement de jeu d'aube (inexpliquées?)



6) Simulations numériques (CFD)

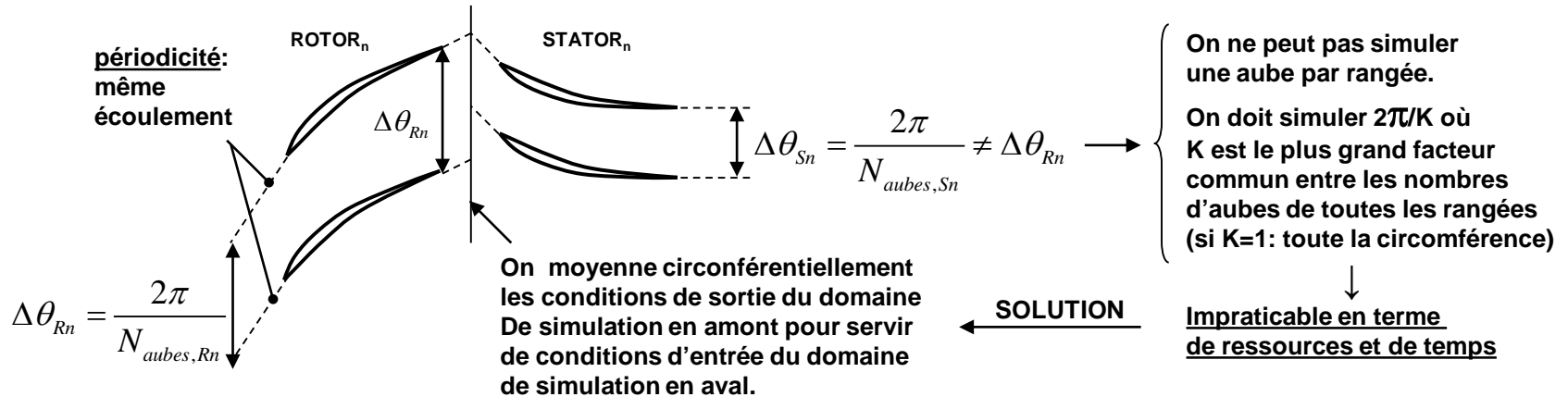
- Avantage: permet de vérifier et optimiser un design 3-D avant le prototypage (peut simuler les effets 3-D: couches limites moyeu/carter, jeux d'aubes,...)
- Désavantages: i) CFD bon pour les tendances, pas pour la précision
 - la grande majorité des codes CFD sont basés sur une 'approximation' de l'équation de l'écoulement (Navier-Stokes) en fonction d'une vitesse moyennée dans le temps, pour éviter la nécessité d'avoir des mailles extrêmement fines pour capter la turbulence dans les couches limites et les sillages



Modélisé par une viscosité turbulente dépendante du champ d'écoulement: modèles dérivés à partir d'écoulements simples, avec facteurs d'ajustement nécessitant l'étalonnage avec des tests

6) Simulations numériques (CFD) (suite)

ii) Périodicité et effets des rangées d'aubes adjacents



Question:

Est-ce que ce type d'interface (moyennée circonférentiellement) peut reproduire précisément sur une moyenne temporelle les effets potentielles et les effets des sillages des aubes adjacents?

iii) Ressources numériques et temps:

- Obtenir une carte du compresseur en simulant de centaines de points serait impraticable en terme de ressources et de temps
- Pour les conditions d'opération où la périodicité ne s'applique plus (exemple: près du point d'instabilité) il faudrait simuler toute la circonférence (impraticable en terme de ressources et de temps)

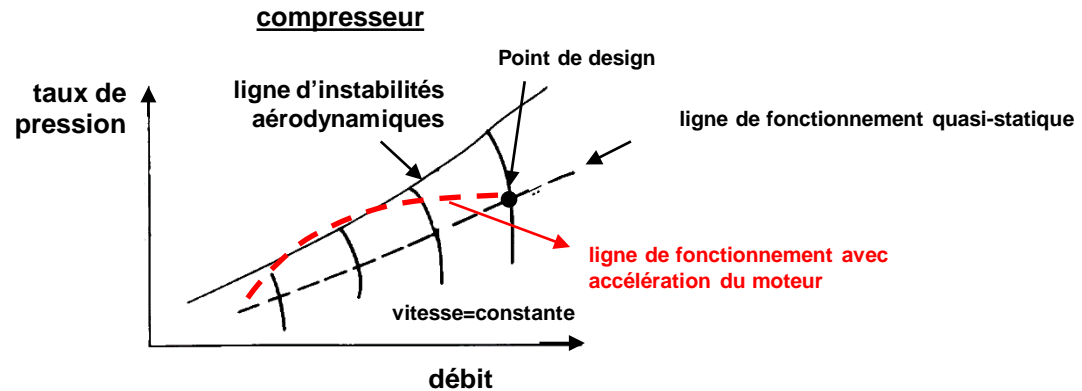
Conclusion: À court et moyen terme, des tests sur des prototypes seront toujours requis

7) Prototypage et développement

Objectifs:

- i) Régler les problèmes découlant des prédictions imprécises ou des phénomènes non prédites

exemples: - ligne d'instabilités aérodynamiques trop bas



- taux de pression ou rendement insuffisants
- vibrations

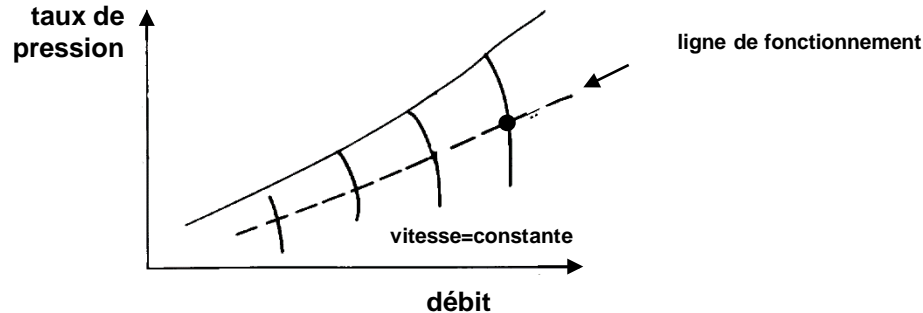
- ii) S'assurer que le compresseur et moteur répondent aux exigences de performances et normes de sécurité (ingestion d'oiseaux, pertes d'aubes, ...)

ex.: <https://www.youtube.com/watch?v=0qpD6MDYEGY>

7) Prototypage et développement (suite)

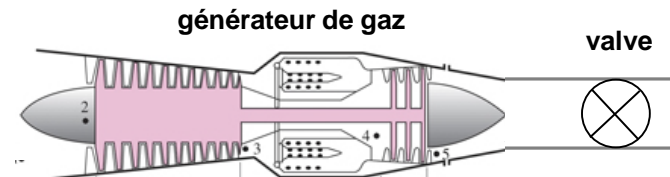
Types de tests: (pour mesurer la performance du compresseur)

i) Tests de moteur: ne peut mesurer que la performance le long de la ligne de fonctionnement du compresseur

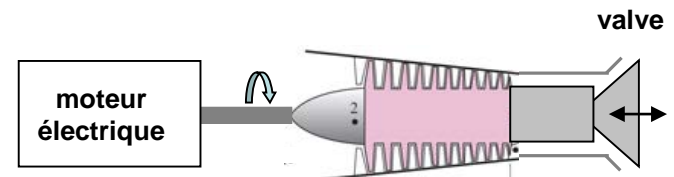


Pour obtenir la carte du compresseur, il faudrait pouvoir varier le débit en gardant la vitesse constante, avec des tests sur:

ii) Générateur de gaz (noyau du moteur)

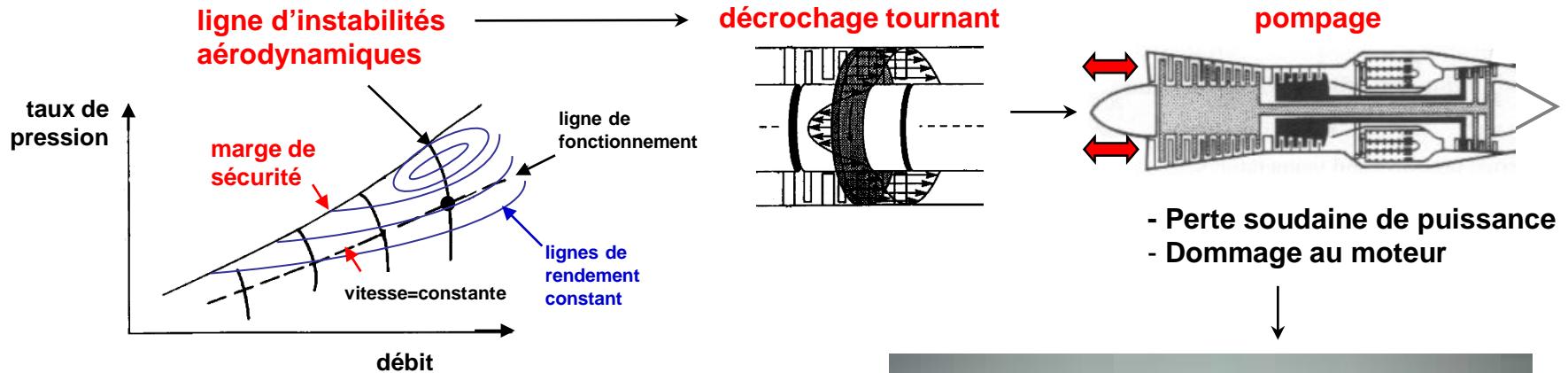


iii) Banc d'essai de compresseur



Défis futurs

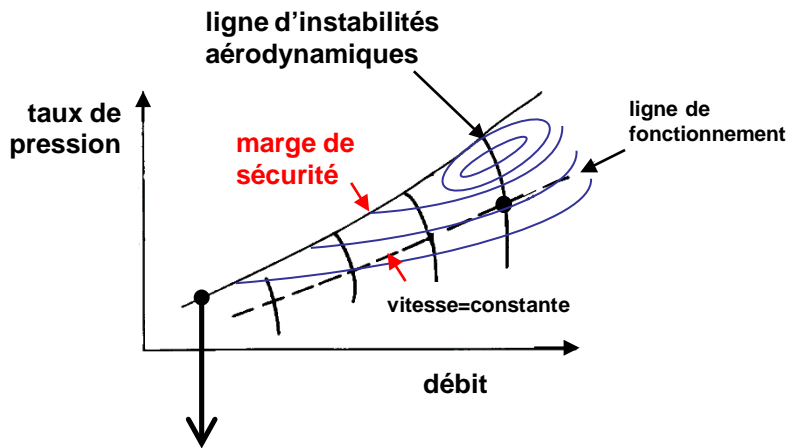
1) Prédiction et suppression des instabilités aérodynamiques



Note: En fait, ces instabilités surviennent avant même l'incidence qui causerait le décrochage de la couche limite sur l'extrados des aubes



Pompage sur moteur de Airbus A330

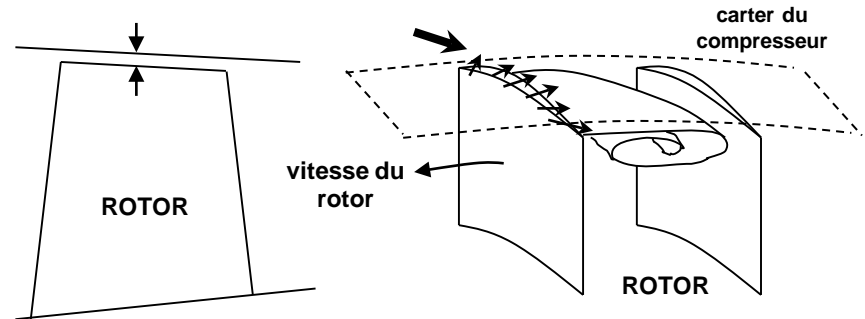


Il faut laisser une marge de sécurité car cette ligne descend lorsque:

+

la ligne de fonctionnement peut monter lors de l'accélération rapide du moteur

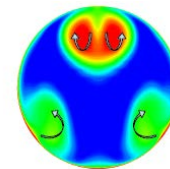
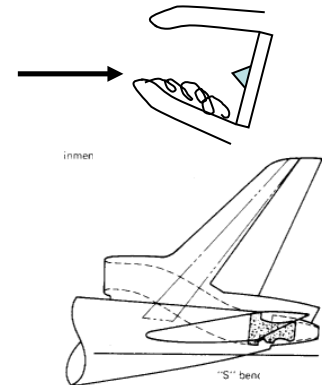
A) Le jeu d'aube augmente soit due à l'usure ou au conditions de puissance maximale (décollage) due à la dilation inégale en le carter et l'aube



B) Il y a distortion dans l'écoulement d'entrée

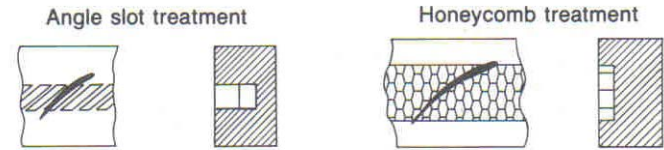
- manoeuvres

- entrée d'air courbée

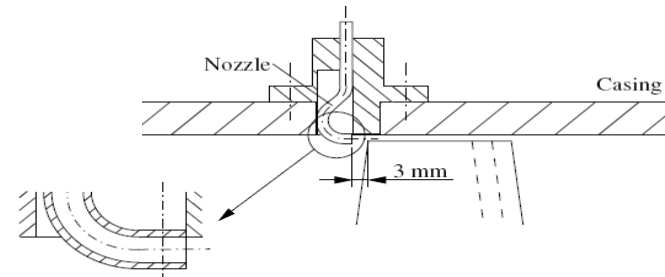


- Défi:**
- développer un système standard et fiable de prédiction des instabilités aérodynamiques dans les compresseurs et soufflantes
 - développer des technologies effectives de suppression

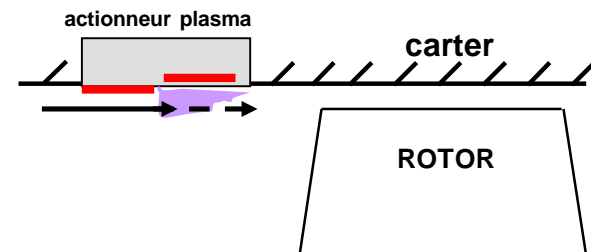
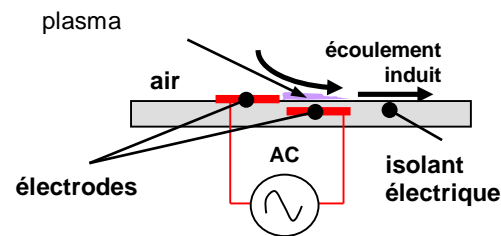
ex.1: Traitement de carter (à optimiser)



ex. 2: Micro-injection (à optimiser)

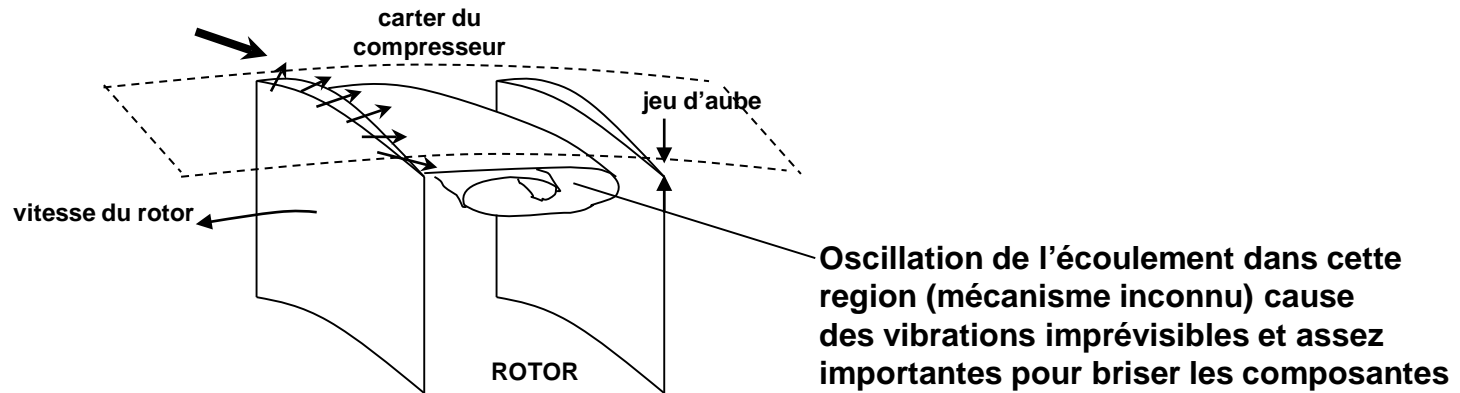


ex. 3: Actionnement plasma



- Impact:**
- diminution significative des coûts et délais de conception
 - augmentation de la performance du moteur

2) Prédiction des vibrations non synchrones dans les compresseurs



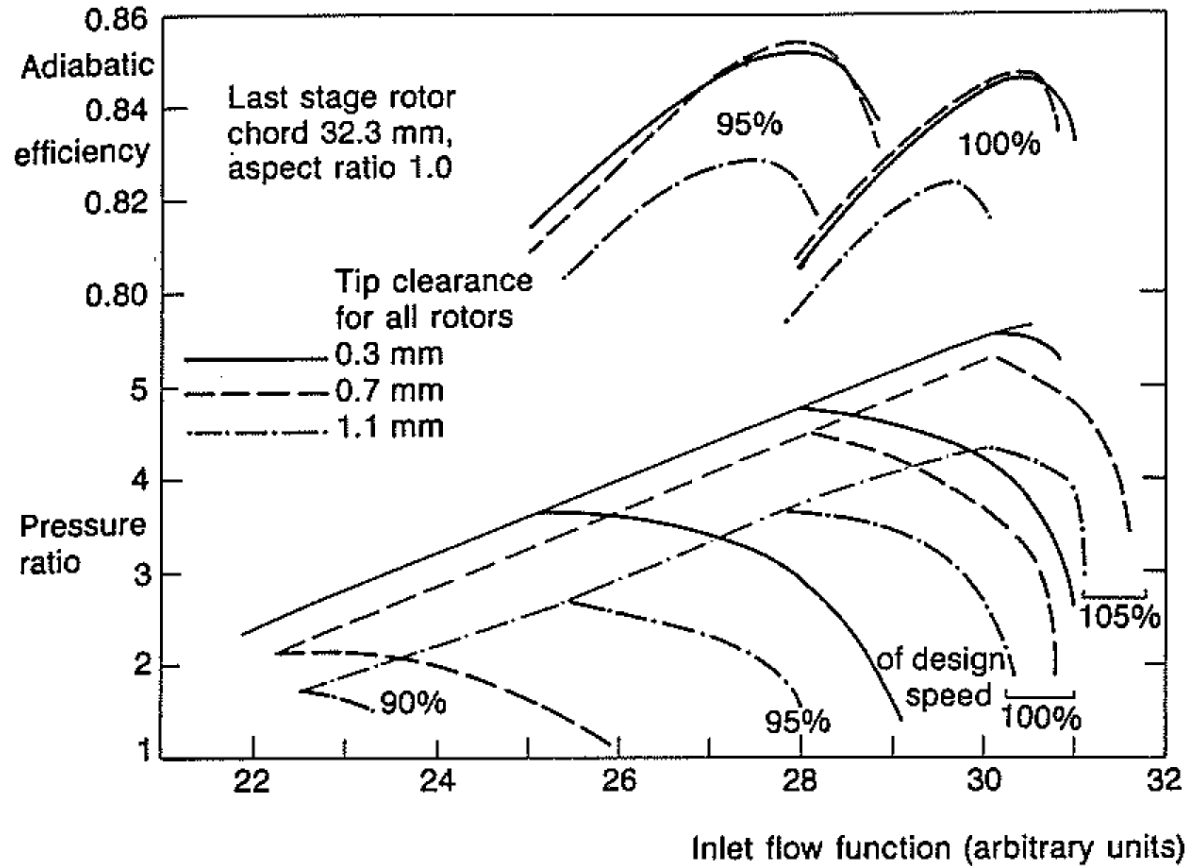
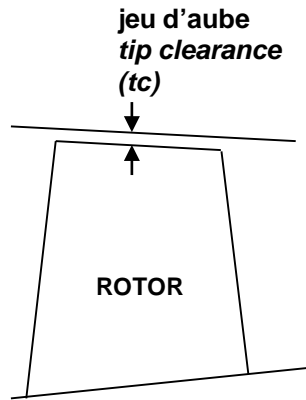
Défi: élucider le mécanisme d'oscillation aérodynamique

- développer des outils de prédiction
- développer des technologies efficaces de suppression

Impact: - diminution significative des coûts et délais de conception

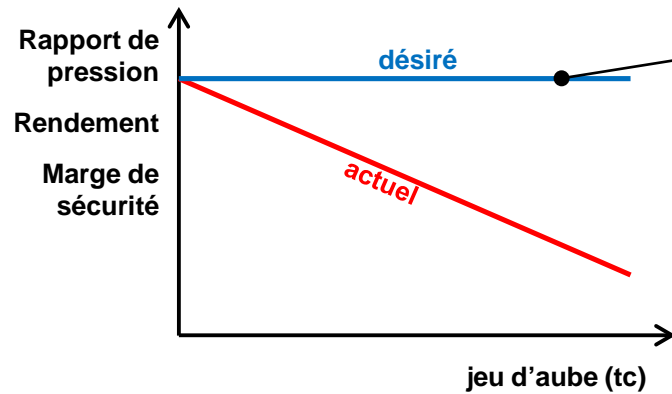
- augmentation de la durée de vie des moteurs
- diminutions des bruits associés à ces oscillations

3) Désensibilisation de la performance et stabilité aérodynamique au jeu d'aube



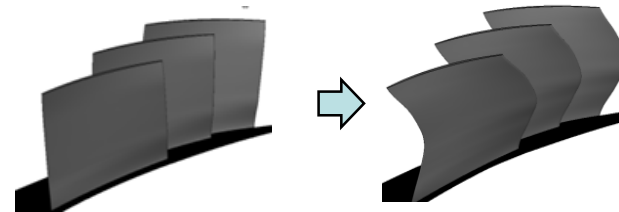
Freeman (1985)

Défi: développer des stratégies de conception pour réduire/éliminer la sensibilité de la performance (rapport de pression et rendement) et de la stabilité aérodynamique (marge contre le pompage) au jeu d'aube



Pourrait être obtenu par:

- Géométrie de l'aube



- Traitement de carter

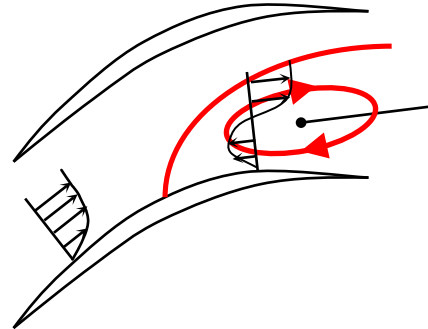


Impact: - maintien de la performance/consommation initiale du moteur malgré l'usure
- moteur plus robuste

4) Minimization du nombre d'étages de compresseur

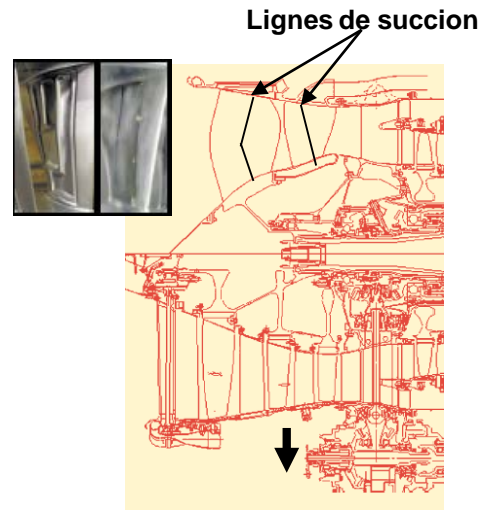
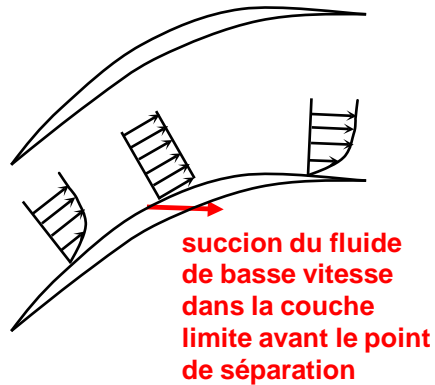
Défi: Augmenter significativement du rapport de pression par étage

Si on augmentait la cambrure du rotor
Pour faire plus de diffusion et
d'accélération du fluide par le rotor



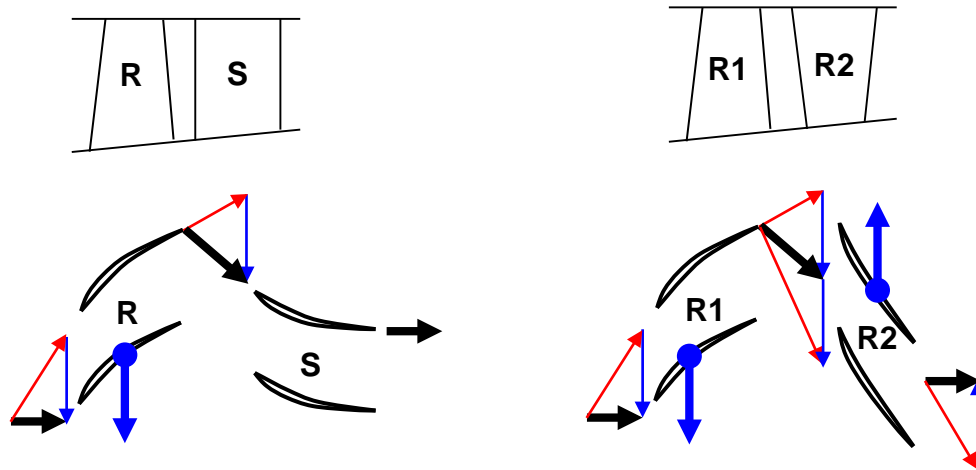
séparation de la couche limite
créée une zone de blocage
aérodynamique: le compresseur
ne marcherait pas

ex.1: compresseur à suction

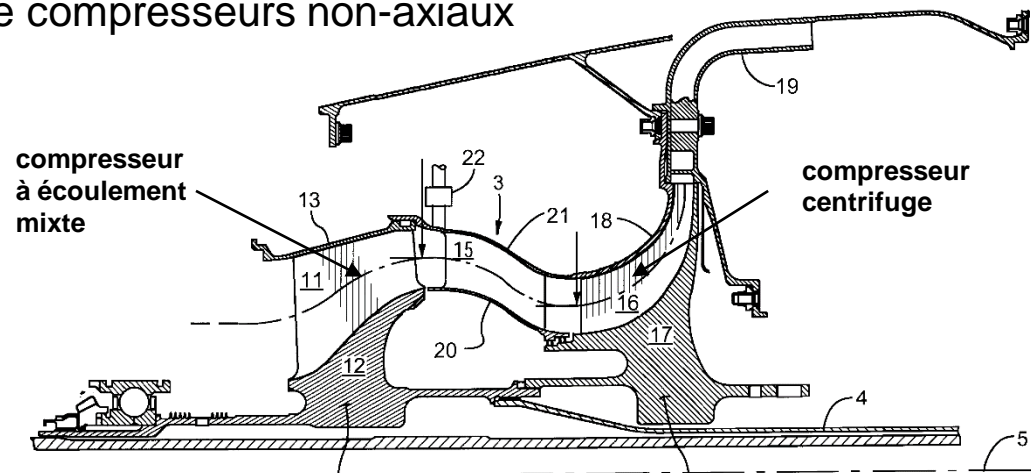


- Plus grand travail par étage,
donc moins d'étages

ex. 2: compresseur contra-rotatif



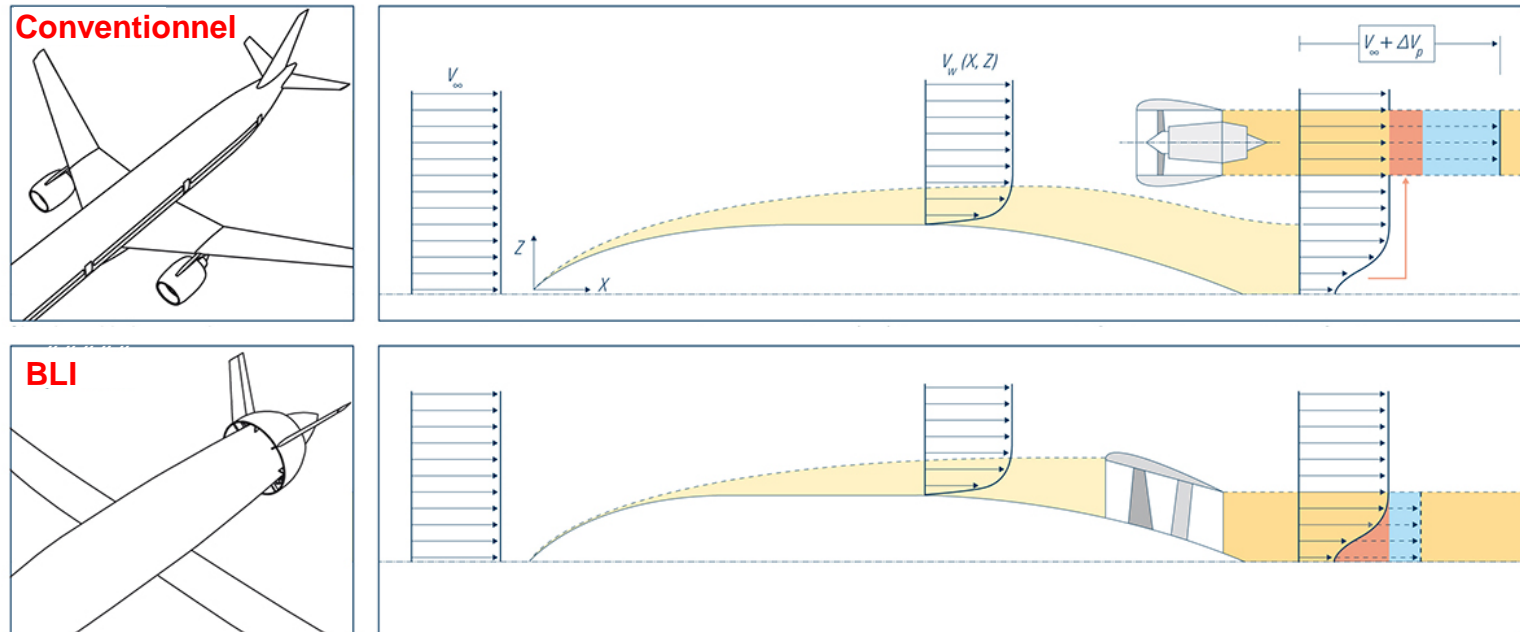
ex. 3: Utilisation de compresseurs non-axiaux



Impact: - diminution des coûts d'acquisition et d'entretien des moteurs
- diminution du poids et de la longueur des moteurs

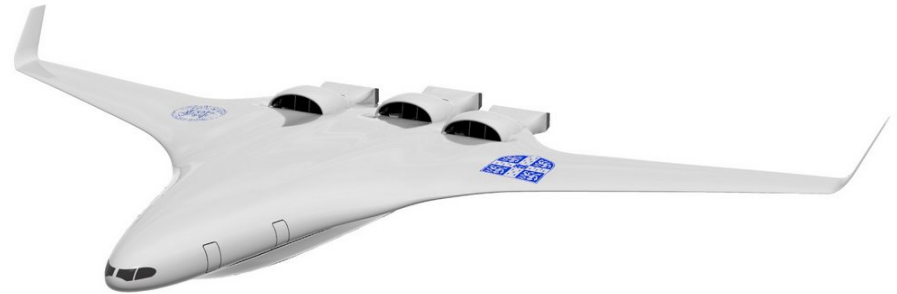
5) Propulsion pour avion à ingestion de couche limite

- Nouveau concept d'avion à ingestion de couche limite (*Boundary Layer Ingestion – **BLI***)



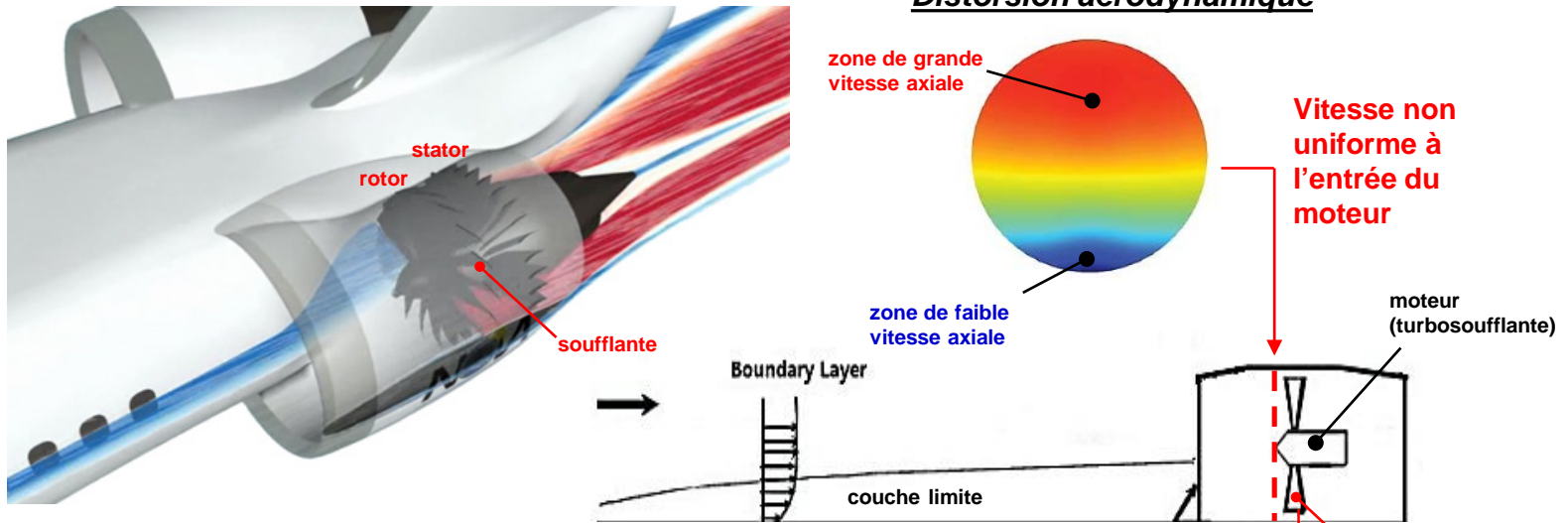
- Avantages:
- réduction de poussée requise
 - réduction de consommation de carburant
 - réduction du poids de l'avion (structures et stockage carburant)

Exemples d'avions de type BLI sous étude



Défis: Contrer les impacts de la distorsion aérodynamique sévère sur les moteurs

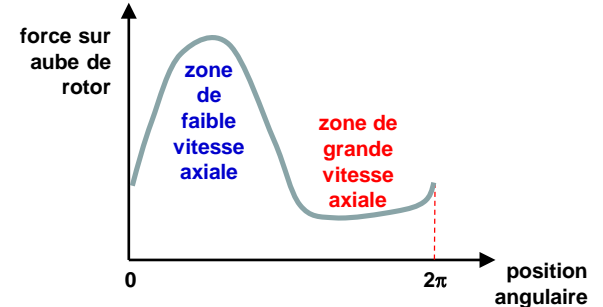
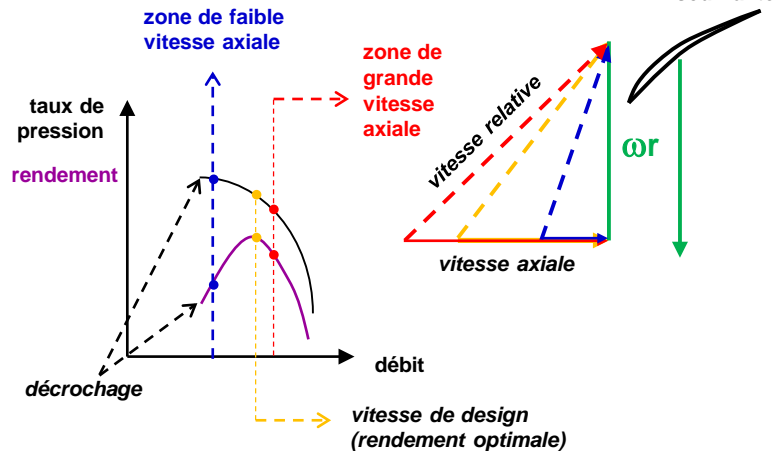
Distorsion aérodynamique



Caractéristiques de la soufflante

Effet 1:
performance
aérodynamique ↓

Effet 2:
stabilité
aérodynamique ↓



Effet 3:
Cassure des aubes
du rotor