

Étude CFD du NASA Rotor 37

Analyse d'un compresseur axial transsonique avec ANSYS CFX

CHIKHI Abdelilah

16 septembre 2026

Résumé

Ce rapport présente une étude CFD du NASA Rotor 37, un rotor de compresseur axial transsonique utilisé comme cas de référence pour la validation des simulations numériques en turbomachines. L'objectif du projet est de comprendre le rôle du rotor dans la compression de l'air, de mettre en place une chaîne de simulation sous ANSYS, puis d'analyser les principaux phénomènes aérodynamiques tels que l'augmentation de pression, les zones de Mach élevé, les chocs, les pertes et les effets de jeu en bout de pale.

Table des matières

1	Introduction	3
2	Objectifs du projet	3
3	Présentation du NASA Rotor 37	3
3.1	Contexte et historique	3
3.1.1	Genèse du programme NASA	3
3.1.2	Méthodologie de conception aérodynamique	5
3.1.3	Résultats expérimentaux et choix du Stage 37	5
3.2	Paramètres de conception du rotor	6
3.3	Rôle du rotor	6
3.4	Signification du terme transsonique	7
4	Différence entre compresseur axial et compresseur centrifuge	7
5	Phénomènes physiques étudiés	8
5.1	Ondes de choc	8
5.1.1	Distribution du nombre de Mach relatif	8
5.2	Tip clearance et vortex de fuite	9
5.2.1	Structures tourbillonnaires près du carter	10
5.2.2	Comportement près du meilleur rendement et du stall	10
5.2.3	Recirculation dans le tip clearance	11
5.3	Pertes aérodynamiques	11

6	Méthodologie CFD	12
6.1	Chaîne de simulation	12
6.2	Géométrie	12
6.3	Maillage	13
6.4	Configuration générale du calcul	14
6.5	Modèles physiques	15
6.6	Conditions aux limites	16
6.6.1	Condition d'entrée	16
6.6.2	Condition de sortie	17
6.6.3	Parois et périodicité	17
6.7	Synthèse de la configuration numérique	18
7	Résultats et validation du NASA Rotor 37	18
7.1	Caractéristiques du maillage	18
7.2	Performances globales du rotor	19
7.3	Évolution thermodynamique à travers le rotor	20
7.4	Évolution radiale du Mach relatif	21
7.5	Structure transsonique à mi-hauteur	21
7.6	Charge aérodynamique de la pale	22
7.7	Interprétation des écarts avec la littérature	24
7.8	Conclusion de la validation	24
8	Conclusion	25

1 Introduction

Les turbomachines jouent un rôle essentiel dans de nombreuses applications industrielles telles que les moteurs aéronautiques, les turbines à gaz, les turbocompresseurs et les systèmes de propulsion. Parmi ces machines, le compresseur axial est largement utilisé lorsque l'on souhaite augmenter la pression de l'air tout en conservant un écoulement globalement orienté selon l'axe de la machine.

Le NASA Rotor 37 est un cas de référence très connu dans le domaine de la CFD des turbomachines. Il correspond à une rangée d'aubes tournantes d'un compresseur axial transsonique, particulièrement intéressant car il permet d'étudier des phénomènes complexes tels que les écoulements compressibles, les ondes de choc, les pertes aérodynamiques, les écoulements secondaires et les effets liés au jeu en bout de pale.

Dans ce projet, le NASA Rotor 37 est utilisé comme support pour apprendre et appliquer une méthodologie complète de simulation CFD sous ANSYS CFX.

2 Objectifs du projet

Les objectifs principaux de ce projet sont les suivants :

- comprendre le fonctionnement physique du NASA Rotor 37 ;
- comprendre, à partir de la littérature, pourquoi le maillage est particulièrement difficile pour ce type de rotor ;
- analyser et comprendre les phénomènes aérodynamiques associés (chocs, tip leakage, écoulements secondaires) ;
- construire la géométrie du NASA Rotor 37 ;
- générer le maillage ;
- obtenir et analyser les résultats : pression, Mach, vitesse, rendement et pertes ;
- analyser les limites du modèle utilisé ;

3 Présentation du NASA Rotor 37

3.1 Contexte et historique

3.1.1 Genèse du programme NASA

Le NASA Rotor 37 est issu d'un programme de recherche mené par le *NASA Lewis Research Center* dans les années 1970, dont l'objectif était de développer des compresseurs axiaux transsoniques destinés aux futures générations de moteurs aéronautiques.

L'ambition était de concevoir un compresseur à **huit étages** capable d'atteindre un rapport de pression global d'environ 20 : 1, tout en maintenant un rendement élevé et une marge de stabilité satisfaisante.

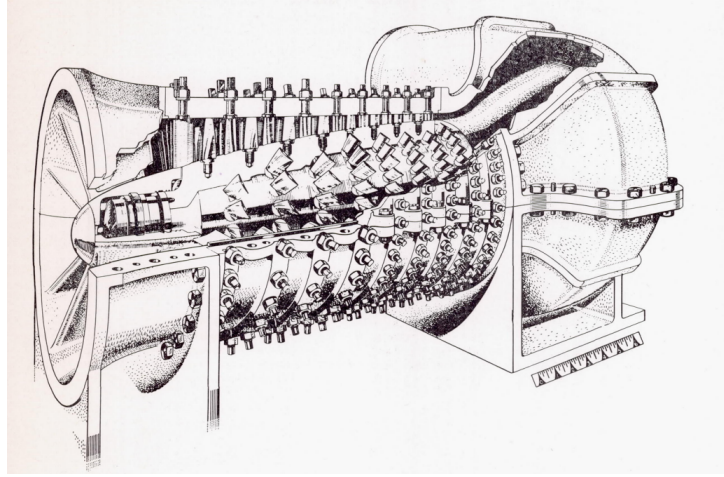


FIGURE 1 – Vue d’ensemble du compresseur axial NACA à huit étages avec la moitié supérieure du carter retirée.

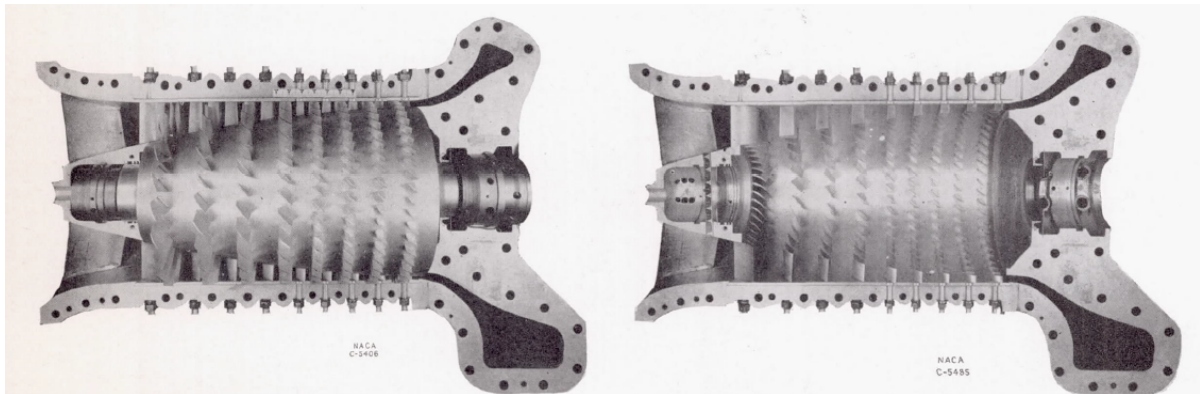


FIGURE 2 – Vue du compresseur axial montrant les aubes directrices d’entrée (IGV), les aubes statoriques et une section du collecteur.

Pour limiter le nombre d’étages, chaque étage devait fournir une compression plus importante que celle des compresseurs conventionnels, conduisant à un compresseur fortement chargé (*highly loaded compressor*).

Avant de réaliser le compresseur complet, la NASA a choisi de tester séparément le premier étage (*inlet stage*).

Une conception aérodynamique préliminaire, basée sur les méthodes classiques de dimensionnement des turbomachines, a conduit à un rapport de pression de conception de $PR = 1,82$ pour ce premier étage. Afin d’étudier l’influence d’un chargement aérodynamique plus important, une seconde configuration a été développée avec un rapport de pression de $PR = 2,05$, non pas pour remplacer la conception initiale, mais pour comparer les performances d’un étage plus fortement chargé dans les mêmes conditions de fonctionnement.

La combinaison de ces deux rapports de pression avec deux valeurs d’*aspect ratio* ($AR = 1,19$ et $AR = 1,63$) a conduit à quatre configurations expérimentales : les **Stages 35 à 38**.

Remarque. Les rapports de pression de conception ($PR = 1,82$ et $PR = 2,05$) correspondent uniquement au **premier étage** du compresseur, et non au compresseur complet.

Chaque étage contribue à la compression totale, mais le rapport de pression n'est pas identique d'un étage à l'autre : $PR = 1,82$ provient de la conception préliminaire du premier étage, tandis que $PR = 2,05$ constitue une configuration alternative permettant d'étudier un étage plus fortement chargé.

Stage	Rotor aspect ratio	Stage pressure ratio
35	1.19	1.82
36	1.63	1.82
37	1.19	2.05
38	1.63	2.05

FIGURE 3

3.1.2 Méthodologie de conception aérodynamique

Lors de la conception, les pertes aérodynamiques étaient estimées à l'aide d'un modèle empirique séparant les pertes de profil (liées à la couche limite et à la diffusion) des pertes de choc (liées aux ondes de choc transsoniques), ce qui permettait de prédire les performances des nouvelles géométries avant leur validation expérimentale.

Les pales ont été conçues selon une méthodologie visant à minimiser les pertes de pression totale tout en assurant le rapport de pression et le débit de conception.

La NASA a utilisé des profils de type *Multiple Circular Arc* (MCA), particulièrement adaptés aux écoulements transsoniques, ainsi qu'une optimisation des paramètres géométriques des pales (cambrure, épaisseur, angle d'incidence, position du col) afin d'obtenir un compromis entre performances aérodynamiques et contraintes mécaniques.

3.1.3 Résultats expérimentaux et choix du Stage 37

Les quatre configurations (Stages 35 à 38) ont été évaluées expérimentalement sur toute la plage de fonctionnement stable, à 70%, 90% et 100% de la vitesse de rotation nominale. Les configurations à faible *aspect ratio* ($AR = 1,19$) ont montré des performances globales supérieures à celles à fort *aspect ratio* ($AR = 1,63$).

Parmi elles :

- le **Stage 35** ($PR = 1,82$) offre le meilleur rendement d'étage ainsi que la plus grande marge de décrochage ;
- le **Stage 37** ($PR = 2,05$) atteint le rapport de pression le plus élevé, tout en conservant un rendement très proche de celui du Stage 35.

Ce compromis entre capacité de compression, rendement et stabilité répond directement aux objectifs du programme NASA visant à développer un compresseur fortement chargé. Associée à la disponibilité d'une base de données expérimentale complète, cette configuration a fait du **NASA Stage 37** — et de son rotor isolé, le **Rotor 37** — un cas de référence (*benchmark*) pour la validation des méthodes de simulation numérique (CFD) en turbomachines.

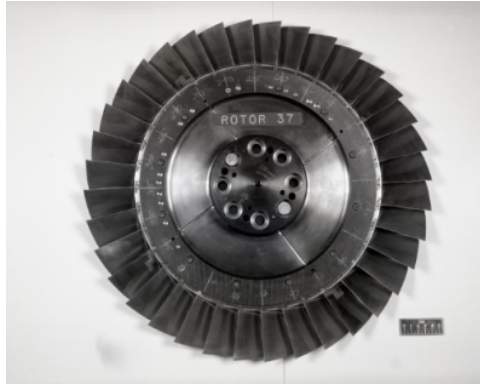


FIGURE 4 – Rotor37

3.2 Paramètres de conception du rotor

Le tableau suivant résume les principaux paramètres de conception du NASA Rotor 37, tels que définis lors du programme expérimental de la NASA.

TABLE 1 – Paramètres de conception du rotor

Paramètre	Valeur de conception
Nombre de pales rotor	36
Vitesse de rotation	17 188,7 tr/min
Débit massique	20,188 kg/s
Rapport de pression totale rotor	2,106
Rendement adiabatique rotor	0,877
Rendement polytropique rotor	0,889
Vitesse en bout de pale	454,136 m/s
Aspect ratio rotor	1,19
Hub/tip ratio	0,70

3.3 Rôle du rotor

Dans un compresseur axial, le rotor reçoit une puissance mécanique par l'arbre de rotation. Les aubes du rotor interagissent avec l'air et lui transmettent de l'énergie, ce qui se traduit par une augmentation de la pression totale et de la vitesse du fluide.

Le rôle du rotor peut être résumé comme suit :

Énergie mécanique de rotation → énergie
donnée au fluide → augmentation de pression

Ainsi, le NASA Rotor 37 permet d'étudier comment une rangée d'aubes tournantes comprime l'air dans un régime transsonique.

3.4 Signification du terme transsonique

Rappel de cours

Un écoulement est dit transsonique lorsque certaines zones de l'écoulement atteignent des vitesses proches de la vitesse du son, c'est-à-dire un nombre de Mach proche de 1 :

$$M = \frac{V}{a} \quad (1)$$

où V est la vitesse locale de l'écoulement et a la vitesse locale du son.

Dans le NASA Rotor 37, certaines régions de l'écoulement autour des pales peuvent atteindre ou dépasser localement Mach 1. Cela peut provoquer l'apparition d'ondes de choc, qui modifient brutalement les grandeurs de l'écoulement et génèrent des pertes aérodynamiques.

4 Différence entre compresseur axial et compresseur centrifuge

Rappel de cours

Il est important de distinguer le compresseur axial du compresseur centrifuge. Dans un compresseur axial, l'air se déplace globalement dans la direction de l'axe de rotation :

Entrée → Rotor → Stator → Sortie

Dans un compresseur centrifuge, l'air entre généralement près de l'axe de rotation puis est rejeté vers l'extérieur dans une direction radiale.

Table 2 — Comparaison entre compresseur axial et compresseur centrifuge

Critère	Compresseur axial	Compresseur centrifuge
Direction de l'écoulement	Axiale	Radiale
Élément tournant	Rotor axial	Impeller
Application typique	Moteurs d'avion, turbines à gaz	Turbochargers, petites turbines
Phénomènes importants	Chocs, pertes, tip leakage	Diffusion radiale, volute, backsweep

5 Phénomènes physiques étudiés

5.1 Ondes de choc

Rappel de cours

Dans un écoulement transsonique, une onde de choc peut apparaître lorsque le fluide passe brutalement d'un régime supersonique local à un régime subsonique. Le choc provoque une augmentation de pression statique, mais aussi une perte de pression totale.

Ces pertes réduisent le rendement du compresseur.

5.1.1 Distribution du nombre de Mach relatif

Les mesures de Suder et Celestina montrent que l'écoulement est fortement transsonique dans la région proche du sommet de la pale. À 95 % de span, une zone supersonique se développe dans la partie avant du passage, puis se termine par une onde de choc.

Près du point de meilleur rendement, le choc reste principalement oblique et relativement proche du bord d'attaque. Près du stall, le front de choc devient plus intense, plus déformé et tend à se déplacer vers l'amont. La région de faible Mach située en aval du choc devient également plus étendue, ce qui indique un ralentissement plus important de l'écoulement et une augmentation du blocage près du carter.

Les distributions mesurées à 20 %, 108 % et 138 % de corde montrent que les perturbations générées dans le passage restent visibles en aval du rotor. Les zones de faible Mach correspondent notamment au sillage des pales et aux effets de l'écoulement de fuite en bout de pale. Ces phénomènes sont plus marqués près du stall que près du meilleur rendement.

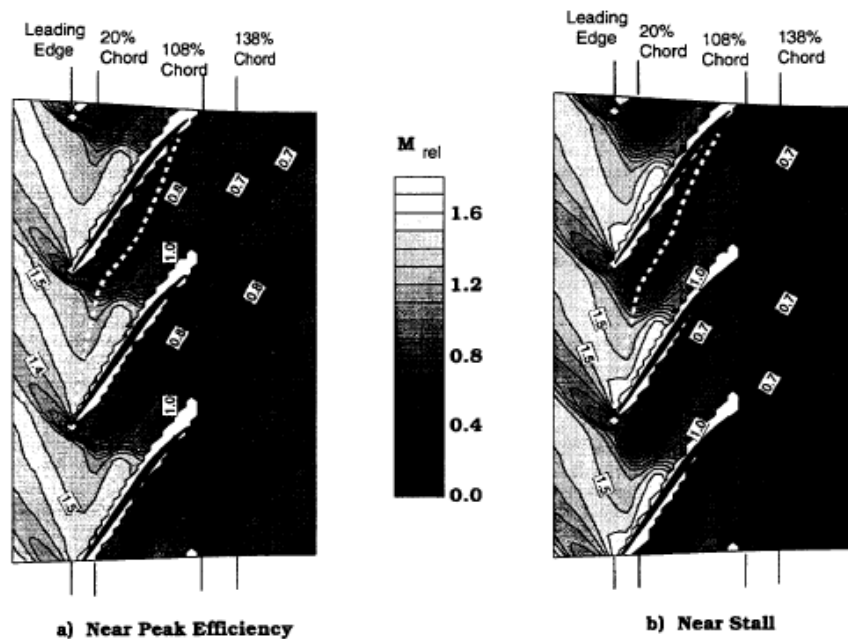


FIGURE 3. MEASURED RELATIVE MACH NUMBER CONTOURS AT 95% SPAN FOR NEAR PEAK EFFICIENCY AND NEAR STALL OPERATING CONDITIONS AT DESIGN SPEED. [..... ESTIMATED CLEARANCE VORTEX PATH].

FIGURE 5 – Distribution du nombre de Mach relatif près du tip pour des conditions proches du meilleur rendement et du stall. D'après Suder et Celestina.

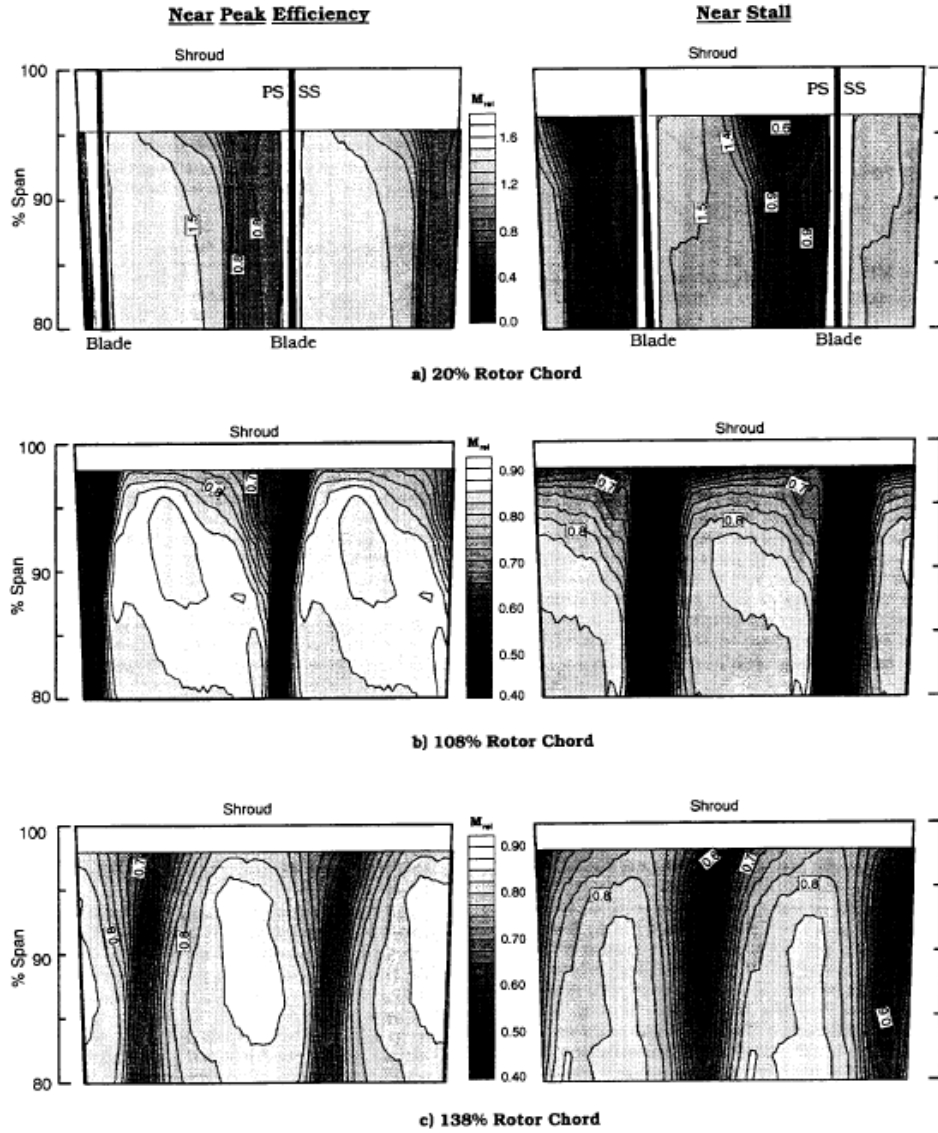


FIGURE 6 – Distribution du nombre de Mach relatif près du tip pour des conditions proches du meilleur rendement et du stall. D'après Suder et Celestina.

5.2 Tip clearance et vortex de fuite

Un faible jeu existe entre le sommet de la pale et le carter. En raison de la différence de pression entre la face pression et la face aspiration, une partie de l'air traverse ce jeu. Cet écoulement de fuite s'enroule ensuite pour former un vortex appelé *tip leakage vortex*.

Les travaux de Suder et Celestina montrent que le fluide traversant le jeu principalement dans la partie avant de la pale contribue à la formation de ce vortex. Bien que le jeu soit faible devant les dimensions de la pale, son influence aérodynamique peut s'étendre sur une zone importante près du carter.

À la vitesse nominale, le vortex de fuite interagit avec l'onde de choc présente dans le passage inter-aubes. Cette interaction déforme le front de choc et produit en aval une région de faible vitesse et de faible énergie dynamique. Cette région réduit la section réellement disponible pour l'écoulement et crée un blocage aérodynamique.

Rappel de cours

Le span représente la position suivant la hauteur de la pale : 0 % correspond au moyeu et 100 % au sommet de la pale.

5.2.1 Structures tourbillonnaires près du carter

Il convient de distinguer le vortex de fuite en bout de pale des autres structures secondaires présentes près du carter. Le tip leakage vortex provient directement de l'air traversant le jeu entre les faces pression et aspiration. Suder et Celestina signalent également la présence d'un vortex secondaire d'endwall, qui ne provient pas directement de l'écoulement de fuite.

Dans cette étude, l'analyse sera principalement centrée sur le tip leakage vortex, car il joue un rôle majeur dans l'interaction choc-vortex et dans la formation du blocage près du carter.

5.2.2 Comportement près du meilleur rendement et du stall

Près du point de meilleur rendement, le choc est relativement oblique et la structure du vortex de fuite reste plus organisée. La région de blocage produite après l'interaction entre le choc et le vortex demeure limitée.

Lorsque le rotor fonctionne près du stall, le choc devient plus intense et tend à se détacher du bord d'attaque. Le vortex subit alors une diffusion plus importante lors de son passage à travers le choc. La zone de faible vitesse devient plus étendue et apparaît plus en amont dans le passage.

Ainsi, la différence principale entre les deux conditions ne concerne pas uniquement la formation du vortex, mais surtout son interaction avec le choc. Cette interaction est plus sévère près du stall et contribue à l'augmentation du blocage et des pertes près du carter.

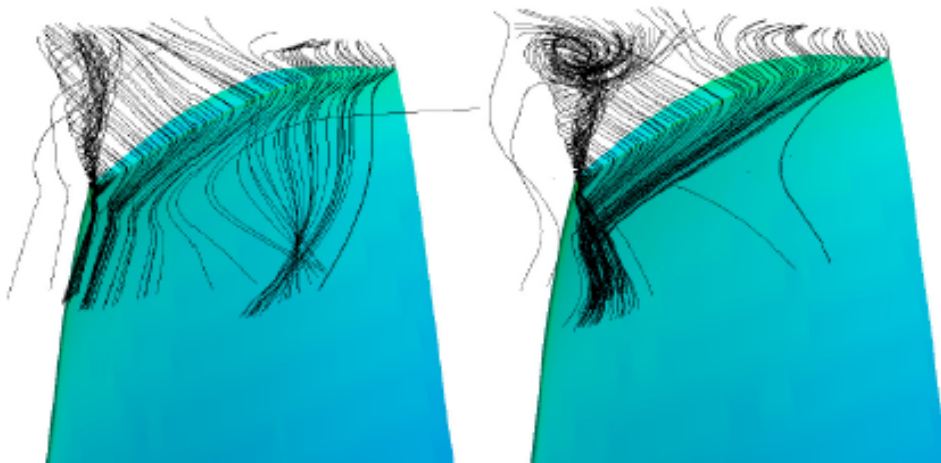


FIGURE 7 – Lignes de courant au-dessus du tip près du meilleur rendement à gauche et près du stall à droite. D'après Ameri [4].

Près du meilleur rendement, la structure du vortex est relativement organisée. Près du stall, elle devient plus étendue et contribue davantage au blocage de l'écoulement près du carter.

Cette figure est utilisée comme référence qualitative. Dans les résultats CFX, l'objectif sera d'identifier des lignes de courant traversant le jeu, une structure tourbillonnaire et une zone de pertes près du tip.

5.2.3 Recirculation dans le tip clearance

La Figure 8 montre la recirculation dans le jeu en bout de pale et le développement de l'écoulement le long du sommet de la pale.

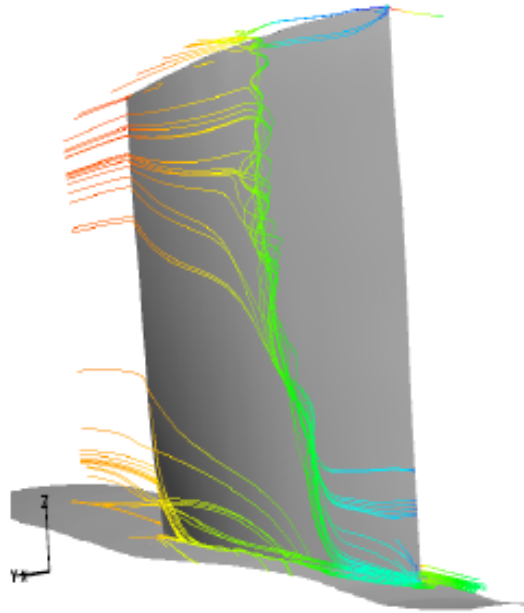


FIGURE 8 – Recirculation dans le tip clearance et développement du vortex le long du sommet de la pale. D'après Ameri [4].

Cette figure montre que l'écoulement au tip est fortement tridimensionnel. Elle guidera le choix des lignes de courant et des plans de visualisation dans CFD-Post.

5.3 Pertes aérodynamiques

Les pertes aérodynamiques du NASA Rotor 37 proviennent notamment des ondes de choc, des couches limites, du sillage des aubages et de l'écoulement de fuite en bout de pale.

Le tip leakage vortex contribue aux pertes en mélangeant un écoulement de faible énergie avec l'écoulement principal. À la vitesse nominale, son interaction avec l'onde de choc provoque une forte diffusion du vortex et crée une région de faible vitesse en aval du choc. Cette région produit du blocage et réduit la section utile du passage.

Près du stall, le choc plus intense amplifie ce mécanisme. Les pertes et le blocage deviennent alors plus importants près du carter.

Dans le post-traitement, ces pertes seront recherchées à partir des contours de pression totale, d'entropie, de vitesse relative et des lignes de courant près du tip

6 Méthodologie CFD

Une géométrie représentative du NASA Rotor 37 a été reconstruite sous BladeGen en suivant une démarche paramétrique, puis vérifiée à partir des principales dimensions publiées par la NASA.

6.1 Chaîne de simulation

La chaîne de simulation envisagée est la suivante :

Géométrie → Maillage → CFX-Pre → CFX Solver → CFD-Post

Selon les outils disponibles, la géométrie peut être construite ou importée dans BladeGen. Le maillage turbomachine peut ensuite être généré dans TurboGrid avant d'être envoyé vers ANSYS CFX.

6.2 Géométrie

La géométrie du NASA Rotor 37, composé de 36 pales, a été reconstruite sous ANSYS BladeGen à partir des données géométriques de référence.

Le canal méridien a d'abord été défini à l'aide des lignes du moyeu et du carter. La pale a ensuite été décrite par plusieurs sections radiales (*layers*) réparties entre le moyeu ($\text{Span} = 0$) et le sommet ($\text{Span} = 1$).

Pour chaque section, la courbe d'angles et la distribution d'épaisseur ont été ajustées afin de reproduire le calage, la cambrure, l'épaisseur et le vrillage de la pale. L'interpolation de ces sections permet finalement d'obtenir la géométrie tridimensionnelle du rotor.

Les valeurs introduites dans BladeGen ne sont pas des valeurs universelles générées automatiquement par le logiciel. Elles doivent être obtenues à partir des données géométriques publiées, d'un fichier de référence ou d'une conversion préalable. Dans le présent travail, cette procédure correspond à une reconstruction paramétrique de la géométrie de référence et non à une nouvelle conception aérodynamique du rotor.

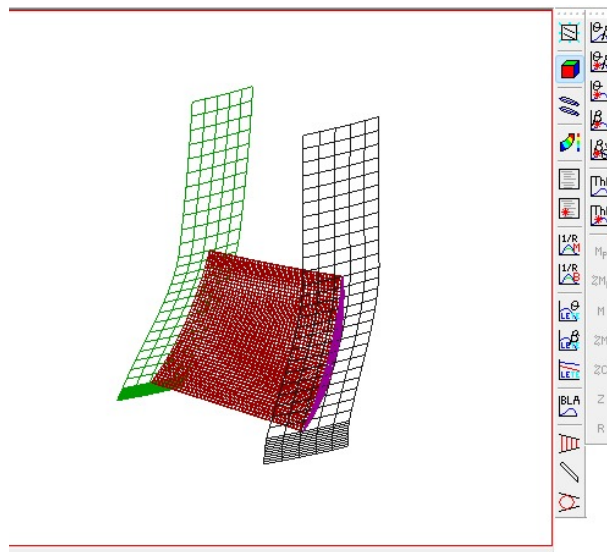


FIGURE 9 – Géométrie du passage inter-aubes du NASA Rotor 37.

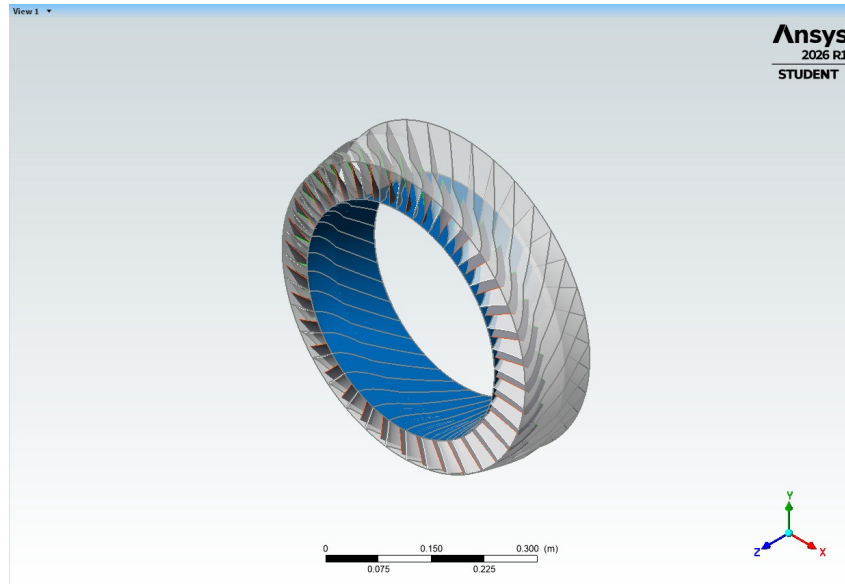


FIGURE 10 – Géométrie du NASA Rotor 37 sur TurboGrid.

6.3 Maillage

Le domaine fluide du NASA Rotor 37 a été maillé avec ANSYS TurboGrid, un outil adapté à la génération de maillages pour les turbomachines. Un seul passage inter-aubes a été considéré afin de réduire le coût de calcul. Les faces latérales du domaine sont alors reliées par une condition de périodicité rotationnelle.

Le maillage suit la géométrie de la pale, du moyeu et du carter. Une attention particulière est accordée aux zones proches de la pale ainsi qu'au jeu en bout de pale, où les variations de vitesse et de pression peuvent être importantes. Le jeu est pris en compte au niveau du carter, mais pas au niveau du moyeu.

Le maillage obtenu contient 104 282 nœuds et 95 304 éléments. Cette résolution a été choisie comme un compromis entre la précision du calcul, les ressources informatiques disponibles et les limitations de la licence ANSYS Student.

Aucune étude d'indépendance au maillage n'a été réalisée ; les résultats seront donc principalement utilisés pour étudier les tendances générales de l'écoulement.

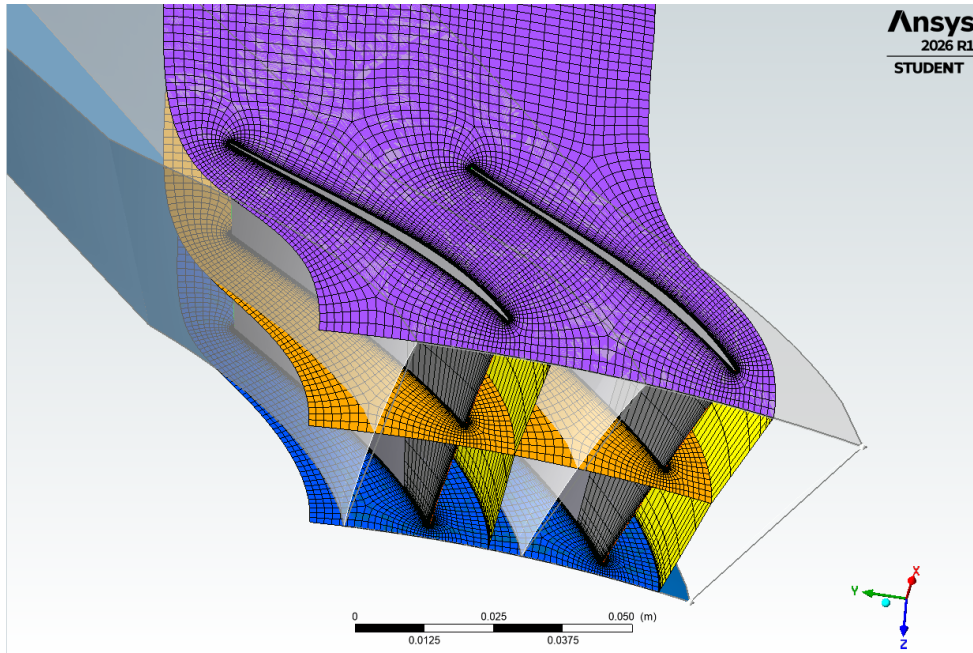


FIGURE 11 – Maillage du passage inter-aubes du NASA Rotor 37 généré avec ANSYS TurboGrid.

TABLE 2 – Informations principales du maillage

Paramètre	Valeur
Logiciel	ANSYS TurboGrid
Domaine	Un passage inter-aubes
Nombre de nœuds	104 282
Nombre d'éléments	95 304
Jeu en bout de pale	Activé au niveau du carter

6.4 Configuration générale du calcul

La simulation du NASA Rotor 37 est réalisée sous ANSYS CFX en considérant un seul passage inter-aubes soumis à des conditions de périodicité rotationnelle. La machine est définie comme un compresseur axial et l'axe de rotation est confondu avec l'axe Z du repère global.

Une approche stationnaire est retenue afin de calculer le champ aérodynamique moyen dans le rotor. Cette approche réduit le coût numérique mais ne permet pas de représenter directement les fluctuations instationnaires de l'onde de choc, du vortex de fuite ou des structures proches du décrochage.

TABLE 3 – Configuration générale de la simulation du NASA Rotor 37.

Paramètre	Valeur retenue
Type de machine	Compresseur axial
Type d’analyse	Stationnaire
Repère de coordonnées	Coord 0
Axe de rotation	Axe Z
Composant étudié	Rotor R1
Type de composant	Tournant
Vitesse de rotation	$17\,188.7\text{ min}^{-1}$
Vitesse angulaire équivalente	1800 rad s^{-1}

La vitesse de rotation est imposée par :

$$\Omega = 2\pi \frac{N}{60}, \quad (2)$$

où N est la vitesse exprimée en tours par minute. Pour $N = 17\,188.7\text{ min}^{-1}$, on obtient :

$$\Omega \approx 1800\text{ rad s}^{-1}. \quad (3)$$

Le jeu en sommet est activé entre la tête de pale et le carter (*Tip Clearance at Shroud*), tandis qu’aucun jeu n’est défini au niveau du moyeu. Cette configuration permet de prendre en compte l’écoulement de fuite au sommet de la pale, qui joue un rôle important dans la formation du vortex de fuite et dans le développement des pertes près du carter.

6.5 Modèles physiques

Le fluide est défini comme de l’air parfait (*Air Ideal Gas*). Ce choix est adapté à l’écoulement compressible du Rotor 37, dans lequel la masse volumique varie avec la pression et la température.

Le modèle *Total Energy* est utilisé pour résoudre l’équation de l’énergie. Il permet de prendre en compte les variations de température totale dues au travail transmis par le rotor, à la compressibilité et aux ondes de choc.

La turbulence est modélisée au moyen du modèle SST $k-\omega$ (*Shear Stress Transport*). Ce modèle combine le comportement du modèle $k-\omega$ dans la région proche des parois avec une formulation de type $k-\varepsilon$ dans l’écoulement extérieur. Il est fréquemment utilisé pour les écoulements de turbomachines en raison de sa capacité à traiter les couches limites soumises à des gradients de pression défavorables et à améliorer la prédiction du décollement.

TABLE 4 – Modèles physiques utilisés dans ANSYS CFX.

Paramètre	Choix retenu
Fluide	Air parfait (<i>Air Ideal Gas</i>)
Régime temporel	Stationnaire
Modèle énergétique	<i>Total Energy</i>
Régime de l'écoulement	Compressible et transsonique
Modèle de turbulence	SST $k-\omega$
Domaine R1	Domaine tournant
Vitesse de rotation	$17\,188.7\text{ min}^{-1}$
Pression de référence	0
Parois solides	Non-glissement et adiabatiques

La pression de référence est fixée à zéro dans la configuration CFX :

$$P_{\text{ref}} = 0 \text{ Pa.} \quad (4)$$

Par conséquent, les pressions relatives introduites dans les conditions aux limites sont numériquement égales aux pressions absolues :

$$P_{\text{abs}} = P_{\text{relative}} + P_{\text{ref}} = P_{\text{relative}}. \quad (5)$$

Cette précision est importante : dans la présente configuration, la valeur de 1 affichée comme pression relative à l'entrée correspond bien à une pression totale absolue de 101 325 Pa.

6.6 Conditions aux limites

La configuration *P-Total Inlet* / *P-Static Outlet* est retenue. La pression totale et la température totale sont imposées à l'entrée, tandis que la pression statique est imposée à la sortie. Le débit massique n'est donc pas imposé : il constitue un résultat de la simulation dépendant de la contre-pression de sortie.

6.6.1 Condition d'entrée

La frontière *R1 Inlet* est définie comme une entrée subsonique. La pression totale est exprimée dans le repère stationnaire, car elle représente l'état thermodynamique absolu de l'écoulement en amont du rotor.

Les conditions imposées sont :

$$P_{t,in} = 1 = 101\,325 \text{ Pa,} \quad (6)$$

et :

$$T_{t,in} = 288.15 \text{ K.} \quad (7)$$

La direction de l'écoulement est supposée normale à la frontière d'entrée. Cette hypothèse correspond à une entrée axiale sans prérotation significative.

6.6.2 Condition de sortie

À la sortie du rotor, une pression statique est imposée :

$$P_{s,out} = 130.9 \text{ kPa}. \quad (8)$$

La différence entre la pression statique de sortie et la pression totale d'entrée ne représente pas directement le rapport de pression totale du rotor. Le rapport de pression utilisé pour caractériser les performances est calculé après résolution à partir des pressions totales moyennes :

$$\Pi_t = \frac{\overline{P}_{t,out}}{\overline{P}_{t,in}}. \quad (9)$$

La pression statique de sortie joue le rôle de contre-pression. Sa modification permet de déplacer le point de fonctionnement sur la caractéristique du compresseur :

$$P_{s,out} \uparrow \implies \dot{m} \downarrow, \quad (10)$$

tandis que :

$$P_{s,out} \downarrow \implies \dot{m} \uparrow. \quad (11)$$

Pour la contre-pression de 130.9 kPa, le calcul fournit un débit de 19.6378 kg s⁻¹. Cette valeur est obtenue par le solveur et n'est pas imposée comme condition de sortie.

6.6.3 Parois et périodicité

La pale et le moyeu sont définis comme des parois solides avec une condition de non-glissement. Les parois sont considérées comme adiabatiques, de sorte qu'aucun flux thermique n'est imposé à travers celles-ci.

Les deux faces latérales du passage sont reliées par une condition de périodicité rotationnelle. Cette approche permet de représenter le rotor complet, composé de 36 pales, en ne calculant qu'un seul passage inter-aubes.

Le carter est fixe dans le repère absolu, tandis que le domaine R1 tourne à la vitesse du rotor. Le jeu entre le sommet de la pale et le carter est conservé afin de permettre le développement de l'écoulement de fuite.

TABLE 5 – Conditions aux limites appliquées au NASA Rotor 37.

Zone	Condition	Valeur
Entrée R1	Pression totale, repère stationnaire	1
Entrée R1	Température totale	288.15 K
Entrée R1	Direction de l'écoulement	Normale à la frontière
Sortie R1	Pression statique	130.9 kPa
Rotor R1	Vitesse de rotation	17 188.7 min ⁻¹
Pale et moyeu	Non-glissement, adiabatique	–
Carter	Paroi fixe avec jeu en sommet	–
Faces latérales	Périodicité rotationnelle	360°/36 = 10°

6.7 Synthèse de la configuration numérique

La configuration finalement retenue peut être résumée par :

$$\begin{aligned} P_{t,in} &= 101\,325 \text{ Pa}, \\ T_{t,in} &= 288.15 \text{ K}, \\ P_{s,out} &= 130.9 \text{ kPa}, \\ N &= 17\,188.7 \text{ min}^{-1}, \\ \Omega &= 1800 \text{ rad s}^{-1}. \end{aligned} \tag{12}$$

Cette configuration fournit un débit calculé de $19.6378 \text{ kg s}^{-1}$. Le débit n'étant pas imposé, sa proximité avec la valeur nominale NASA de 20.19 kg s^{-1} constitue un premier indicateur de la cohérence du point de fonctionnement numérique.

7 Résultats et validation du NASA Rotor 37

Cette section présente les résultats de la simulation stationnaire du NASA Rotor 37 réalisée sous ANSYS CFX. Le domaine étudié contient un passage inter-aubes soumis à des conditions de périodicité rotationnelle. L'air est considéré comme un gaz parfait et les effets turbulents sont modélisés par le modèle RANS SST $k-\omega$.

La vitesse de rotation est fixée à $\Omega = 1800 \text{ rad s}^{-1}$, soit environ $17\,188.7 \text{ min}^{-1}$. Les conditions totales à l'entrée sont $P_{t,in} = 101\,325 \text{ Pa}$ et $T_{t,in} = 288.15 \text{ K}$. Le débit nominal de référence du rotor complet est $\dot{m}_{\text{ref}} = 20.19 \text{ kg s}^{-1}$.

7.1 Caractéristiques du maillage

Le maillage généré sous TurboGrid contient 104 282 nœuds et 95 304 éléments. Le rapport maximal de longueur d'arête est égal à 305.957. Cette valeur élevée est en partie associée à l'étirement des cellules dans les couches limites. Elle doit néanmoins être interprétée avec prudence, notamment près du bord d'attaque, du bord de fuite et du jeu en sommet.

Pour un rotor transsonique tridimensionnel, le nombre d'éléments utilisé reste relativement limité. Le maillage peut donc provoquer un étalement numérique de l'onde de choc et une représentation insuffisante des couches limites, du vortex de fuite et des écoulements secondaires. Une étude d'indépendance au maillage serait normalement nécessaire pour quantifier cette influence.

TABLE 6 – Caractéristiques principales du maillage du Rotor 37.

Grandeur	Valeur
Nombre de nœuds	104 282
Nombre d'éléments	95 304
Rapport maximal de longueur d'arête	305.957

L'utilisation du modèle SST $k-\omega$ nécessite également une résolution suffisante de la région proche des parois. Une valeur de y^+ proche de l'unité est généralement recherchée pour résoudre la sous-couche visqueuse. En l'absence d'une étude détaillée du y^+ , les résultats proches des surfaces doivent être considérés comme une première approximation.

7.2 Performances globales du rotor

Les principales performances obtenues numériquement sont présentées dans le tableau 7. Elles sont comparées aux caractéristiques nominales publiées pour le NASA Rotor 37 [1, 2].

Le rapport de pression totale est défini par :

$$\Pi_t = \frac{\overline{P}_{t,out}}{\overline{P}_{t,in}}, \quad (13)$$

où les grandeurs totales sont préférentiellement moyennées par le débit massique.

Le rendement isentropique total-total est calculé par :

$$\eta_{tt} = \frac{(\Pi_t)^{(\gamma-1)/\gamma} - 1}{T_{t,out}/T_{t,in} - 1}. \quad (14)$$

L'écart relatif entre la simulation et la référence est défini par :

$$\varepsilon_X = \frac{X_{\text{CFX}} - X_{\text{ref}}}{X_{\text{ref}}} \times 100. \quad (15)$$

TABLE 7 – Comparaison des performances numériques et des valeurs nominales du NASA Rotor 37.

Grandeur	CFX SST $k-\omega$	Référence	Écart relatif
Débit massique (kg s^{-1})	19.6378	20.19	−2.74 %
Rapport de pression totale	1.8886	2.106	−10.32 %
Rendement isentropique	88.5807 %	88.9 %	−0.36 %
Rapport de température totale	1.2297	≈ 1.267	−2.92 %

La valeur de référence du rapport de température indiquée dans le tableau 7 est estimée à partir du rapport de pression et du rendement nominaux. Elle ne constitue donc pas une mesure expérimentale directement interpolée au débit obtenu dans la simulation.

Le débit calculé est inférieur d'environ 2.74 % à la valeur nominale. Cet écart reste limité et montre que le point numérique est relativement proche du point de fonctionnement de référence. Le rendement isentropique présente également un accord satisfaisant, avec un écart inférieur à 0.4 %.

En revanche, le rapport de pression totale est sous-estimé d'environ 10.32 %. Cette différence constitue l'écart principal entre la simulation et la référence. Elle montre que le travail aérodynamique utile ou la déviation de l'écoulement produits par le rotor sont insuffisamment prédits, malgré une estimation correcte du rendement global.

Rotation Speed	1800.0000	[radian s ⁻¹]
Mass Flow Rate	19.6378	[kg s ⁻¹]
Inlet Volume Flow Rate	16.0425	[m ³ s ⁻¹]
Input Power	1305690.0000	[W]
Reference Radius	0.2175	[m]
Inlet Flow Coefficient	0.4188	
Exit Flow Coefficient	0.4669	
Work Input Coefficient	0.4338	
Reaction	0.7642	
Total Pressure Ratio	1.8886	
Total Temperature Ratio	1.2297	
Total Isentropic Efficiency %	88.5807	
Total Polytropic Efficiency %	89.5141	

FIGURE 12 – Performances globales calculées pour le NASA Rotor 37.

Il convient toutefois de rappeler que les valeurs de référence correspondent au point nominal, tandis que la simulation fournit un débit de $19.6378 \text{ kg s}^{-1}$. Une validation plus rigoureuse nécessiterait une interpolation de la courbe expérimentale au même débit corrigé.

7.3 Évolution thermodynamique à travers le rotor

Les valeurs moyennes calculées à l'entrée et à la sortie sont rassemblées dans le tableau 8.

TABLE 8 – Évolution des principales grandeurs à travers le rotor.

Grandeur	Entrée	Sortie	Variation
Pression statique (Pa)	85 721.8	130 825	+45 103.2
Pression totale (Pa)	101 286	194 127	+92 841
Température totale (K)	288.192	354.389	+66.197
Entropie ($\text{J kg}^{-1} \text{ K}^{-1}$)	-34.011	-8.885	+25.126
Mach absolu	0.4948	0.7583	+0.2635
Mach relatif	1.2802	0.8361	-0.4441

L'augmentation des pressions statique et totale confirme que le rotor transmet effectivement de l'énergie au fluide. La température totale augmente de près de 66.2 K, ce qui traduit le travail mécanique fourni par la roue mobile.

L'entropie augmente également à travers le rotor :

$$\Delta s = s_{out} - s_{in} \approx 25.13 \text{ J kg}^{-1} \text{ K}^{-1}. \quad (16)$$

Cette augmentation est physiquement cohérente et représente les irréversibilités associées aux ondes de choc, au frottement, aux couches limites, aux sillages et aux écoulements secondaires.

7.4 Évolution radiale du Mach relatif

Le profil radial du Mach relatif au bord d'attaque est présenté sur la figure ?? . La coordonnée radiale normalisée est définie par :

$$Span = \frac{R - R_{\text{moyeu}}}{R_{\text{carter}} - R_{\text{moyeu}}}. \quad (17)$$

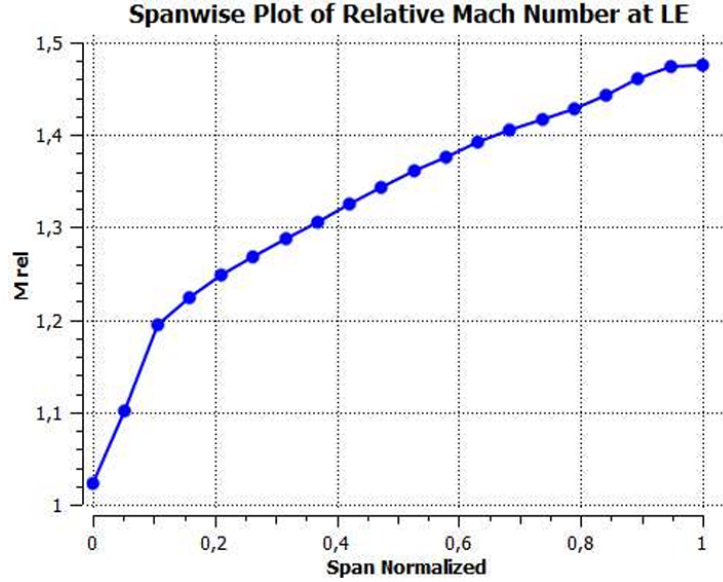


FIGURE 13 – Évolution radiale du Mach relatif au bord d'attaque.

Le Mach relatif augmente continuellement du moyeu vers le sommet. Il passe d'environ 1.02 au moyeu à environ 1.48 au sommet. Cette évolution s'explique principalement par l'augmentation de la vitesse périphérique :

$$U = \Omega R. \quad (18)$$

À vitesse de rotation constante, une augmentation du rayon entraîne une augmentation de U et donc de la vitesse relative rencontrée par la pale.

La littérature indique des valeurs de Mach relatif au bord d'attaque voisines de 1.13 au moyeu et de 1.48 au sommet [2, 4]. La simulation présente donc un très bon accord près du sommet, tandis qu'elle sous-estime le Mach relatif près du moyeu :

$$\varepsilon_{M_{\text{rel, hub}}} = \frac{1.02 - 1.13}{1.13} \times 100 \approx -9.7\%. \quad (19)$$

Cette différence peut être liée à la reconstruction du canal méridien, à la forme du moyeu, à la position exacte du plan de mesure ou à l'utilisation d'un profil d'entrée uniforme.

7.5 Structure transsonique à mi-hauteur

La figure 14 présente le Mach relatif dans un plan pale-à-pale situé à 50 % de hauteur.

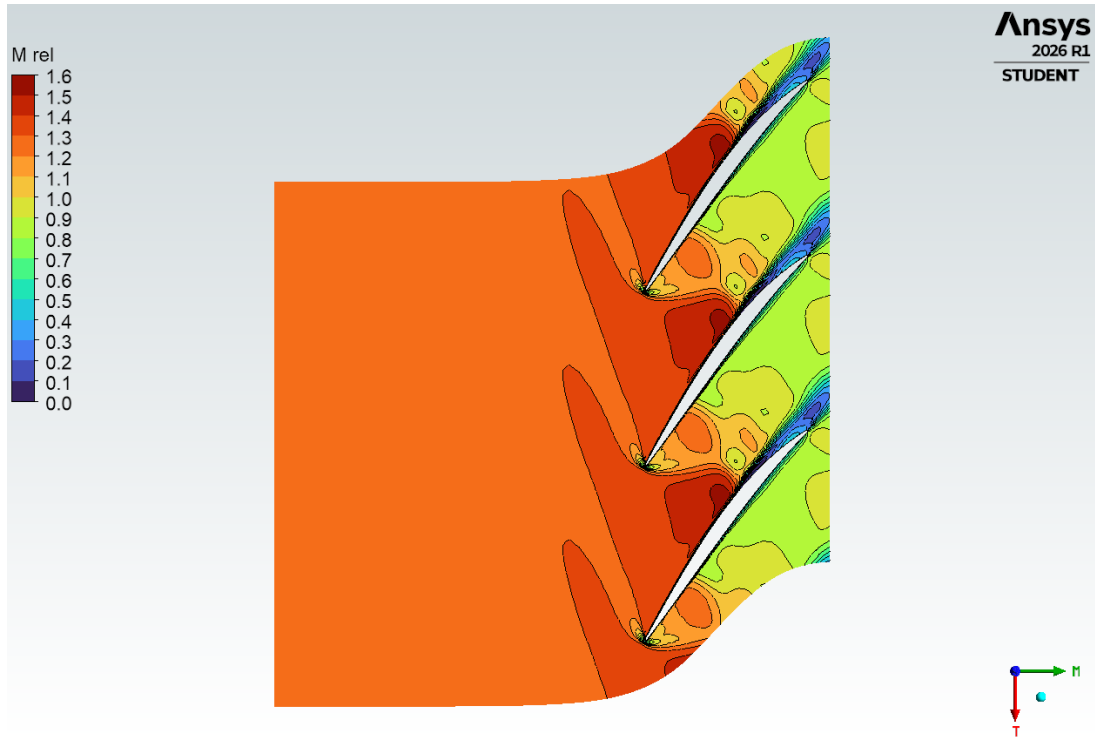


FIGURE 14 – Contour du Mach relatif à 50 % de hauteur.

L'écoulement entre dans le rotor avec un Mach relatif supersonique. Une accélération locale produit des valeurs pouvant atteindre environ $M_{\text{rel}} = 1.5$ à 1.6 . Le Mach relatif diminue ensuite jusqu'à une valeur moyenne proche de 0.84 en sortie.

La transition :

$$M_{\text{rel}} > 1 \quad \longrightarrow \quad M_{\text{rel}} < 1 \quad (20)$$

met en évidence le caractère transsonique de l'écoulement. Les variations rapides des contours dans le passage sont compatibles avec la présence d'un système d'ondes de compression et d'une onde de choc. Le choc interagit avec la couche limite de la pale et peut provoquer son épaissement ou un décollement local.

La simulation reproduit donc qualitativement la structure transsonique décrite dans la littérature. Cependant, le contour présente plusieurs zones locales irrégulières autour des surfaces. Ces irrégularités peuvent être associées à l'interaction choc-couche limite, mais également à la résolution relativement faible du maillage. La position exacte et l'intensité du choc ne peuvent donc pas être considérées comme entièrement validées à partir de ce seul calcul.

7.6 Charge aérodynamique de la pale

La figure 15 présente la distribution de pression sur les deux faces du profil à 20 % et 50 % de hauteur.



FIGURE 15 – Contour du Mach relatif à 50 % de hauteur.

La différence de pression entre les faces de pression et d'aspiration détermine la charge aérodynamique locale :

$$\Delta p(x) = p_{\text{pression}}(x) - p_{\text{aspiration}}(x). \quad (21)$$

Les courbes présentent une forte différence de pression dans la première partie de la corde. Une remontée rapide de la pression est observée approximativement vers $x/c = 0.4$ à 20 % de hauteur et vers $x/c = 0.55-0.60$ à mi-hauteur. Cette remontée peut être associée à la compression transsonique et au passage de l'onde de choc.

La différence entre les distributions obtenues à 20 % et 50 % confirme que la charge n'est pas uniforme suivant le rayon. Elle dépend du Mach relatif, de la géométrie locale du profil et du vrillage de la pale.

L'identification définitive des faces de pression et d'aspiration doit néanmoins être vérifiée dans CFD-Post, car le rapport automatique ne présente pas clairement leur légende.

7.7 Interprétation des écarts avec la littérature

Les travaux expérimentaux de Suder [2] montrent que l'écoulement du Rotor 37 est fortement tridimensionnel et dominé, dans la région de tête, par l'interaction entre l'onde de choc, la couche limite du carter et le vortex de fuite. Ces phénomènes génèrent du blocage et des pertes qui influencent directement le débit, la déviation et le rapport de pression.

Les comparaisons CFD présentées par Denton [3] ont montré que plusieurs solveurs peuvent reproduire la tendance générale de la caractéristique du Rotor 37 tout en produisant des différences importantes sur le rapport de pression, le rendement et les profils radiaux. La prédiction du Rotor 37 est particulièrement sensible au traitement de la couche limite, du jeu en sommet et de l'interaction choc-couche limite.

De même, l'étude numérique de validation de la NASA [4] montre qu'une bonne prédiction des performances nécessite un maillage fin, notamment dans le jeu en sommet. Même avec un modèle $k-\omega$ et un maillage fortement raffiné, des différences peuvent subsister dans les profils de température totale, de pression totale, d'efficacité et d'angle de sortie.

Dans la présente étude, le modèle SST $k-\omega$ reproduit correctement le caractère transsonique, la décélération relative, l'augmentation de pression et l'ordre de grandeur du rendement. Il sous-estime cependant le rapport de pression totale.

Cet écart ne peut pas être attribué uniquement au modèle de turbulence. Plusieurs sources d'incertitude interviennent simultanément :

- la reconstruction paramétrique de la géométrie dans BladeGen ;
- la résolution limitée du maillage ;
- la représentation du jeu en sommet ;
- la valeur du y^+ sur les surfaces ;
- les conditions d'entrée simplifiées ;
- la position des plans de moyenne ;
- l'utilisation d'une simulation RANS stationnaire ;
- les limites intrinsèques du modèle SST $k-\omega$.

Le modèle SST repose sur l'hypothèse de viscosité turbulente isotrope. Il ne représente donc pas entièrement l'anisotropie des contraintes turbulentes, les effets complexes de rotation, les fluctuations du choc ou les structures instationnaires du vortex de fuite. Il peut ainsi modifier la position du choc, l'épaisseur de la couche limite et le niveau de blocage calculé.

La sous-estimation du rapport de pression peut être reliée à une prédiction insuffisante de la déviation de l'écoulement ou du travail transmis au fluide. Une erreur sur la position du choc et sur le blocage près du carter modifie également la section aérodynamique effective et la distribution radiale du travail.

7.8 Conclusion de la validation

La simulation stationnaire du NASA Rotor 37 avec le modèle SST $k-\omega$ fournit une description globalement cohérente de l'écoulement. Le débit et le rendement isentropique

présentent des écarts respectifs de -2.74% et -0.36% par rapport aux valeurs nominales. Le rapport de pression totale est toutefois sous-estimé de 10.32% .

L'analyse du champ interne montre une augmentation radiale du Mach relatif au bord d'attaque, avec une valeur proche de 1.48 au sommet. À mi-hauteur, l'écoulement passe d'un régime supersonique à un régime subsonique dans le passage inter-aubes, ce qui confirme la présence d'une compression transsonique. Les distributions de pression montrent également une charge aérodynamique non uniforme suivant la hauteur de pale.

Ces résultats montrent que le calcul reproduit les principales tendances physiques du Rotor 37 sans atteindre une concordance quantitative complète avec les mesures. L'écart sur le rapport de pression est attribué à l'action combinée du maillage, de la géométrie reconstruite, des conditions aux limites et des limites de l'approche RANS SST $k-\omega$.

Une amélioration de l'étude nécessiterait un raffinement du maillage, une vérification du y^+ , une meilleure résolution du jeu en sommet, une étude d'indépendance au maillage et le calcul de plusieurs contre-pressions afin de reconstruire la courbe caractéristique complète. Des simulations URANS ou des modèles turbulents plus avancés pourraient également améliorer la description des phénomènes instationnaires, mais avec un coût numérique nettement plus important.

8 Conclusion

Ce projet vise à construire une simulation CFD complète du NASA Rotor 37 sous ANSYS CFX.

Ce cas de référence permet d'apprendre les bases de la CFD appliquée aux turbomachines axiales transsoniques.

Le NASA Rotor 37 est particulièrement intéressant car il met en jeu plusieurs phénomènes physiques importants : compression, écoulement compressible, zones de Mach élevé, ondes de choc, pertes aérodynamiques et effets de jeu en bout de pale.

La réalisation de ce projet permettra de développer une méthodologie complète allant de la géométrie au post-traitement, tout en construisant un cas solide pour un portfolio CFD.

Références

- [1] R. D. Moore and L. Reid, *Performance of Single-Stage Axial-Flow Transonic Compressor*, NASA Technical Paper 1659, 1980.
- [2] K. L. Suder, *Experimental Investigation of the Flow Field in a Transonic, Axial-Flow Compressor with Respect to the Development of Blockage and Loss*, NASA Technical Memorandum 107310, 1996.
- [3] J. D. Denton, "Lessons from Rotor 37," *Journal of Thermal Science*, vol. 6, no. 1, pp. 1–13, 1997. doi : [10.1007/s11630-997-0010-9](https://doi.org/10.1007/s11630-997-0010-9).
- [4] A. A. Ameri, *NASA Rotor 37 CFD Code Validation*, NASA Contractor Report NASA/CR-2010-216235, 2010.
- [5] S. L. Dixon and C. A. Hall, *Fluid Mechanics and Thermodynamics of Turbomachinery*, 7th ed., Butterworth-Heinemann, Oxford, 2013.