

**Titre:** Aubes d'entrée asymétriques pour compresseur à ingestion de couche limite  
Title: Coupling limit inlet blades

**Auteur:** Simon Tanguay  
Author:

**Date:** 2024

**Type:** Mémoire ou thèse / Dissertation or Thesis

**Référence:** Tanguay, S. (2024). Aubes d'entrée asymétriques pour compresseur à ingestion de couche limite [Mémoire de maîtrise, Polytechnique Montréal]. PolyPublie.  
Citation: <https://publications.polymtl.ca/62497/>

## Document en libre accès dans PolyPublie

Open Access document in PolyPublie

**URL de PolyPublie:** <https://publications.polymtl.ca/62497/>  
PolyPublie URL:

**Directeurs de recherche:** Huu Duc Vo  
Advisors:

**Programme:** Génie aérospatial  
Program:

**POLYTECHNIQUE MONTRÉAL**  
affiliée à l'Université de Montréal

**Aubes d'entrée asymétriques pour compresseur à ingestion de couche limite**

**SIMON TANGUAY**  
Département de génie mécanique

Mémoire présenté en vue de l'obtention du diplôme de *Maîtrise ès sciences appliquées*  
Génie aérospatial

Décembre 2024

**POLYTECHNIQUE MONTRÉAL**

affiliée à l'Université de Montréal

Ce mémoire intitulé :

**Aubes d'entrée asymétriques pour compresseur à ingestion de couche limite**

présenté par **Simon TANGUAY**

en vue de l'obtention du diplôme de *Maîtrise ès sciences appliquées*

a été dûment accepté par le jury d'examen constitué de :

**Alain BATAILLY**, président

**Huu Duc VO**, membre et directeur de recherche

**René KAWAHITA**, membre

**DÉDICACE**

*À tous ceux et celles qui m'ont encouragé à persévérer,  
malgré les embûches et les obstacles... .*

## REMERCIEMENTS

Je voudrais témoigner ma reconnaissance à tous ceux et celles qui m'ont permis de mener ce projet à terme. Sans leur aide, je ne serais certainement pas allé aussi loin.

Tout d'abord, je tiendrais à remercier mon superviseur, le professeur Huu Duc Vo, pour ses conseils à toute heure du jour, son soutien logistique et financier ainsi que pour une proposition de projet que je n'ai pas pu refuser. J'ai appris beaucoup au travers de cette expérience. Dans la même veine, je souhaiterais remercier les membres du jury pour avoir pris de leur temps afin de consulter et évaluer mon projet de recherche.

Ensuite, je voudrais remercier M. Mohsen Boroumand, sans qui j'aurais encore des difficultés à comprendre comment fonctionnent les simulations Ansys CFX. Son aide a été inestimable en ce qui a trait au volet simulations de ce projet. Je souhaiterais aussi remercier Philippe Massé, Roch Brassard, Benedict Besner et Fabrice Danet de l'équipe technique pour tout le soutien apporté à la réparation et l'amélioration du banc d'essai.

Les autres membres de l'équipe de recherche du professeur Vo que j'ai eu la chance de rencontrer ont également été d'une grande aide par leur amitié et leur soutien moral. Je remercie tout spécialement Vathsala Subrahmanyam, Bill Xue, Marc Belleau et Javad Hosseini pour avoir été présents quand ça comptait.

Pour tout ce qui est ressources de calcul, je voudrais également présenter ma reconnaissance à Calcul Québec et Calcul Canada pour l'accès à leurs grappes de calcul et à Huizhong Lu pour le soutien technique associé, ce qui m'a permis d'arriver aux résultats présentés dans ce mémoire.

Finalement, un grand merci à ma famille et mes amis hors de Polytechnique qui m'ont toujours soutenu et encouragé à continuer tout en prenant soin de moi. Leur affection et leur confiance m'ont donné l'énergie nécessaire pour avancer, et je leur en serai toujours reconnaissant.

## RÉSUMÉ

Les avions à ingestion de couche limite peuvent réduire significativement la consommation et le bruit relativement aux avions existants. Cependant, ils ne peuvent être implantés car la non-uniformité de l'écoulement entrant (distorsion aérodynamique) est néfaste à l'intégrité structurelle et à la performance des turbosoufflantes. Le concept d'aubes d'entrée (IGV) asymétriques pour atténuer ces effets via l'introduction d'une distribution non-uniforme d'angles de tourbillon à l'entrée du moteur est prometteur selon des analyses récentes. L'objectif de ce projet vise à mettre en fonction un banc d'essai afin d'ensuite valider dans un contexte expérimental le concept d'IGV asymétrique.

Des simulations sont conduites sur un modèle de soufflante axiale à un étage correspondant au banc d'essai employé pour les mesures. Ces simulations permettent de comparer la performance sans distorsion, avec distorsion et finalement avec le dispositif d'aubes asymétriques. Les résultats peuvent être comparés avec les mesures sur le banc d'essai. Les simulations sont effectuées sur Ansys CFX et avec toutes les aubes modélisées. Le tout est mené sans viscosité de surfaces afin de limiter les simulations à une durée raisonnable. L'IGV asymétrique est conçu itérativement en se basant sur les simulations pour ensuite être fabriqué et testé sur le banc d'essai.

Les délais liés à la résolution de multiples problèmes mécaniques, électriques et logiciels du banc d'essai original a limité le temps de conception du IGV asymétrique. Les premiers essais précipités de design d'un IGV 3D avec variation d'angle de sortie selon le rayon n'ont pas abouti à des designs convenables. Seul un design 2D est présenté.

Malgré cela, le banc d'essai est proche d'être fonctionnel avec un nouveau moteur et une multitude d'améliorations. De plus, le système de design itératif du IGV asymétrique est en place et il sera possible dans un futur proche de fabriquer et tester le concept d'IGV asymétrique.

## ABSTRACT

Boundary Layer Ingestion airplanes can significantly reduce fuel consumption and noise relatively to existing airplanes. However, they can't be implemented because the non uniformity of inlet flow (aerodynamic distortion) has negative effect on structural integrity and performance of turbofans. The use of an asymmetric IGV design to attenuate these effects by introducing a non uniform swirl angle distribution at rotor inlet is shown in recent works to be promising. The goal of this project is to put into service a new test rig and use it to experimentally validate the concept of asymmetric IGV.

Numerical simulations are conducted on a single stage axial fan corresponding to the design in the test rig. These simulations allow to compare performance and variation in aerodynamic forces on the rotor blades of the fan stage without and with distortion as well as with IGV. These results can be compared against measurement on the test bench. Numerical simulations are performed on Ansys CFX in full-annulus configuration but without surface viscosity to keep computational time and resources to a reasonable level. The IGV design process is iterative. It uses these numerical simulations to be later fabricated and tested on the rig.

Delays due to the resolution of multiple mechanical, electrical and software issues on the original test rig limited available time for asymmetric IGV design. The first precipitous 3D IGV designs with angle variation on the radius did not lead to a suitable design. Only a 2D design is presented.

The test bench is near ready for testing with the integration of a new motor and multiple improvements. Moreover, the iterative design process is becoming more mature and there is the possibility that an IGV will be manufactured and tested very soon.

## TABLE DES MATIÈRES

DÉDICACE . . . . .	iii
REMERCIEMENTS . . . . .	iv
RÉSUMÉ . . . . .	v
ABSTRACT . . . . .	vi
TABLE DES MATIÈRES . . . . .	vii
LISTE DES TABLEAUX . . . . .	ix
LISTE DES FIGURES . . . . .	x
LISTE DES SIGLES ET ABRÉVIATIONS . . . . .	xiii
LISTE DES ANNEXES . . . . .	xiv
 CHAPITRE 1 INTRODUCTION . . . . .	1
1.1 Contexte . . . . .	1
1.2 Description de la problématique . . . . .	6
1.3 Objectifs . . . . .	7
1.4 Plan du mémoire . . . . .	8
 CHAPITRE 2 REVUE DE LITTÉRATURE . . . . .	9
2.1 Analyse expérimentale des effets de la distorsion . . . . .	9
2.2 Simulation des effets de la distorsion aérodynamique . . . . .	12
2.3 Gestion de l'ingestion de couche limite dans le compresseur . . . . .	15
2.4 Concept d'aubes directrices d'entrée asymétriques . . . . .	17
2.5 Synthèse . . . . .	20
 CHAPITRE 3 MÉTHODOLOGIE . . . . .	22
3.1 Géométrie de la soufflante de test . . . . .	22
3.2 Banc d'essai . . . . .	23
3.3 Montage numérique . . . . .	28
3.3.1 Logiciel . . . . .	28

3.3.2	Domaine de calcul . . . . .	29
3.3.3	Maillage . . . . .	32
3.3.4	Post-traitement . . . . .	34
3.4	Conception des aubes asymétriques . . . . .	37
3.5	Validation expérimentale . . . . .	39
<b>CHAPITRE 4 RÉSULTATS . . . . .</b>		<b>42</b>
4.1	Mise en service du banc d'essai . . . . .	42
4.1.1	Réparation et mise en fonction du banc . . . . .	42
4.1.2	Paramètres révisés d'opération . . . . .	49
4.2	Changement de stratégie . . . . .	50
4.3	Effets de la distorsion aérodynamique en entrée de rotor . . . . .	51
4.3.1	Conditions en entrée de rotor . . . . .	51
4.3.2	Force sur les aubes . . . . .	52
4.3.3	Conditions en sortie de rotor . . . . .	53
4.4	Conception des aubes asymétriques . . . . .	53
4.5	Effet du IGV asymétrique sur la force sur les aubes . . . . .	56
4.5.1	Forces totales . . . . .	56
4.5.2	Chargements sur l'envergure . . . . .	57
4.6	Effet du IGV asymétrique sur le champ d'écoulement . . . . .	59
4.6.1	Impacts des IGV sur l'écoulement en entrée du rotor . . . . .	59
4.6.2	Impacts sur l'écoulement en sortie rotor et stator . . . . .	59
4.7	Effet du IGV asymétrique sur la performance de la soufflante . . . . .	59
4.8	Validation expérimentale . . . . .	63
4.8.1	Effets de distorsion expérimentaux . . . . .	65
4.8.2	Limites de la solution actuelle . . . . .	66
4.9	Synthèse des travaux . . . . .	67
<b>CHAPITRE 5 CONCLUSION . . . . .</b>		<b>68</b>
<b>RÉFÉRENCES . . . . .</b>		<b>71</b>
<b>ANNEXES . . . . .</b>		<b>74</b>

**LISTE DES TABLEAUX**

Tableau 3.1	Caractéristiques géométriques de la soufflante de test . . . . .	23
Tableau 3.2	Tableau résumant les différents éléments d'instrumentation utilisés sur le banc d'essai . . . . .	28
Tableau 3.3	Paramètres de simulation avec distorsion . . . . .	31
Tableau 4.1	Effets de la distorsion et des IGV asymétriques sur le ratio de pression de la soufflante . . . . .	62

## LISTE DES FIGURES

Figure 1.1	Comparaison entre une configuration d'avion standard et d'avion BLI	1
Figure 1.2	Configuration de l'avion D8	3
Figure 1.3	Visualisation d'un avion de ligne moderne doté d'un dispositif BLI	3
Figure 1.4	Effets d'ingestion de couche limite sur une soufflante d'avion BLI	5
Figure 1.5	Illustration d'un IGV asymétrique avec variation circonférentielle d'angle de sortie des aubes	7
Figure 1.6	Effet d'un IGV asymétrique sur les triangles de vitesse en entrée de soufflante	7
Figure 2.1	Montage expérimental de Wang et al. pour mesurer les contours de pression totale à la sortie d'une entrée d'air BLI	11
Figure 2.2	Profils de pression et d'écoulement en entrée des soufflantes (gauche) et arrangement physique des soufflantes (droite) sur le D8 à échelle réduite	12
Figure 2.3	Modèle de compresseur parallèle	14
Figure 2.4	Atténuation de la distorsion aérodynamique par injecteurs (gauche) et générateurs de vortex (droite) dans l'entrée d'air	16
Figure 2.5	Comparaison entre a) Écoulement distordu, b)Usage d'injection d'air, c)Usage de succion de couche limite et d) Combinaison d'injection et de succion selon le coefficient local de perte de pression	17
Figure 2.6	Comparaison des profils de variation de pression totale adimensionalisée des cas sans distorsion, distordu et avec IGV pour le rotor haute vitesse en sortie	19
Figure 2.7	Illustration du banc d'essai expérimental de la dernière soufflante simulée par Liu	20
Figure 3.1	Vue isométrique de l'ensemble rotor-stator de la soufflante de test	22
Figure 3.2	Comparaison du modèle 3D initial (haut) et du montage expérimental physique (bas)	24
Figure 3.3	Positionnement du IGV dans le banc d'essai, sans les carter (de droite à gauche : écran de distorsion, anneau IGV, rotor, stator)	25
Figure 3.4	Positionnement des sondes : sondes de pression statique en entrée (gauche) et sondes autour de l'étage soufflante (droite)	26
Figure 3.5	Montage de la cellule de charge entre le segment propulsion monté sur rails et la partie statique de la structure	26

Figure 3.6	Vue en coupe complète du banc de test, de l'entrée d'air jusqu'à la sortie tuyère . . . . .	27
Figure 3.7	Domaine de calcul (avec IGV) . . . . .	29
Figure 3.8	Domaine de calcul (sans IGV) . . . . .	30
Figure 3.9	Domaine de calcul du <i>Bellmouth et conditions limites</i> . . . . .	32
Figure 3.10	Section du maillage employé dans le bellmouth . . . . .	33
Figure 3.11	Profil de pression totale utilisé comme condition d'entrée du domaine de calcul . . . . .	33
Figure 3.12	Étude de convergence pour le rendement soufflante sans IGV . . . . .	34
Figure 3.13	Aperçu des maillages employés, IGV en a), entrée en b), stator en c) et rotor en d), la flèche indique la direction de l'écoulement . . . . .	35
Figure 3.14	Maillage du jeu d'aube rotor (haut) et stator (bas) . . . . .	36
Figure 3.15	Domaine de calcul pour l'évaluation de la poussée de la soufflante . .	37
Figure 3.16	Nuages de points correspondant aux contours expérimentaux aux stations 1 (gauche) et 2-3 (droite), pour un cercle de rayon unitaire adimensionnel . . . . .	40
Figure 4.1	Restant de l'ESC brûlé après l'incident (gauche) et position occupée par l'ESC auparavant (droite) . . . . .	43
Figure 4.2	Nouveau contrôleur moteur avec boucle de refroidissement liquide . .	44
Figure 4.3	Arrangement révisé de la tuyère du banc d'essai . . . . .	48
Figure 4.4	Image du nouveau moteur sans (gauche) et avec (droite) manchon adaptateur pour corps et axe . . . . .	50
Figure 4.5	Contours de pression totale en entrée de domaine rotor (plan 0) . . .	51
Figure 4.6	Contours de pression totale au niveau du bord d'attaque (plan 1) . .	52
Figure 4.7	Contours de vitesse axiale au niveau du bord d'attaque (plan 1) . .	53
Figure 4.8	Distribution des angles d'écoulement relatif à l'entrée du rotor (plan 1)	54
Figure 4.9	Distribution de vitesse relative à l'entrée du rotor (plan 1) . . . . .	55
Figure 4.10	Effet de la distorsion aérodynamique en entrée sur les forces des aubes rotor . . . . .	56
Figure 4.11	Effet de la distorsion aérodynamique sur l'écoulement en sortie rotor (plan 2) . . . . .	57
Figure 4.12	Vue de face des IGV asymétriques conçues (modèle 2D) . . . . .	58
Figure 4.13	Effets des IGV asymétriques sur la variation de force sur les aubes rotor	58
Figure 4.14	Variation circonférentielle du chargement des aubes à trois stations d'envergure différentes . . . . .	60
Figure 4.15	Distribution de l'angle d'écoulement relative à l'entrée du rotor (plan 1)	61

Figure 4.16	Distribution de vitesse relative à l'entrée du rotor (plan 1) . . . . .	62
Figure 4.17	Contours de pression totale en sortie de rotor (plan 2) . . . . .	63
Figure 4.18	Variation circonférentielle de la pression totale en sortie rotor (plan 2) à 3 stations différentes . . . . .	64
Figure 4.19	Variation circonférentielle de la pression totale en sortie stator (plan 3) à 3 stations différentes . . . . .	65
Figure B.1	Graphique de convergence des pressions de sortie sur CFX Solver Ma- nager . . . . .	77
Figure B.2	Exemple d'oscillations caractéristiques des résidus d'un comportement transitoire pour le cas avec distorsion aérodynamique sur CFX Solver Manager . . . . .	78
Figure C.1	Exemple d'un concept d'IGV 3D réalisé pour ce projet . . . . .	80
Figure C.2	Angles de sortie pour les aubes du IGV . . . . .	81

## LISTE DES SIGLES ET ABRÉVIATIONS

A	Aire
DC	Paramètre de distorsion basé sur la plage angulaire (en degrés)
$\dot{m}$	débit massique
P	pression
R,r	rayon
$V$	Vitesse scalaire
$\mathbf{V}$	Vitesse (vecteur)
U	Vitesse tangentielle ( $\Omega r$ )
$x,y,z$	Coordonnées cartésiennes
$u,v,w$	Coordonnées cartésiennes
$\alpha$	Angle de tourbillon (valeur absolue)
$\beta$	Angle du gaz sur l'aube
$\rho$	masse volumique
$\Omega$	Vitesse angulaire rotor

### Acronymes

BLI	<i>boundary layer ingestion</i> , ingestion de couche limite
CPU	<i>central processing unit</i> , processeur central
ESC	<i>Electronic Speed Controller</i> , contrôleur de vitesse électronique
IGV	<i>inlet guide vane</i> , aube d'entrée
NACA	<i>National Advisory Committee for Aeronautics</i>
PR	<i>Pressure Ratio</i> , ratio de pression
LE	<i>leading edge</i> , bord d'attaque
RANS	<i>Reynolds-Averaged Navier-Stokes</i>
RAM	<i>random access memory</i> , mémoire vive
SAI	<i>Silent Aircraft Initiative</i>
TE	<i>trailing edge</i> , bord de fuite
UTRC	<i>United Technologies Research Center</i>

**LISTE DES ANNEXES**

Annexe A	Équations additionnelles employées . . . . .	74
Annexe B	Simulations . . . . .	77
Annexe C	Itérations détaillées des aubes d'entrée asymétriques . . . . .	79

## CHAPITRE 1 INTRODUCTION

### 1.1 Contexte

La question de la consommation de carburant des aéronefs (et les émissions de gaz à effet de serre associées), de même que celle du bruit causé par ces appareils, est de plus en plus centrale dans le milieu aéronautique dans un contexte de réchauffement planétaire, de compétition féroce entre compagnies aériennes et de mondialisation accrue. En 2019, les émissions annuelles de dioxyde de carbone dues à l'aviation civile s'élevaient à plus de 900 millions de tonnes [1–3]. Une solution pour les futures générations d'aéronefs serait de se tourner vers la propulsion à ingestion de couche limite (*Boundary Layer Ingestion* ou BLI), qui promet une consommation de carburant nettement inférieure et des réductions de bruit substantielles [4] en comparaison à une propulsion conventionnelle.

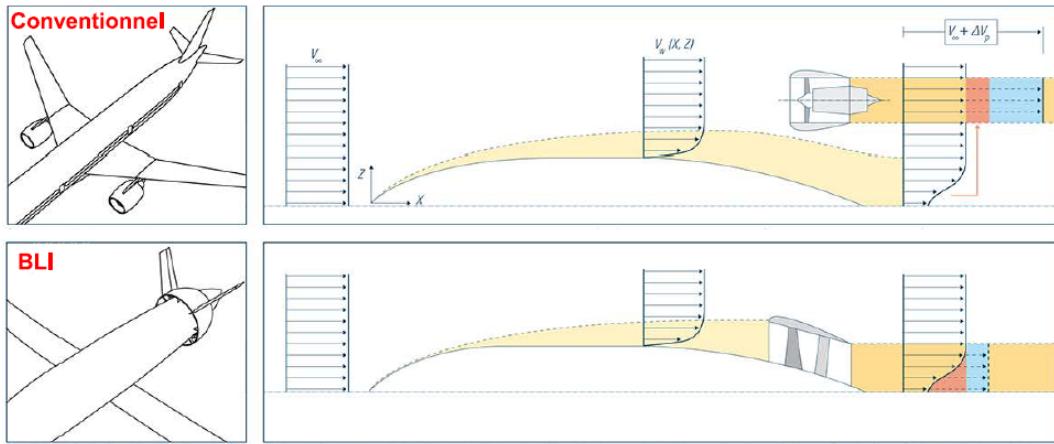


FIGURE 1.1 Comparaison entre une configuration d'avion standard et d'avion BLI (modifiée de [5])

Le principe des avions à ingestion de couche limite est expliqué avec la figure 1.1. L'écoulement d'air à proximité du fuselage et d'autres surfaces de la voilure d'un avion en vol est plus lent que le reste du fluide en raison du frottement. Cela crée ce qu'on appelle communément la couche limite, laquelle devient le sillage de l'appareil et cause la traînée de friction. Cette traînée doit être contrée avec la poussée fournie par le système de propulsion. Pour un avion conventionnel, ceci est fait en accélérant l'air de la vitesse de l'avion ( $V_\infty$ ) à une vitesse beaucoup plus grande. Par contre, un système de propulsion BLI, positionné à l'arrière du fuselage avec son entrée d'air à ras le fuselage, aspire l'air plus lent de la couche limite et l'accélère jusqu'à une vitesse comparable à celle de l'avion ( $V_\infty$ ) pour réduire ou annuler le

sillage du fuselage pour ainsi réduire la traînée [6].

Comme le changement de l'énergie cinétique de l'air traversant le système de propulsion est proportionnelle à la différence du carré des vitesses, un système de propulsion de type BLI consommerait moins d'énergie, ce qui signifie une consommation de carburant comparativement réduite. De plus, un écoulement d'air plus lent en sortie de tuyère signifie aussi un bruit réduit, un avantage important non seulement pour les passagers mais aussi les gens résidant à proximité d'aéroports.

Les exemples de concepts à l'étude pour des avions BLI sont multiples. Un premier est issu de la *Silent Aircraft Initiative* de Cambridge-MIT, qui a conduit à un concept à fuselage intégré pouvant présenter une réduction de carburant de près de 19% et une réduction de bruit jusqu'à 25 dB par rapport à un long courrier moderne comme le Boeing 777 [7]. Le concept porte le nom de SAX-40, et cherche à combiner une multitude d'avenues technologiques, dont l'ingestion de couche limite, afin de minimiser au maximum le bruit et la consommation de carburant afin de paver la voie aux futurs avions commerciaux qui pourraient prendre leur envol quelque part durant la décennie 2030.

D'autres concepts d'avions BLI incluent le Generation-after-next Aircraft [16] ainsi que le projet D8 [2] en figure 1.2. Tous deux sont développés par la NASA, bien que dans le premier cas United Technologies Research Center soit également impliqué. Chen et al. [3] présente en figure 1.3 un concept plus classique d'un avion de ligne standard de type Boeing 737 mais doté d'un dispositif BLI annulaire avec 9 petites soufflantes au niveau de l'empennage ce qui se traduirait par une réduction de 10,4% de consommation de carburant par charge utile-rayon d'action (Payload- Range Fuel Consumption) dû à un bénéfice aérodynamique lui aussi d'environ 10%.

Les avions BLI présentent ainsi les avantages suivants par rapport à un avion conventionnel :

- Plus faibles requis de poussée et consommation de carburant
- Bruit réduit
- Risque d'impact d'oiseau dans les soufflantes réduit dû à leur positionnement à l'arrière de l'appareil
- Configuration intégrée permettant l'allégement de la structure, et donc indirectement une économie de carburant

Même si le concept d'avion BLI existe depuis aussi longtemps que 1946, celui-ci n'a pas encore été appliqué dans le domaine de l'aviation civile [10]. La raison est liée aux effets de l'écoulement non uniforme arrivant au moteur, souvent une turbosoufflante, suite à l'ingestion de la couche limite. Cet écoulement non uniforme, appelé *distorsion aérodynamique*, est non

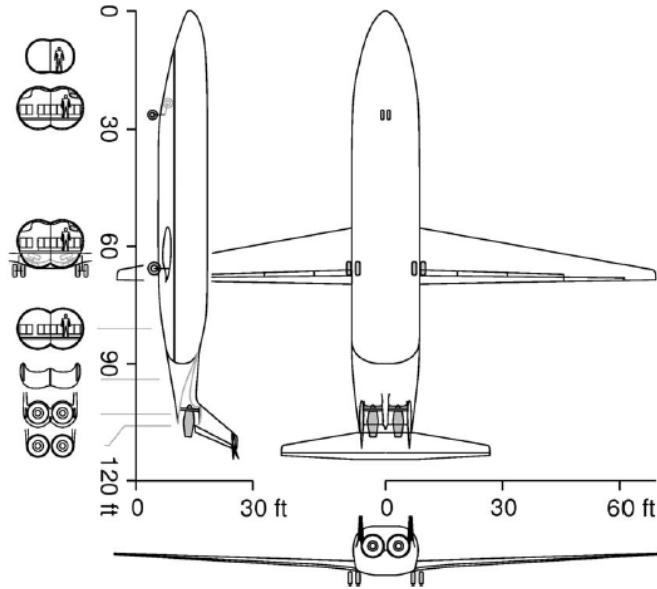


FIGURE 1.2 Configuration de l'avion D8 [8]

seulement néfaste au niveau du rapport de pression, du rendement isentropique et de la marge d'instabilité aérodynamique de la soufflante, mais peut aussi causer un bris prématûr des aubes de rotor de la soufflante.

Ces effets sont expliqués par la figure 1.4. La figure 1.4a montre l'ingestion de couche limite sur un avion BLI par une turbosoufflante encastrée dans la queue du fuselage, ce qui résulte en la distorsion aérodynamique sous la forme d'une variation de la vitesse axiale à la face du rotor de la soufflante (figure 1.4b). La région de faible vitesse (en bleu) est causée par le fluide provenant de la couche limite et sera référencée dorénavant comme zone distordue.

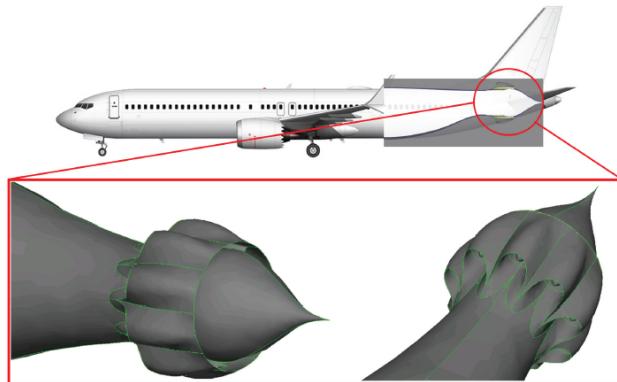
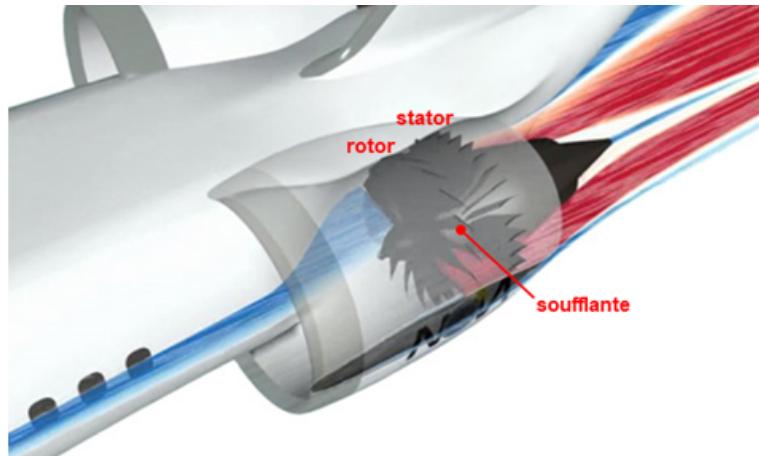


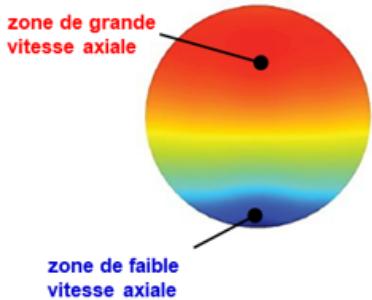
FIGURE 1.3 Visualisation d'un avion de ligne moderne doté d'un dispositif BLI [9]

La région opposée (en rouge), dorénavant appelée zone non-distordue, est le fluide hors-couche limite qui entrera à haute vitesse due à une redistribution de l'écoulement compensant pour la région bleue, maintenant ainsi le même débit d'air total de la turbosoufflante que le cas sans distorsion. La figure 1.4c montre les triangles de vitesses correspondants pour ces deux régions (en bleu et rouge) avec l'addition du cas en jaune représentant les conditions de design de la soufflante opérant sans distorsion aérodynamique. La vitesse axiale (ligne continue) se combine avec la vitesse de rotation au rayon local (en vert) pour donner la vitesse relative (ligne pointillée) à l'entrée du rotor. La figure 1.4d présente la caractéristique de la soufflante, soit la variation son rapport de pression et de son rendement isentropique en fonction le débit massique (directement lié à la vitesse axiale sur la figure 1.4c). Le cas en jaune sur la figure 1.4c donne un alignement optimal de l'écoulement relative d'entrée avec l'angle du bord d'attaque du rotor et correspond au cas avec la rendement isentropique maximum sur la figure 1.4d, soit la condition de design. La faible vitesse axiale dans la zone distordue résulte en une vitesse relative (ligne pointillée bleue sur la figure 1.4c) qui donne un grand angle d'incidence (équivalent à un angle d'attaque sur une aile) sur l'aube du rotor causant des pertes aérodynamiques (diminution du rendement isentropique) et augmentant la force aérodynamique sur l'aube qui est aussi plus à risque de décrocher (comme une aile à haut angle d'attaque) et causer une instabilité aérodynamique de la soufflante. À l'opposé, la grande vitesse axiale dans zone non-distordue (lignes rouges sur la figure 1.4c) résulte en un angle d'incidence négatif, causant aussi des pertes aérodynamiques et une réduction de la force aérodynamique. Ces deux cas se traduisent sur la figure 1.4d par le fait que la soufflante opère à gauche du point de design dans la zone distordue et à droite de ce dernier dans la zone non-distordue, tous deux en bas du rendement optimal, résultant ainsi en une performance aérodynamique (rendement isentropique et rapport de pression) affaiblie avec la région distordue réduisant la marge contre l'instabilité aérodynamique de la soufflante et la zone non-distordue opérant à plus faible rapport de pression relatif au point de design. De plus, une aube de rotor traversant ces deux régions durant une révolution subira une variation de force aérodynamique illustrée sur la figure 1.4e susceptible de causer un bris prématué due à la fatigue.

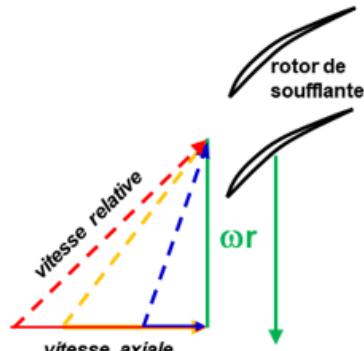
Quelques stratégies ont été proposées pour remédier aux problèmes décrits ci-haut associés à la distorsion aérodynamique. Une première consiste à recourir à des aubes de rotor structurellement renforcées pour en augmenter la résistance et la rigidité [11]. Toutefois, cette solution ne résout nullement le problème de pénalité en performance aérodynamique, et risque même de l'empirer car le renforcement structurel des aubes, comme une augmentation d'épaisseur, comporte souvent des compromis au niveau de la performance aérodynamique. Une autre stratégie est l'usage de générateurs à vortex et de jets d'air dans l'entrée d'air pour favoriser



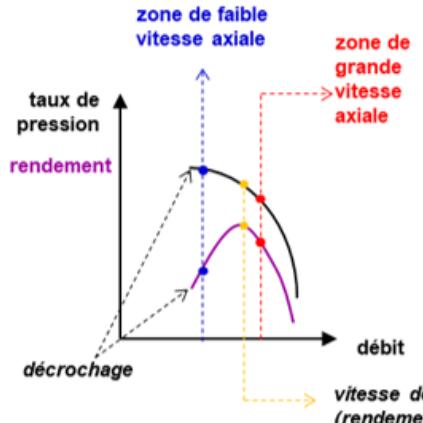
(a) Ingestion de couche limite du fuselage par une turbosoufflante d'un avion BLI



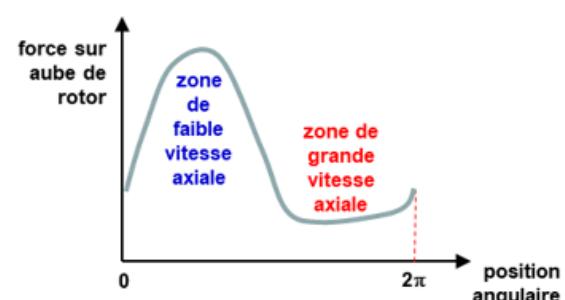
(b) Contours de vitesse axiale à l'entrée d'une soufflante BLI



(c) Triangles de vitesses à l'entrée du rotor de soufflante



(d) Caractéristiques de la soufflante



(e) Force aérodynamique sur aubes de rotor

FIGURE 1.4 Effets d'ingestion de couche limite sur une soufflante d'avion BLI

le mélange de l'écoulement en amont de la soufflante afin de diminuer la distorsion aérodynamique à l'entrée du rotor. Cependant, cette stratégie introduit beaucoup de complexité mécanique dans le système, menant à des coûts additionnels de fabrication et d'entretien. De plus, elle risque d'annuler les effets bénéfiques associés à la réduction de distorsion aérodynamique car le moteur doit fournir plus de puissance pour compenser la perte de pression dans l'entrée d'air (due au mélange) et fournir l'air à haute pression pour alimenter les jets [12].

Une nouvelle approche pour atténuer les effets négatifs de la distorsion aérodynamique sur les soufflantes avait été proposée par Liu [13]. Le principe consiste à placer une rangée d'aubes directrices d'entrée (*Inlet Guide Vanes* ou IGV) asymétriques, tel qu'illustré à la figure 1.5, immédiatement en amont d'un rotor de soufflante subissant une distorsion aérodynamique. La distribution d'angle du bord de fuite des aubes du IGV n'est pas axisymétrique comme dans un IGV standard mais varie d'une aube à l'autre pour induire une variation spatiale d'angle de l'écoulement à l'entrée du rotor de la soufflante afin de diminuer l'incidence au rotor dans la zone distordue et l'augmenter dans la zone non-distordue. Ceci est illustré par la figure 1.6 qui montre que le IGV asymétrique change l'écoulement d'entrée axial en le déviant dans la direction de la rotation dans la zone distordue pour réduire l'angle d'incidence au rotor vers la valeur optimale et ainsi diminuer la force aérodynamique ce dernier. Pour la zone non-distordue, l'écoulement axial d'entrée est dévié dans la direction opposée à la rotation pour ramener l'angle d'incidence négatif à la valeur optimale et augmenter la force aérodynamique sur le rotor. Le résultat est une diminution de l'amplitude de fluctuation de la force aérodynamique sur les aubes du rotor de la soufflante. Le rapprochement de l'écoulement relatif d'entrée à l'angle d'incidence optimal diminuerait aussi les pertes aérodynamiques (et ainsi de performance) et les risques d'instabilités aérodynamique.

L'avantage de l'approche proposée par Liu est qu'il s'agit d'un dispositif mécaniquement simple et statique et ne causant que peu de pénalité additionnelle. Les résultats de simulations du concept par Liu [13] sur un rotor de soufflante transsonique subissant une distorsion aérodynamique sévère sont hautement prometteurs, prédisant une réduction de la fluctuation de force aérodynamique sur les aubes de 75% et une récupération de près de 60% de la perte du rapport de pression due à la distorsion aérodynamique.

## 1.2 Description de la problématique

Bien que les résultats de Liu sur le concept d'aubes directrices d'entrée asymétriques soient prometteurs, ces derniers ne furent basés que sur des simulations numériques préliminaires, sans validation expérimentale. De plus, l'évaluation de Liu était limitée à des aubes directrices d'entrée 2D, soit sans variation radiale des angles, tel qu'illustré sur la figure 1.5, ce qui n'est

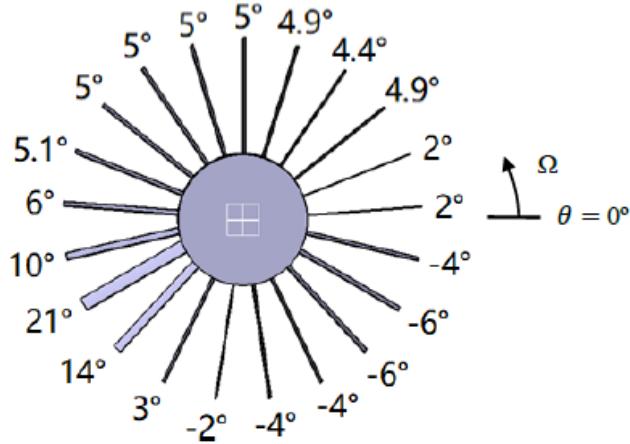


FIGURE 1.5 Illustration d'un IGV asymétrique avec variation circonférentielle d'angle de sortie des aubes [13]

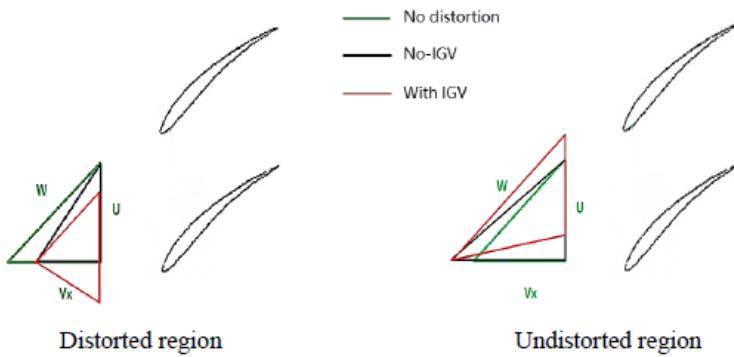


FIGURE 1.6 Effet d'un IGV asymétrique sur les triangles de vitesse en entrée de soufflante [13]

pas optimal puisque la distorsion aérodynamique implique une variation de l'écoulement d'entrée autant dans la direction radiale que circonférentielle. En d'autres mots, le plein potentiel du concept d'un IGV asymétrique ne peut être évalué que si le IGV asymétrique est doté d'aubes 3D pour donner une variation circonférentielle et radiale de l'angle de déviation de l'écoulement d'entrée (aussi appelé l'angle de tourbillon ou *swirl angle*).

### 1.3 Objectifs

Ce projet vise à valider expérimentalement le concept d'aubes d'entrée asymétriques en amont d'une soufflante. Plus spécifiquement, les objectifs visés sont :

- Mettre en fonction un nouveau banc d'essai de soufflante pour des tests de distorsion

- aérodynamiques avec IGV asymétrique
- Concevoir un écran de distorsion aérodynamique et un IGV asymétrique associé pour le banc d'essai
- Tester le IGV asymétrique sur le banc d'essai

#### 1.4 Plan du mémoire

À la suite de ce premier chapitre d'introduction, le Chapitre 2 présente une revue de littérature touchant à l'analyse expérimentale et la simulation des effets de la distorsion aérodynamique dus à l'ingestion de couche limite ainsi que les stratégies de gestion de ces effets, avec une insistance toute particulière sur le concept de IGV asymétrique. Le Chapitre 3 montre la méthodologie employée pour mener le projet à bien, soit le processus de design du IGV asymétrique ainsi que la description du montage expérimental et la procédure de test. Ensuite, les résultats obtenus seront présentés et discutés dans le Chapitre 4. Finalement, le Chapitre 5 amène les conclusions de ce travail ainsi que les recommandations de travaux futurs.

## CHAPITRE 2 REVUE DE LITTÉRATURE

### 2.1 Analyse expérimentale des effets de la distorsion

Il convient d'abord d'établir comment la distorsion peut être mesurée. En ce qui a trait à la distorsion sur une section de la conduite analysée, un paramètre commun est le DC60, qui est défini par l'équation 2.1 où  $P_{o,360}$  la pression totale moyenne sur toute la section,  $P_{o,60}$  la pression totale moyenne minimum sur une tranche de 60 degrés de la circonférence autour du centroïde de la soufflante et  $q_{ef}$  la pression dynamique moyenne sur la section.

$$DC_{60} = \frac{P_{o,360} - P_{o,60}}{q_{ef}} \times 100\% \quad (2.1)$$

Un second critère, plus direct, est la perte de pression totale dans l'entrée d'air. Cette perte est mesurée par rapport à la valeur attendue de la même configuration avec un écoulement uniforme. Ce qui donne le ratio présenté dans l'équation 2.2.

$$Perte_{entree} = \left( \frac{P_{Tout}}{P_{Tin}} \right)_{\text{entrée d'air}} \quad (2.2)$$

La distorsion aérodynamique est considérée comme sévère si la valeur de DC60 est inférieure à 80% et celle de la perte de pression totale à l'entrée est inférieure à 0,98 [13, 14].

Comme mentionné plus tôt, les études sur les effets de la distorsion aérodynamique sur les soufflantes et compresseurs ne datent pas d'hier, les premières recherches sérieuses suivant de près le développement des premiers avions à turboréacteurs. Conrad et al. [10] comptent parmi les premiers à conduire des investigations en ce sens en 1950. Leurs travaux se concentraient principalement sur les effets de diverses obstructions en entrée de turboréacteur. Il est à noter que le concept d'une soufflante BLI comme envisagé de nos jours n'existe pas à l'époque, il n'y avait que des turboréacteurs. Les obstructions testées étaient donc peu représentatives d'un cas BLI mais causaient néanmoins des perturbations aérodynamiques mesurables en entrée. Leurs conclusions établissaient qu'à bas nombre de Mach en vol, la distorsion affectait peu la performance avec une variation de la consommation de carburant d'au plus 4%. Dans un contexte de vol transsonique [15] cependant, la distorsion cause une diminution plus marquée des performances et, plus inquiétant encore, une augmentation du stress vibratoire de 80%. Ce dernier élément pourrait avoir des conséquences structurelles sérieuses sur les aubes de compresseur.

Plus récemment, un groupe français [16] a conduit des essais BLI à la soufflerie L1 de l'ONERA, leur dispositif plaçant un corps non effilé (*blunt body*) juste en avant d'une soufflante avec la capacité de varier la position du corps pour observer l'impact sur la variation d'ingestion de sa couche limite dans la soufflante. Ce banc d'essai visait à valider un modèle de simulation.

Toujours dans l'actualité, beaucoup de travaux expérimentaux ont été conduits avec des conduites d'entrée en S causant une importante ingestion de couche limite [17–19]. L'efficacité des systèmes BLI étant dépendante de la proportion de couche limite ingérée, un dispositif capable de prendre en entrée une fraction plus haute améliore l'efficacité aérodynamique de l'avion. Néanmoins, cela complique également le travail de la soufflante qui doit traiter un écoulement beaucoup plus distordu. Wang et al. [17] ont confirmé que les trois mécanismes principaux déterminant les conditions d'entrée dans un cas BLI sont la perte de pression totale, la génération de vorticité dans l'écoulement et l'interaction soufflante-distorsion, comme l'avait trouvé Hall et al. [8]. Les tests de Wang et al. [17] ont été conduits jusqu'à une fraction d'ingestion de couche limite de 83,8% pour un écoulement allant à Mach 0,75. Dans leur montage illustré en figure 2.1, ce groupe a installé une conduite d'aspiration serpentine dont la section passe d'une entrée rectangulaire à une conduite circulaire dotée de capteurs de pression statique. Une fourche capable de mouvement circonférentiel et équipée de capteurs de pression totale à différents emplacements radiaux permettait de faire l'acquisition du champ de pression totale en sortie de conduite, juste en amont de l'emplacement de la soufflante. Ainsi, grâce à ce montage, ils ont déterminé qu'avec une fraction croissante de la couche limite ingérée (de 18,6% à 83,8%) vient une baisse notable du coefficient de récupération de pression totale, passant de 0,942 à 0,871, ainsi qu'une augmentation de la distorsion avec des angles de tourbillon plus prononcés. Le tout est cohérent puisqu'une plus grande fraction de couche limite ingérée devrait en effet signifier une distorsion aérodynamique et des pertes plus importantes.

Pour revenir au groupe de Hall et al. [4, 8] précédemment mentionné, leur montage expérimental employait une maquette 1 :11 de l'avion à fuselage portant D8, installée dans le tunnel subsonique mesurant 14 par 22 pieds du centre Langley de la NASA. Les deux soufflantes étaient parfaitement positionnées pour ingérer la couche limite du dessus de fuselage. Les profils de pression et les angles d'incidence des écoulements, de même que l'arrangement de queue du montage, sont présentés en figure 2.2. Les profils ont été obtenus à l'aide d'une traverse 2D avec sonde à 5 trous. Leurs observations montrent une baisse de la puissance

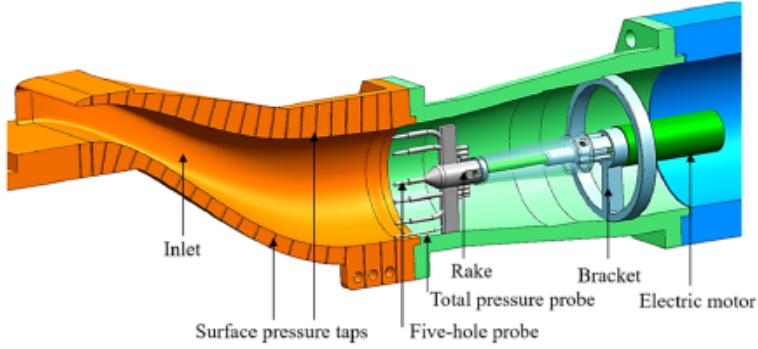


FIGURE 2.1 Montage expérimental de Wang et al. pour mesurer les contours de pression totale à la sortie d'une entrée d'air BLI [18]

requise de la soufflante de 8 à 10% pour une ingestion de 40% de la couche limite. Ce qui signifie que 40% de l'air aspiré vient de la couche limite. En ce qui concerne le comportement de l'écoulement comme tel, les auteurs ont observé qu'en amont de plus d'un diamètre de soufflante de celle-ci, l'écoulement était unidirectionnel et seulement perturbé par les conditions de vol de l'appareil. Plus proche du moteur, le champ de vitesses dépend du champ de pression statique et de la non-uniformité découlant de la réponse de la turbomachine aux distorsions aérodynamiques.

Un autre montage traitant d'ingestion de couche limite, mais cette fois pour une hélice à deux pales dont l'axe est parallèle à une simple plaque plane, a été conçu par Zaman et al. [20, 21]. Dans leur cas, il s'agit davantage d'une analyse de l'aéroacoustique d'une hélice à différents régimes de poussée dans un cas d'ingestion de couche limite. Leurs observations rejoignent les constats précédents sur la génération de vibration lors de l'entrée et de la sortie de la zone de distorsion, causant une variation des contraintes vibratoires au sein même d'une révolution. Deux régimes d'opération distincts sont ici observés. À plus haut régime de poussée, l'effet de l'ingestion de couche limite sur le bruit est réduit dans ce cas précis. À plus bas régime de poussée, le bruit est davantage présent.

Un dernier montage se démarquant par son originalité est celui de Lengyel-Kampmann et al. [22]. Le cas ici est digne de mention car il traite d'une soufflante contra-rotative à ingestion de couche limite. Il s'agissait d'un programme de mesure sur une soufflante expérimentale de ce type afin d'évaluer les effets BLI dans un tel cas. Un écran troué, fait avec une grille métallique de 5 mm laissant 66 et 76% de la conduite ouverte selon la configuration choisie (2 écrans différents employés), servait à causer les distorsions aérodynamiques. Celles-ci sont ajustées en variant la position de l'écran et un nid d'abeille est présent en aval pour retirer les composantes radiales et circonférentielles de la distorsion, puisqu'il s'agit apparemment

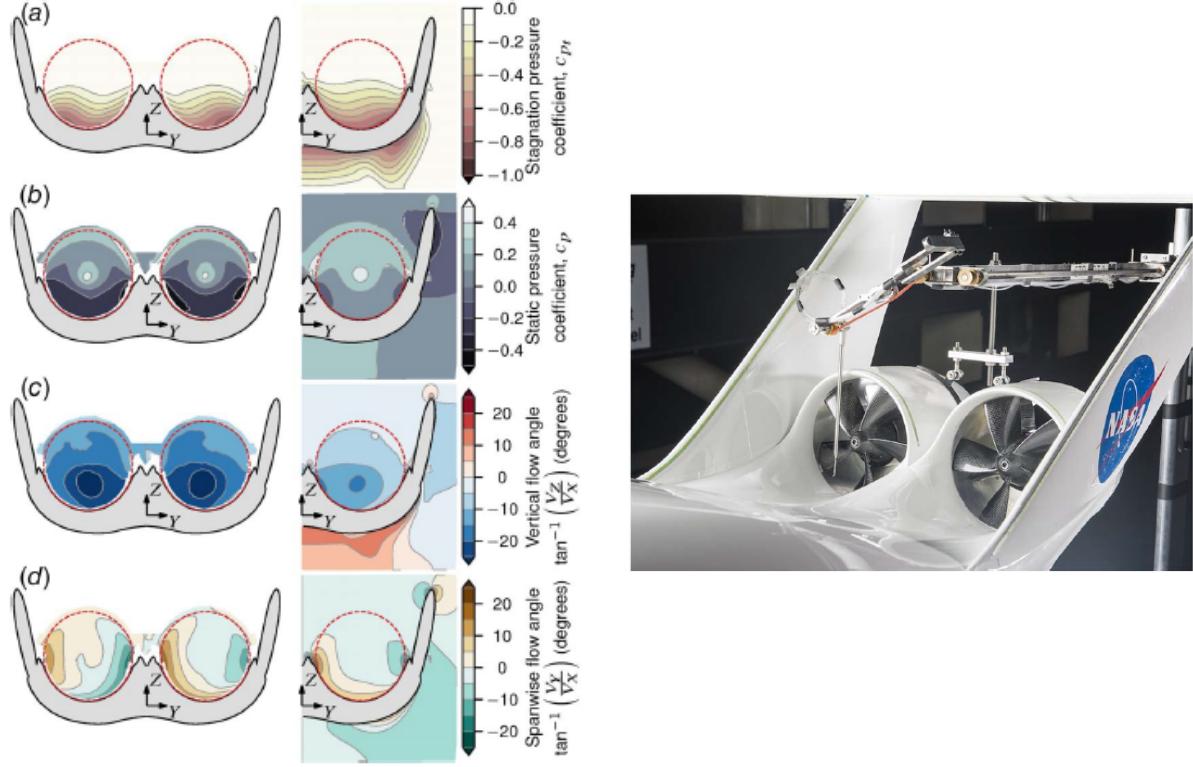


FIGURE 2.2 Profils de pression et d'écoulement en entrée des soufflantes (gauche) et arrangement physique des soufflantes (droite) sur le D8 à échelle réduite [8]

de la composante axiale qui attire tout particulièrement l'intérêt ici. Les conclusions ici ressemblent à celles menées sur des bancs BLI plus standards, comme quoi les effets de distorsion sont moindres à basse qu'à haute vitesse. Des pertes de pression de 7 à 15% en extrémité d'aube en sortie de soufflante sont observés. Une observation d'intérêt ici est qu'en aval des soufflantes, la zone de distorsion a presque complètement disparu. Bien que l'article se garde de sauter à davantage de conclusions, la nature contra-rotative de la configuration pourrait avoir contribué à un meilleur mélange uniformisant l'écoulement plus rapidement qu'une configuration standard rotor-stator.

## 2.2 Simulation des effets de la distorsion aérodynamique

Sur le plan des simulations, beaucoup d'efforts ont été consacrés dans les dernières décennies à trouver un modèle simple permettant de représenter adéquatement les effets de distorsion sans avoir à recourir à une simulation CFD intégrale du compresseur en mode transitoire. Les simplifications normalement employées dans le domaine des turbomachines supposent en effet une axisymétrie qui n'est pas valide dans le contexte d'ingestion de couche limite.

Par contre, une telle simulation RANS (*Reynolds-Averaged Navier-Stokes*), bien que pouvant représenter avec une fidélité maximale le cas réel, est excessivement coûteuse en temps et en ressources de calcul. Le cas de Liu [13] démontre des temps de calcul se chiffrent en semaines pour une simulation menée sur une grappe de calcul. Il y a donc un fort incitatif pour trouver une méthode offrant une approximation acceptable à moindre coût.

Une première méthode, nommée Modèle de compresseur parallèle (*Parallel Compressor Model* ou PCM) a été développé par Pearson et Mackenzie [23] en 1959. La soufflante y est séparée en deux secteurs distincts à écoulement uniforme (voir figure 2.3) comportant des conditions de pression et température totales différentes. Le décrochage tournant du compresseur était prédit dès lors qu'il survenait dans la section la plus distordue. Un tel modèle requiert la connaissance de la caractéristique de la soufflante, et suppose qu'il n'y a pas de distorsion radiale, ce qui ne correspond malheureusement pas au cas BLI où ce phénomène est présent [24].

Le modèle du groupe d'Atinault [16], nommé modèle de disque actionné (*Actuator Disk Model*) modélise bien la distorsion circonférentielle et radiale mais ne parvient pas à modéliser la redistribution de l'écoulement entre les régions distordues et non distordues. Cela est dû au fait que leur modèle représente le compresseur comme un disque annulaire mince au travers duquel la pression change instantanément, ce qui ne correspond pas à la réalité d'un véritable compresseur en ce qui a trait à la redistribution de l'écoulement. Gong et al. [25] tentent de leur côté de remplacer les rangées d'aubes par des ensembles de forces axisymétriques déviant l'écoulement en lieu et place des aubes. Le maillage s'en voit simplifié à une maille cylindrique non dense et une simulation annulaire multiétage devient possible avec des ressources et un temps raisonnables. Cependant, le modèle suppose un nombre d'aubes infinis et à rapport de rayons moyeu-carter élevé (donc une faible variation de l'écoulement avec rayon), ce qui le rend peu adéquat pour un contexte de soufflante où le nombre d'aubes est réduit et la distance de l'emplanture à l'extrémité est plus grande. De plus, cette méthode nécessite la connaissance de la caractéristique de la soufflante pour calculer les forces pour dévier l'écoulement.

Hall et al. [4] sont parvenus à une variation du modèle de Gong et al. [25], plus adaptée à un allongement plus grand des aubes en calculant les forces pour dévier l'écoulement à partir de la cambrure des aubes. À nouveau, cela permet une simplification importante du maillage de simulation. Ce modèle capte relativement bien l'effet de distorsion en entrée sur la soufflante et son évolution à travers les étages d'aubes. L'application de ce modèle par les auteurs indique que l'espace rotor-stator et la géométrie du stator semblent jouer un rôle-clé en la matière. De plus, il a été démontré que la redistribution de l'écoulement distordu

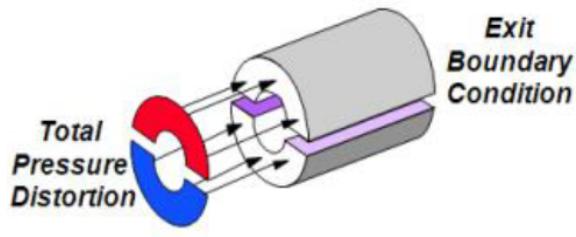


FIGURE 2.3 Modèle de compresseur parallèle [23]

ne dépendait pas du nombre de Mach [26]. Ce modèle ne prend pas en compte la viscosité car Hall et al. [4] mentionnent que les mécanismes d'écoulement associés à la réponse en distorsion sont essentiellement non visqueux. Leurs bons résultats en comparaison avec des données expérimentales indiquent qu'une simulation proche de la réalité peut être obtenue en négligeant les effets visqueux, qui sont très coûteux à calculer. **Néanmoins, ce modèle suppose également un nombre d'aubes très élevé et n'est donc pas approprié dans le cas d'un nombre d'aubes relativement faible.**

Un autre groupe, Liu et al. [27], proposent une stratégie de simulation impliquant l'usage d'un second rotor dit stabilisateur en aval d'un étage soufflante afin d'étudier l'opération à très bas débit massique du rotor et la variation de pression radiale axisymétrique survenant lorsqu'un écoulement distordu est ingéré. Les résultats des auteurs indiquent que ce second rotor permet d'infliger des distorsions plus importantes à la première soufflante sans que celle-ci ne décroche, et ce même à faible débit. Cette stratégie de simulation numérique, couplée au modèle de Hall [4] permet d'obtenir des résultats simulés représentatifs de la réalité en ce qui concerne le profil de pression totale en aval de l'étage soufflante pour le cas d'instabilités locales de l'écoulement distordu.

Le groupe de Martensson et al. [28] a quant à lui tenté une analyse linéarisée de Navier-Stokes (*Linearized Navier-Stokes*, LNS) sur une soufflante BLI avec un certain succès, son travail concluant que le modèle LNS se compare favorablement au modèle RANS annulaire, ce qui en fait un outil prometteur pour étudier la distorsion aérodynamique dans ce contexte. Le principal avantage de leur modèle linéarisé est sa plus grande simplicité, requérant ainsi moins de temps et de ressources de calcul pour mener des simulations. Les propriétés cascadiantes des rangées d'aubes sont également mises de l'avant, l'auteur postulant qu'un plus grand nombre d'aubes pourrait simultanément réduire l'effet de distorsion et sa propagation en aval.

Enfin, les simulations RANS complètes ont aussi été tentées par certains groupes. Yao et al. [29] ont conduit une vaste étude d'un compresseur multi-étages avec un code maison RANS CFD et un domaine comportant plus de 300 millions d'éléments. De manière générale, l'évolution de la distorsion aérodynamique à travers le compresseur y est très bien capturée, et il est observé que la distorsion s'amplifie en traversant le compresseur. Le temps de simulation n'est pas spécifié, mais les auteurs possédaient un accès à des ressources de calcul considérables grâce à un soutien du *DoD High Performance Computing Modernization Program Office* et *Aeronautical System Center Major Shared Resource Center*. Avec des ressources plus modestes, il est logique de supposer que la simulation d'un si grand nombre d'éléments ne peut pas se mener en un temps raisonnable. Jerez-Fidalgo et al. [30] ont également effectué une simulation RANS annulaire complète avec distorsion couvrant un tiers de la circonférence et comparé avec succès aux données de test. Finalement, Bakhle et al. [11] à la NASA parviennent eux aussi à des simulations haute fidélité avec un modèle très détaillé prenant en compte l'aéroélasticité des aubes et un modèle structurel permettant de traiter les caractéristiques dynamiques et la résonance de l'assemblage. Les conclusions de leur travail leur a permis de comprendre comment produire des aubes résistantes au stress vibratoire dû à la distorsion aérodynamique.

### 2.3 Gestion de l'ingestion de couche limite dans le compresseur

Tous les éléments présentés dans les sections précédentes amènent la question inévitable : comment remédier aux effets néfastes de la distorsion aérodynamique ?

Owens [12] et Rediniotis [31] proposent des méthodes de contrôle actif, illustrés en figure 2.4, impliquant des jets d'air transversaux à l'écoulement pour créer des tourbillons et des générateurs de vortex (petites ailettes placées dans l'entrée afin de favoriser le mélange de l'écoulement). Il est observé que l'usage de jets d'air seuls demande 2,5% de recirculation d'écoulement compresseur pour amener la distorsion circonférentielle à un niveau tolérable. L'impact de cette mesure signifie que la performance du compresseur souffre puisqu'une partie de son écoulement haute pression est prélevée, mais cela permet d'alimenter les jets d'air assurant l'amenuisement de la distorsion. Les générateurs de vortex seuls peuvent ramener la distorsion à un niveau acceptable dans un scénario à haut débit, mais échouent dans un scénario bas débit, requérant des jets d'air totalisant 0,4% de l'écoulement compresseur pour atteindre l'objectif. La méthode est donc efficace en ce qui concerne la réduction de la distorsion aérodynamique, mais les pertes de mélange poussent la perte de pression totale en entrée à 0,94.

Une variation sur ce genre de méthode, amenée par Keerthi et Kushari [19], propose en plus

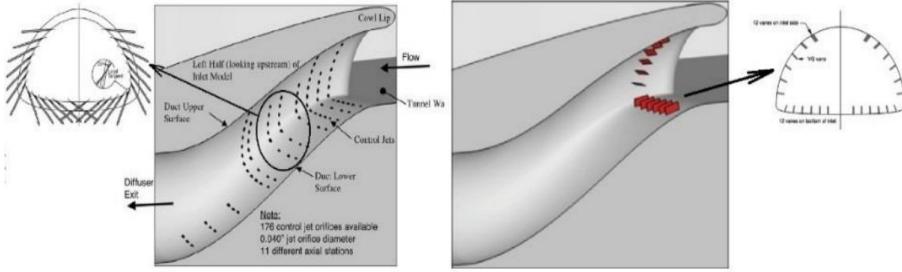


FIGURE 2.4 Atténuation de la distorsion aérodynamique par injecteurs (gauche) et générateurs de vortex (droite) dans l'entrée d'air [12]

de l'injection d'air l'aspiration de la couche limite dans la conduite ou une combinaison des deux méthodes afin d'atténuer la distorsion sans recourir à une injection additionnelle. Les résultats des différentes méthodes étudiées, plus précisément leur effet sur la perte de pression causée par la distorsion sont illustrés en figure 2.5. La succion, selon leurs observations, s'avère plus efficace en récupération de pression totale et en réduction de l'intensité de distorsion circonférentielle que l'injection de jets générant des vortex. Dans leur montage expérimental, une grille perforée entourée d'un plenum de succion permet d'accomplir le travail. Cependant, c'est la combinaison des différents procédés qui présente les meilleurs résultats. Le coefficient local de perte de pression est ici employé pour représenter le profil de pression de la section à la pression totale de l'écoulement libre. Néanmoins, pour obtenir une valeur de distorsion acceptable, 1,8% de l'écoulement compresseur doit être détourné. Les deux scénario requièrent de la recirculation d'air, et une source de succion (pression faible) ce qui implique de la complexité mécanique et des coûts additionnels en entretien.

Alternativement, avec les bonnes données en main, on peut aussi tenter de simplement construire des aubes de rotor de soufflante capables de résister aux fluctuations de contraintes causées par la distorsion aérodynamique [11]. Toutefois, cette approche n'adresse pas les effets négatifs de la distorsion sur la performance et la stabilité aérodynamique de la soufflante. En fait, elle peut même pénaliser davantage la performance aérodynamique si les aubes sont trop épaisses.

Hall et al. [32] ont également leur mot à dire dans les dispositifs de gestion de l'ingestion de couche limite. En ce qui concerne leur projet le plus récent (article paru en 2023), il s'agit en fait d'un arrangement à première vue similaire mais différent de celui de Liu [13]. Bien qu'il s'agit ici aussi d'un stator à aubes asymétriques, les aubes forment le stator de la soufflante comme telle et donc se trouvent en sortie de rotor plutôt qu'en entrée, et sont comme de fait nommées FEGV *Fan Exit Guide Vanes*. Le stator asymétrique varie la pression

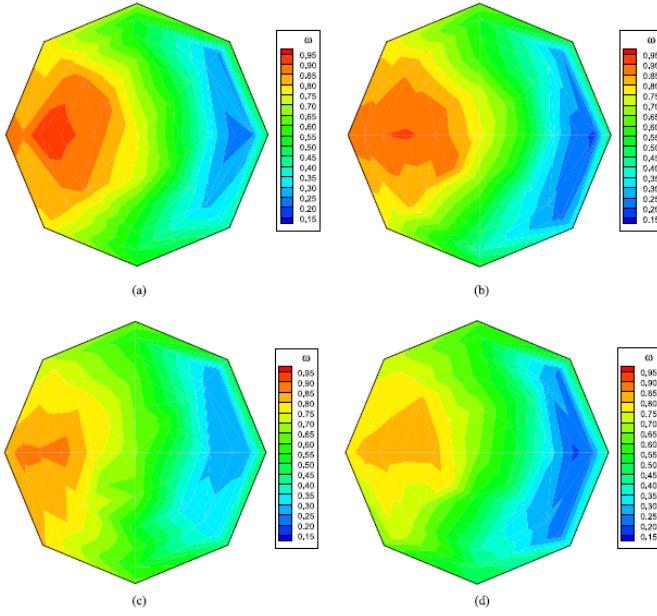


FIGURE 2.5 Comparaison entre a) Écoulement distordu, b) Usage d'injection d'air, c) Usage de succion de couche limite et d) Combinaison d'injection et de succion selon le coefficient local de perte de pression [19]

statique locale de sortie de l'étage, ce qui affecte par effet potentiel le champ d'écoulement en amont du rotor. Les recherches concernent des simulations CFD, et les trouvailles des auteurs semblent indiquer la nécessité d'établir un compromis entre angle d'incidence nul en entrée rotor et fluctuation de force nulle sur les aubes. Le premier paramètre importe pour la performance de l'étage soufflante. Le second pour la durée de vie en fatigue des aubes. Les auteurs semblent penser qu'un juste milieu est trouvable avec les bons paramètres afin que la fluctuation des forces soit tolérable et l'angle d'incidence acceptable. Donc, la non-uniformité due à la variation circonférentielle d'angle d'écoulement typiquement causée par un cas BLI peut être réduite avec un concept de stator approprié, et l'ampleur des variations géométriques requises dans un tel stator asymétrique diminue avec l'espacement rotor-stator et avec l'augmentation du débit. En d'autres mots, un stator plus proche du rotor nécessite des variations moins drastiques de sa géométrie pour corriger les effets de distorsion sur l'étage de compression.

## 2.4 Concept d'aubes directrices d'entrée asymétriques

Les aubes d'entrée asymétriques développées par Liu [13] forment une nouvelle stratégie d'atténuation des effets de la distorsion aérodynamique sur les soufflantes. La conclusion qui

avait été précédemment atteinte était que les approches actuelles abordées précédemment impliquant les générateurs de vortex, les jets d'air et les aubes renforcées, impliquent des pénalités trop importantes (sur le plan des performances ou de la complexité) pour une commercialisation viables d'avions BLI. Par ailleurs, le stator asymétrique n'a pas un impact aussi direct sur le rotor que la stratégie de Liu.

Liu a analysé ce concept en faisant et en comparant les simulations RANS CFD sans distorsion, avec distorsion aérodynamique sans IGV asymétrique et avec IGV asymétrique. Les simulations étaient en transitoire mais sans couche limite ni jeu d'aube pour sauver du temps et des ressources de calcul. Trois géométries de soufflante furent évaluées.

La première configuration à basse vitesse était un rotor de soufflante générique avec une vitesse tangentielle au bout du rotor de Mach 0.024 sur lequel était imposé une distorsion avec un DC60 de 93% et une récupération de pression totale de 0,99985, soit une valeur de distorsion plutôt faible. Les IGV parvenaient à récupérer la moitié de la pression totale perdue et réduisaient significativement la variation de charge des aubes.

La deuxième géométrie était la plus réaliste, il s'agissait du rotor transsonique NASA 67, avec une vitesse tangentielle au bout du rotor de Mach 1.38, une distorsion expérimentale DC60 de 66% et une récupération de pression totale de 0,9737. L'insertion d'un IGV asymétrique à aubes simple en 2D (voir figure 1.5) a permis de réduire la fluctuation des forces aérodynamiques sur les aubes du rotor de 75%. De plus, le IGV asymétrique a récupéré 60% de la perte de pression totale, ce qui est le résultat le plus prometteur. L'écoulement en sortie est également beaucoup plus uniforme comme visible en figure 2.6. Même en estimant de façon conservatrice l'impact des pertes visqueuses associées aux aubes directrices d'entrées avec l'angle de bord de fuite, la récupération de pression totale du rotor de soufflante demeure 52,5%, confirmant le faible impact des pertes visqueuses. Finalement, l'analyse des résultats indique que des aubes IGV en 3D auraient pu donner d'encore meilleurs résultats.

La dernière géométrie était un étage (rotor-stator) de soufflante sur un banc d'essai expérimental à basse vitesse avec un DC60 de 70% et une récupération de pression totale de 0,9942. Le banc d'essai présentait des conditions différentes dans son arrangement comparativement aux montages simulés. Comme illustré en figure 2.7, un nid d'abeille avait été installé juste après l'écran de distorsion pour garder l'écoulement axial mais interférait avec une redistribution réaliste de l'écoulement dû à la distorsion. De plus, des IGV symétriques sont également employées en attendant de les remplacer par des IGV asymétriques. Les simulations avec des aubes directrices asymétriques (aucun test expérimental n'ayant été mené avec celles-ci) offrent des résultats moins impressionnantes que dans les deux autres cas, se révélant inférieures aux IGV symétriques en récupération de pression totale et en atténuation

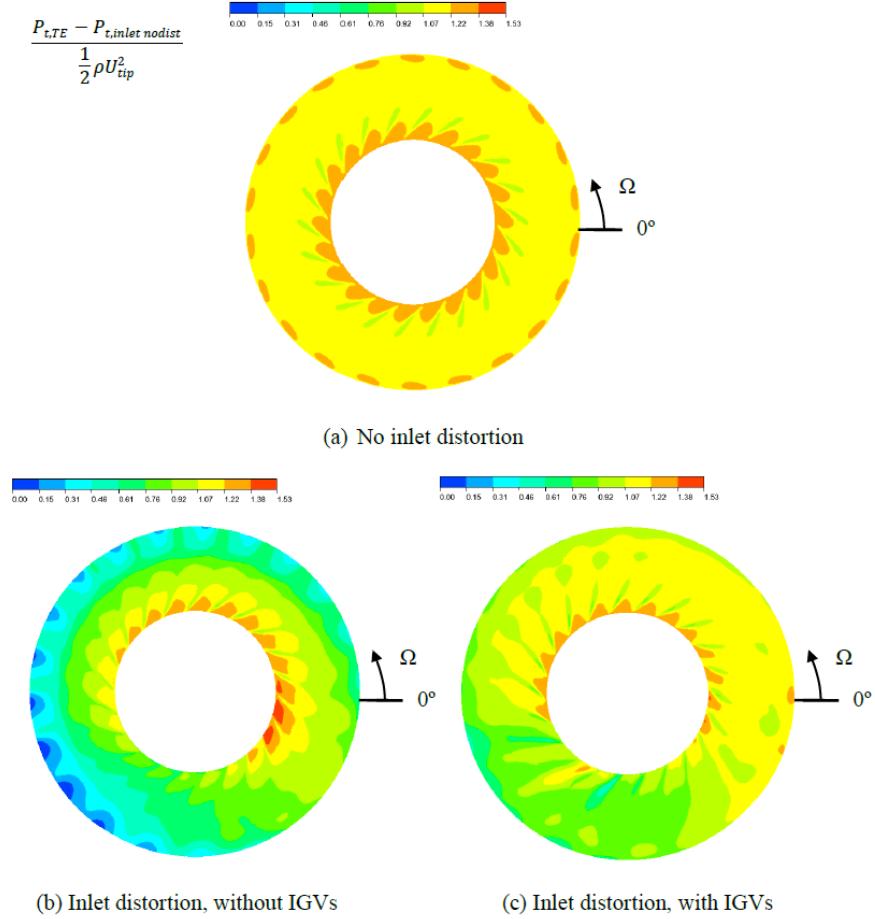


FIGURE 2.6 Comparaison des profils de variation de pression totale adimensionalisée des cas uniforme, distordu et avec IGV pour le rotor haute vitesse en sortie [13]

de distorsion sur le plan de sortie. La variation de charge des aubes présente certaines améliorations mais aussi des dégradations, ce qui donne un résultat pour le moins ambivalent. Il est cependant amené que la position de l'écran de distorsion et l'usage de nid d'abeilles dans un banc à basse vitesse donne des résultats peu réalistes, avec une faible amplitude des variations rendant celles-ci plus difficilement mesurables. De plus, un gradient d'incidence de l'écoulement extrêmement prononcé en entrée et en sortie de la région de distorsion a aussi été observé, qui rend peu efficace les IGV asymétriques.

Somme toute, les conclusions de Liu [13] donnent un caractère prometteurs au concept du IGV asymétrique mais indiquent que des tests dans des conditions d'opération plus proches du contexte réel à haute vitesse sont requis afin de valider l'intérêt pour un tel concept. Plus précisément, les paramètres recherchés sont :

- Haute vitesse (permet une variation plus importante des forces)

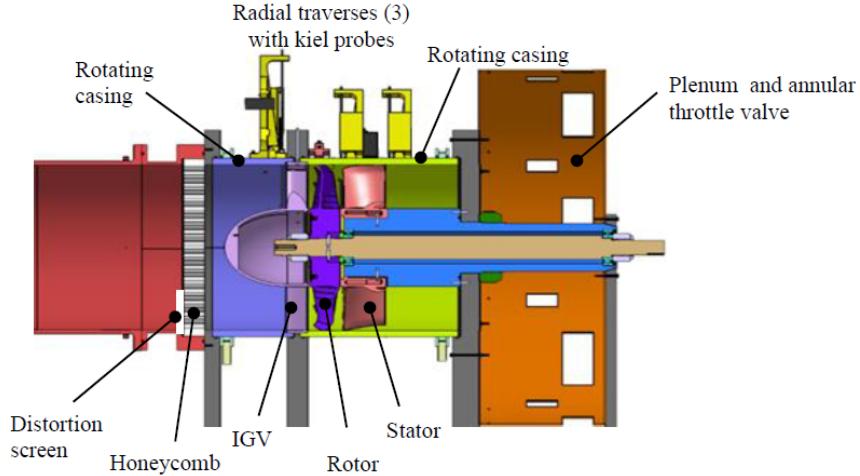


FIGURE 2.7 Illustration du banc d'essai expérimental de la dernière soufflante simulée par Liu [13]

- Écran de distorsion positionné davantage en amont
- Pas de nids d'abeilles (permet une redistribution plus réaliste de l'écoulement)

## 2.5 Synthèse

À travers cette revue de littérature, il a été établi que l'analyse expérimentale des effets de la distorsion aérodynamique est un processus qui a évolué dans le temps depuis les années 1950 et permet maintenant une étude précise des mécanismes de distorsion en jeu lors de l'ingestion de la couche limite dans une soufflante. Les montages à l'étude sont très variés et témoignent des multiples possibilités envisagées dans le cadre de la technologie BLI. La complexité associée aux comportements des distorsions en entrée de soufflante et leur atténuation rend cependant nécessaire l'usage de modèles de simulation pouvant compléter et assister au développement expérimental. Comme il a été observé dans les différents modèles présentés, les approches simplifiant la simulation de la distorsion aérodynamique en entrée de soufflante présentent toutes des limitations indésirables dans le contexte du projet actuel, ce qui ramène à la nécessité de conduire des simulations CFD annulaires complètes. Un élément retenu cependant, est que la viscosité des parois peut être négligée dans l'analyse des effets de distorsion sans que l'exactitude des résultats ne soit drastiquement affectée au niveau des moyens pour gérer l'ingestion de couche limite dans le compresseur et comment ceux-ci atténuent la distorsion aérodynamique. La vue d'ensemble démontre que ceux-ci ont des limites importantes, soit dans leur capacité à atténuer les effets de la distorsion aérodynamique sans entraîner de pertes additionnelles ou dans l'augmentation significative de la

complexité mécanique du système pour parvenir à l'atténuation souhaitée. Ce dernier point permet d'amener au dispositif d'IGV asymétrique de Liu [13] qui combine une atténuation significative des effets néfastes de la distorsion aérodynamique avec une grande simplicité mécanique, ce dispositif n'ayant cependant été validé pour que des aubes 2D et dans un contexte de simulation.

## CHAPITRE 3 MÉTHODOLOGIE

### 3.1 Géométrie de la soufflante de test

La soufflante de test employée pour ce projet, illustrée en figure 3.1 consiste en un rotor commercial pour avion téléguidé de 90 mm de diamètre à 12 aubes entraîné par un moteur électrique 3 kW Turnigy SK3 1500 kV 8S capable de théoriquement atteindre une vitesse de rotation de 45000 tours par minute (avec une alimentation 30 V telle qu'utilisée dans ce montage), suivi d'un stator. Cela correspond à un nombre de Mach tangentiel en extrémité d'aube du rotor de 0,624. Par souci de comparaison, les trois configurations de Liu [13] avaient des valeurs se situant à 0,024 et 0,13 pour les configurations basse vitesse et 1.38 pour la configuration haute vitesse. Ce banc d'essai opère donc à une valeur mitoyenne, considérablement plus élevée que celle des configurations basse vitesse mais néanmoins plus basse que la configuration haute vitesse, demeurant dans le régime subsonique. Le rotor, commercial, est doté de douze aubes en nylon moulé et d'un moyeu central en aluminium usiné. Le stator conçu à Polytechnique Montréal est imprimé 3D en résine SLA (stéréolithographie) et positionné en aval du rotor. Comme le rotor, le stator a un jeu en bout d'aube pour permettre au carter de tourner (voir section 3.2).

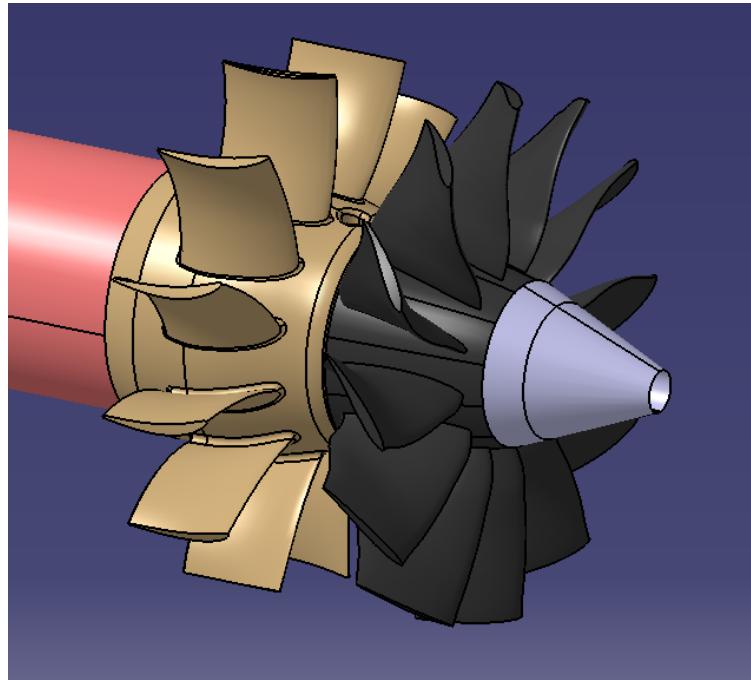


FIGURE 3.1 Vue isométrique de l'ensemble rotor-stator de la soufflante de test

TABLEAU 3.1 Caractéristiques géométriques de la soufflante de test

Paramètre	Valeur
Rayon en extrémité d'aube (mm)	44
Vitesse de rotation (design) (RPM)	45000
Nombre de Mach en extrémité d'aube	0,624
Rayon en emplanture d'aube (mm)	13,8-23 (entrée rotor à sortie stator)
Nombre d'aubes rotor	12
Jeu d'aubes rotor (mm)	0,8
Nombre d'aubes stator	12
Jeu d'aubes stator (mm)	0,4
Nombre d'IGV	12
Jeu IGV	0 (intégré à la paroi)
Longueur totale conduite simulée	0,75 m
Débit massique (design) (kg/s)	0,6

### 3.2 Banc d'essai

Le banc d'essai comme tel, incluant la géométrie du stator, a été conçu dans le cadre d'un projet intégrateur IV durant l'année 2021-2022. Le design initial du banc d'essai a cependant requis plusieurs modifications durant le présent projet, comme en attestent les différences entre la vue en coupe du modèle 3D initial, et le banc d'essai réel (figure 3.2). De l'extérieur, on remarque déjà un positionnement différent des moteurs *stepper*, la nouvelle boucle de refroidissement en arrière, une entrée d'air retravaillée ainsi que les boîtiers en bois servant à abriter l'électronique. De plus, l'actuation de la tuyère, non visible sur les images présentées, est passée d'un servomoteur à un actuateur linéaire. Les modifications et la mise en fonction du banc seront traitées en section 4.1.1.

Tel qu'illustré en figure 3.3, un écran de distorsion occupant la moitié de l'aire de la conduite est placé en amont à un diamètre de soufflante de l'entrée rotor, ce qui donne l'espace nécessaire pour que la distorsion se développe par redistribution de l'écoulement, ce qui constitue une mise en situation réaliste pour une vraie soufflante. **L'IGV se positionne directement devant le rotor, la distance entre le bord de fuite de l'IGV et le bord d'attaque du rotor devant être minimale afin d'éviter le plus possible un décalage circonférentiel des effets du IGV sur le rotor. En prenant en compte les composantes mécaniques du banc actuel, cela signifie une distance axiale minimale de 7 mm.** Pour les mesures sans IGV servant à déterminer les performances de base avec et sans distorsion, un simple anneau s'intègre à la place du IGV afin d'assurer la continuité du diamètre

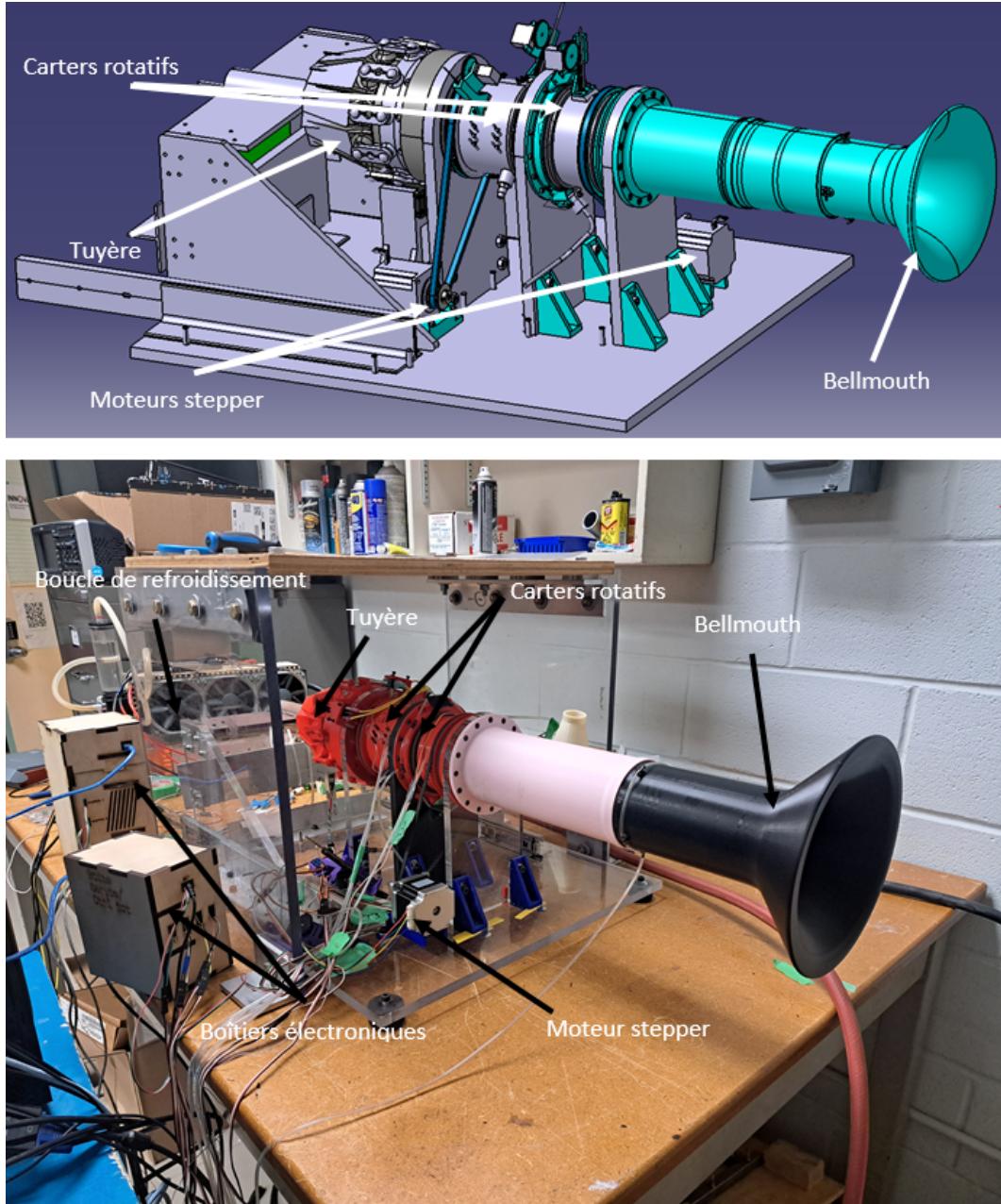


FIGURE 3.2 Comparaison du modèle 3D initial (haut) et du montage expérimental physique (bas)

interne de la conduite. L'entrée dispose d'une longueur suffisante en amont de la position de l'écran, tel qu'établie par l'équipe de conception et définie par la norme AMCA 210-16 ASHRAE 51-16 [33] pour permettre l'uniformité circonférentielle de la pression statique à la sortie du *Bellmouth* pour que ce dernier puisse mesurer le débit massique. Il n'y a qu'un seul étage rotor-stator, et le reste de la conduite se termine en une tuyère à diamètre de sortie

ajustable servant à contrôler le débit massique à travers la soufflante.

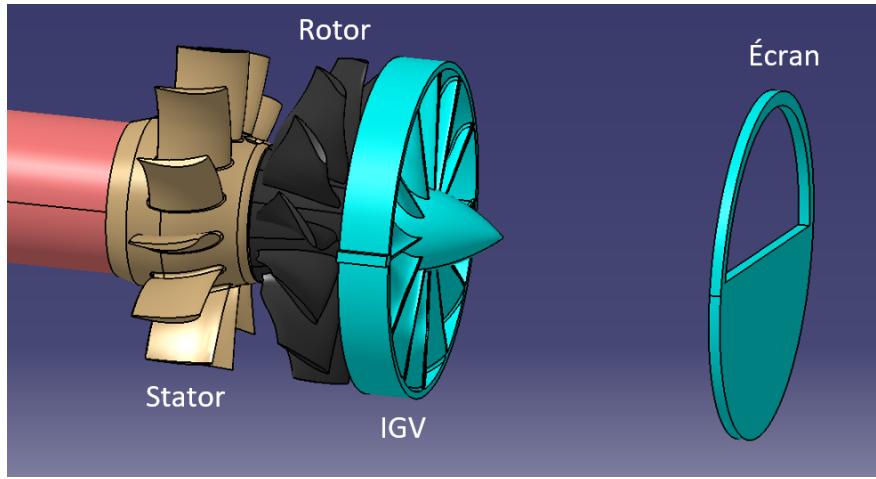


FIGURE 3.3 Positionnement du IGV dans le banc d'essai, sans les carter (de droite à gauche : écran de distorsion, anneau IGV, rotor, stator)

L'instrumentation du banc est présentée à la figure 3.4. Un ensemble de ports de pression statique sont positionnés à une série de stations, d'abord à la sortie du *Bellmouth*, puis en entrée rotor, en sortie rotor et en sortie d'étage. Les ports de pression statique sur les carters sont positionnés en 4 groupes de 3, à intervalles de 90 degrés entre chaque groupe pour un total de 12 ports statiques par station axiale. Le *Bellmouth* est doté de quatre ports de pression statique positionnés à 90 degrés l'un de l'autre. Des traverses 2D radiales-circonférentielles équipées de tubes Kiel sont également positionnées à trois positions différentes, soit entrée rotor, sortie rotor et sortie stator. Ces traverses peuvent se déplacer sur la circonference grâce à des carters rotatifs actionnés par des moteurs pas à pas (*steppers*) et radialement par des servomoteurs de type SG-90 positionnés directement sur les carters. Ces traverses servent à acquérir des contours de pression totale à ces stations. Les contours de température totale en sortie de soufflante sont aussi mesurés par un thermocouple placé sur une tige de laiton à tête ouverte installée sur une des traverses radiales sur le carter rotatif.

Une cellule de charge de 5 kg, telle qu'illustrée en figure 3.5, est montée à l'interface entre la structure rotor-stator, qui est sur rails, et le reste du banc d'essai afin de mesurer la poussée générée par l'étage de soufflante et ainsi établir une meilleure comparaison entre les cas à l'étude.

Pour que le débit massique demeure constant entre les trois cas de figure étudiés, une tuyère à diamètre de sortie ajustable actionnée par un actuateur linéaire est installée sur le banc d'essai. Le sujet de cette tuyère sera davantage abordé en section 4.1.1. Cela permet de contrôler le débit. Elle est néanmoins visible en figure 3.6, figure qui permet également de

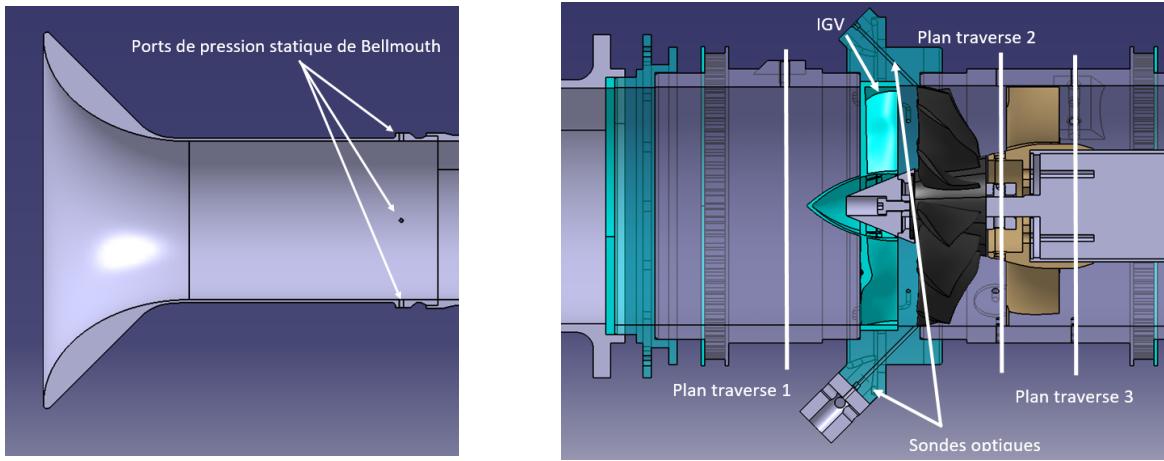


FIGURE 3.4 Positionnement des sondes : sondes de pression statique en entrée (gauche) et sondes autour de l'étage soufflante (droite)

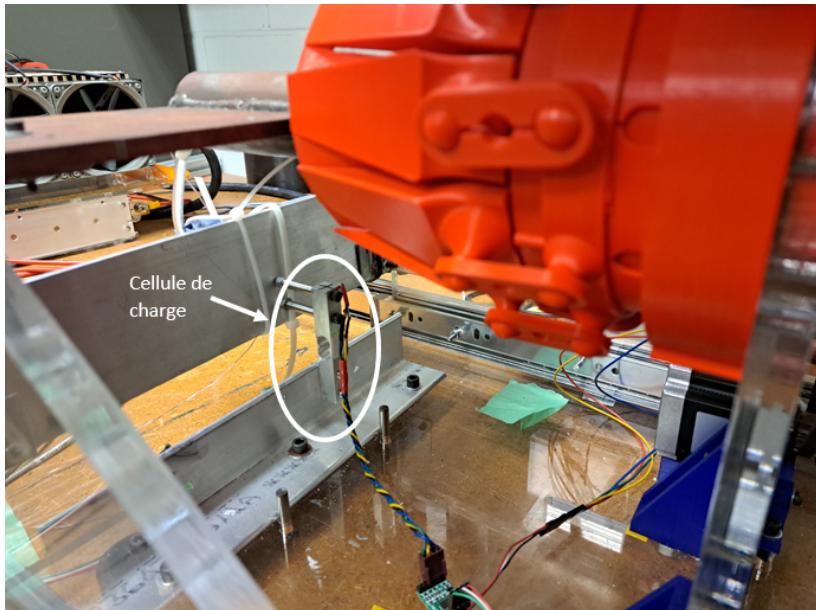


FIGURE 3.5 Montage de la cellule de charge entre le segment propulsion monté sur rails et la partie statique de la structure

voir une coupe intégrale du montage d'essai, et donc le chemin suivi par l'air du *Bellmouth* jusqu'en sortie tuyère ainsi que les emplacements clés au sein de la conduite avec lesquels l'écoulement va interagir.

La mesure du débit massique est faite à l'aide des sondes de pression en entrée du *Bellmouth*. La méthode de calcul employée est présentée en équation 3.1, avec  $\dot{m}$  le débit massique,  $C_D$  le coefficient de décharge,  $\epsilon$  le facteur d'expansion adiabatique (valant 1 dans ce cas particulier

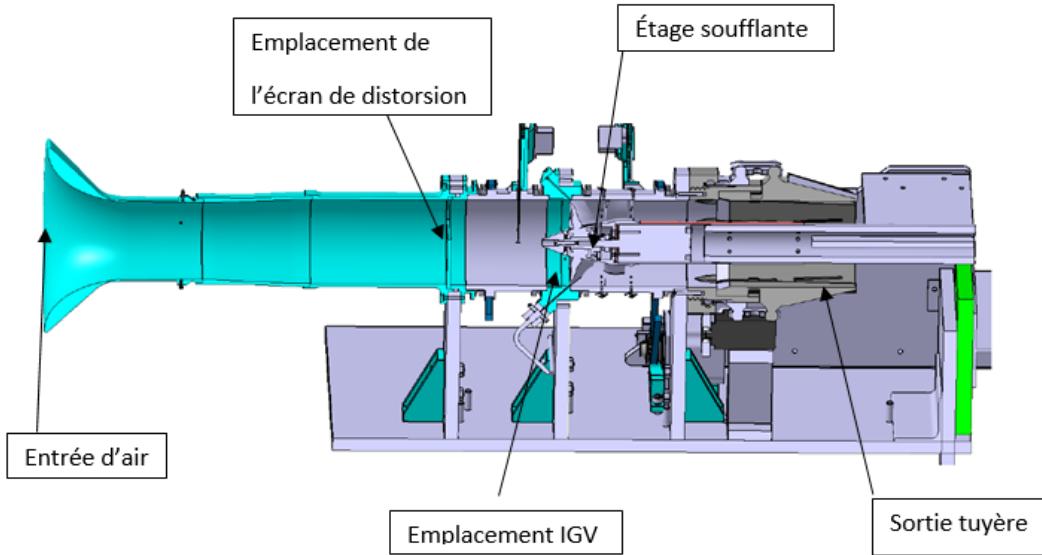


FIGURE 3.6 Vue en coupe complète du banc de test, de l'entrée d'air jusqu'à la sortie tuyère

car le fluide est assumé incompressible en entrée),  $\beta$  le rapport du diamètre interne du compresseur sur le diamètre de la conduite (0 ici car le laboratoire est assumé comme ayant un diamètre infini comparativement à la conduite),  $d$  le diamètre interne de la conduite à l'endroit de la prise de pression statique,  $\Delta P$  la différence de pression entre la pression statique au *Bellmouth* et la pression atmosphérique et  $\rho$  la densité de l'air (dictée par pression, température et humidité ambiantes).

$$\dot{m} = C_D \epsilon \frac{\pi d^2}{4\sqrt{1 - \beta^4}} \sqrt{2\rho\Delta P} \quad (3.1)$$

Deux sondes optiques intégrées dans le carter et positionnées en diagonale au bord d'attaque du rotor (voir figure 3.4) ont comme double but l'acquisition de la vitesse de rotation et de la déflexion des aubes dans la zone distordue et non distordue. Cependant, ces sondes furent endommagées et ne furent pas utilisées. Un capteur électronique positionné au niveau des fils d'alimentation du moteur principal sert finalement pour l'acquisition de la vitesse de rotation pour des raisons expliquées plus loin. Finalement, un capteur intégré permettant la mesure de pression ambiante, température et humidité dans le laboratoire permet de connaître les conditions ambiantes. Les capteurs employés ainsi qu'un survol des spécifications sont présentés en tableau 3.2. Le reste de l'électronique d'acquisition consiste en un groupe de quatre contrôleurs Arduino Uno connectés à l'ordinateur de contrôle et abrités dans des boîtiers en bois en compagnie des modules pilotes (*drivers*) des moteurs steppers servant à

la rotation des carters.

TABLEAU 3.2 Tableau résumant les différents éléments d'instrumentation utilisés sur le banc d'essai

Type de sonde	Modèle	Plage de mesure	Marge d'erreur
Acquisition pression	Netscanner 9116	$\pm 1$ psi (relatif)	$\pm 0.05$ psi
Sondes pression totale	Kiel KAA	-	-
Thermocouple	Type T	-200 à 370 °C	$\pm 0.1^\circ\text{C}$
Cellule de charge	Load Cell 5 kg straight	0 à 5 kg	$\pm 2.5$ g
Capteur RPM	Hobbywing Brushless RPM sensor	1k à 300k RPM	-
Sonde optique	RC-20	0.65 à 1.4 mm fréquence 20kHz	$\pm 0.005$ mm
Sonde pression ambiante	BME280	300 à 1100 hPa	$\pm 2.75$ hPa
Sonde température ambiante	BME280	-40 à 85°C	$\pm 1^\circ\text{C}$
Sonde humidité ambiante	BME280	0 à 100%	$\pm 3\%$

Enfin, pour l'opération du banc d'essai, un VI Labview (plus spécifiquement Labview 2018) est employé et est connecté à un ensemble de cartes Arduino directement programmées depuis le logiciel Arduino IDE. Ces cartes sont logées dans les boîtiers électroniques pointés dans la figure 3.2.

### 3.3 Montage numérique

#### 3.3.1 Logiciel

Pour les simulations, la suite de logiciels Ansys 2022 est utilisée afin de conduire tout le travail CFD ainsi que la conception des aubes directrices d'entrée asymétriques. Plus précisément, c'est le logiciel CFX qui est employé pour réaliser les simulations CFD, CFD-Post pour le post-traitement, ICEM et Turbogrid pour le maillage des géométries et BladeGen pour la conception des aubes directrices. Cette sélection est basée sur le fait que ces logiciels commerciaux sont bien adaptés aux simulations de turbomachines et étaient utilisés avec succès par Liu [13]. Le tout est coordonné au travers de la plate-forme Ansys Workbench qui regroupe tous ces logiciels sous un même parapluie. Une partie du traitement de données ainsi que la production de plusieurs graphiques est accomplie à l'aide du logiciel Matlab prenant en entrée les nuages de points et de données générées par CFD-Post. La modélisation 3D est faite avec Catia V5.

Les simulations initiales sont conduites localement sur le poste informatique à disposition afin de valider une bonne résolution initiale et dépister les éventuels messages d'erreur. Les

fichiers CFX définissant le profil de simulation sont ensuite exportés sur les grappes de calcul mises à disposition au travers des services de Calcul Canada. Les détails relevant du domaine de calcul, des temps attendus de simulation ainsi que du maillage seront traités dans les prochaines sous-sections.

### 3.3.2 Domaine de calcul

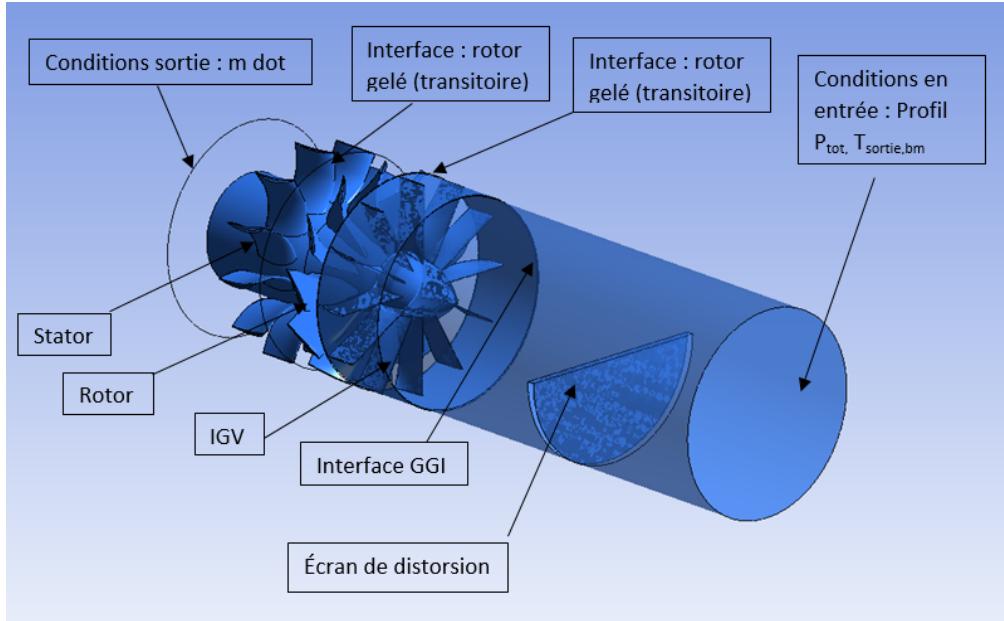


FIGURE 3.7 Domaine de calcul (avec IGV)

Les figures 3.7 et 3.8 montrent le domaine de calcul sans et avec IGV asymétrique. L'écran de distorsion présent dans le banc y est aussi incorporé. Cela devrait permettre une représentation fidèle de la réalité et de l'effet de l'écran de distorsion en respectant les contraintes en temps et ressources de calcul.

Comme cela a été déterminé dans la revue de littérature, un modèle avec des parois non visqueuses est suffisant pour représenter avec une bonne fidélité les effets de distorsion aérodynamique puisque ceux-ci sont peu affecté par les effets visqueux. Néanmoins, une représentation de turbulence (viscosité) au sein même de l'écoulement demeure requise pour capter les pertes, plus particulièrement les pertes de mélange dans l'écoulement, ainsi que représenter correctement la redistribution de l'écoulement qui en résulte. C'est pourquoi le modèle SST (*Shear Stress Transport*) a été employé dans les réglages de ces simulations. Ce modèle a été choisi car il est bien adapté à représenter les effets de turbulence recherchés, le tout ayant été prouvé par Liu [13]. Ainsi, toutes les conditions frontières aux surfaces solides

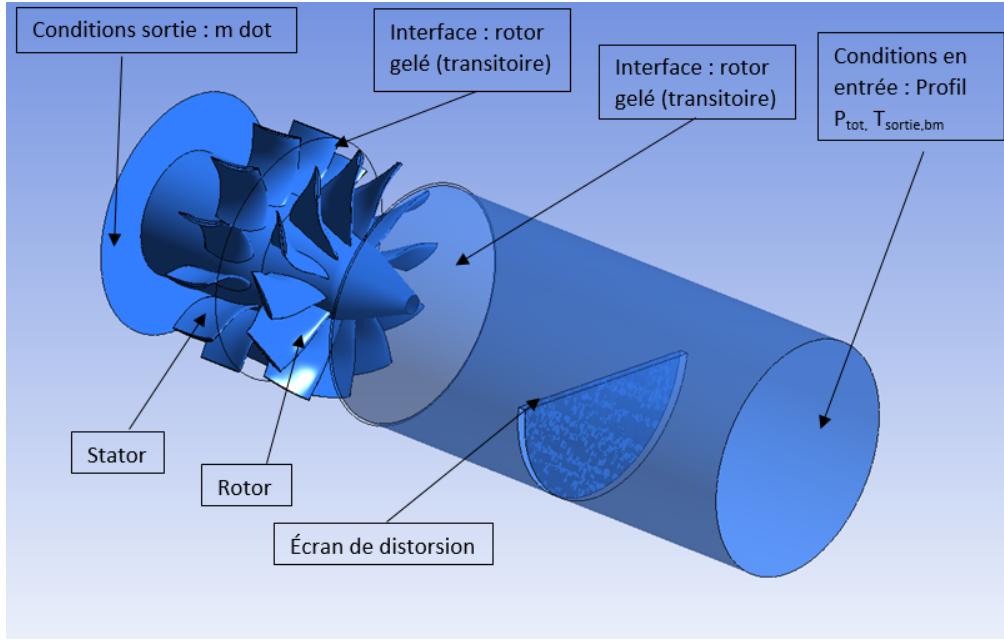


FIGURE 3.8 Domaine de calcul (sans IGV)

sont spécifiées comme *Free Slip Wall*, soit un comportement non visqueux, afin d'accélérer le temps de convergence de la simulation puisque le maillage près des surfaces solides ne doit pas être densifié. Cependant, pour reproduire la génération de la couche limite survenant en entrée au sein du *Bellmouth* employé sur le banc d'essai, une simulation menée exclusivement sur le domaine du *Bellmouth* avec une paroi de type *No Slip* jusqu'à une distance d'une circonférence rotor en amont de l'écran a été menée avec un maillage prismatique fin près des murs. Le maillage du *Bellmouth* employé afin de générer ce profil de pression est montré en figure 3.10, tandis que le domaine ainsi que ses conditions limite sont illustrés en figure 3.9. En aval de ce point, on considère comme hypothèse de modélisation que l'effet potentiel de l'écran devrait prendre le dessus sur la couche limite et l'évaluation de cette dernière n'est plus prise en compte.

Le profil de pression totale présent en sortie du *Bellmouth* est utilisé comme condition frontière en entrée du domaine de simulation comme montré en figure 3.11.

Le domaine de calcul est divisé en trois sous-domaines (cas sans IGV) ou en quatre sous-domaines (avec IGV), soient l'entrée, l'IGV, le rotor et le stator. Les interfaces sont des plans rotor transitoire entre la conduite et le rotor et entre le rotor et le stator. Dans le cas de l'interface IGV et conduite, une interface générale d'interpolation (*General Grid Interface* ou GGI) est employée pour assurer la continuité des conditions du domaine. Comme conditions frontières à l'entrée du domaine une température totale correspondant aux conditions

TABLEAU 3.3 Paramètres de simulation avec distorsion

Réglage	Choix	Explication
Type d'analyse	Permanent/transitoire	
Fluide	Air gaz idéal	Gaz compressible
Transfert de chaleur	Énergie totale	Permet de définir température d'entrée
Condition frontière à l'entrée	Pression totale, température totale, débit initialisé nul	
Température totale en entrée	294 K	Température typique du laboratoire où sont menés les essais
Pression totale en entrée	1 atm (profil)	Profil de pression totale en entrée avec valeur hors couche limite à 1 atm
Conditions frontières aux aubes	Mur à glissement libre	Non visqueux
Conditions frontières aux parois	Mur à glissement libre	Non visqueux
Vitesse rotor	45000 RPM	Design soufflante
Interface (régime permanent)	Rotor gelé et plan mélange	Requis
Interface (régime transitoire)	Rotor-stator transitoire	Requis
Condition frontière en sortie	Débit massique à 0,6 kg/s	
Schéma d'advection	Haute Résolution	Haute précision
Pas de temps (transitoire)	$5,5 \times 10^{-6}$ s	Espacement d'aube divisé en 20 segments temporels
Résiduel	$10^{-6}$	Bonne pratique
Plateforme de simulation (nombre de fils)	64 fils	Processeur central EPYC 7532 AMD de la grappe de calcul Narval
Temps de convergence typique	1-2 jours	

ambiantes est prescrite avec le profil de pression totale est extrait de la simulation en écoulement visqueux menée sur le *Bellmouth* seul afin de prendre en compte le développement de la couche limite en amont de l'écran de distorsion. Pour la condition en sortie du domaine de calcul, un débit massique est prescrit dont la valeur est le débit de design de cette soufflante à

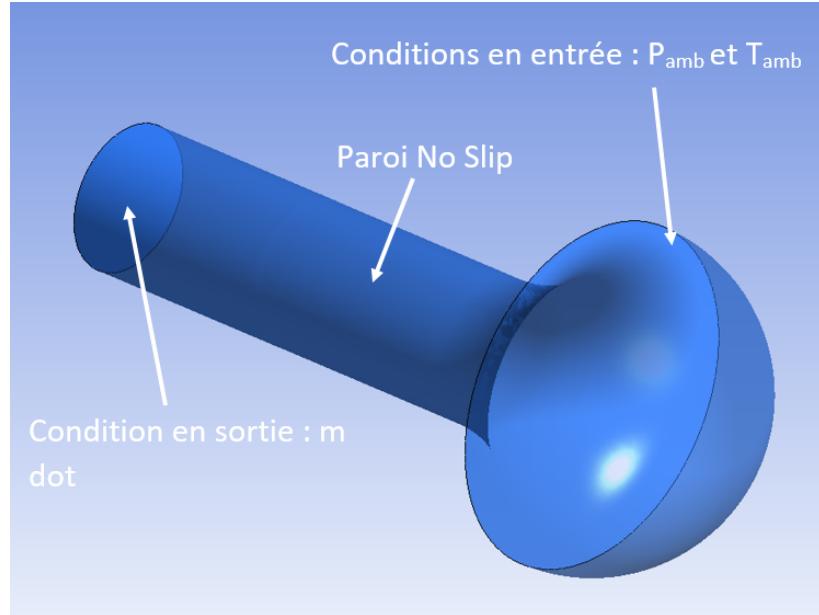


FIGURE 3.9 Domaine de calcul du *Bellmouth et conditions limites*

45000 RPM, soit 0,6 kg/s. Les paramètres de simulation sont détaillés dans le tableau ???. Le critère de convergence se base sur une valeur résiduelle de  $10^{-6}$ , ce qui correspond à la bonne pratique. Le *timestep* correspond à 1/20 du passage d'aube puisque cela est établi comme une bonne pratique par Liu [13] afin de bien capturer le comportement du rotor. Les valeurs de pression statique et totale en sortie ainsi que de débit massique net (entrée+sortie) sont également suivies afin de confirmer que la simulation a convergé. En effet, ces paramètres peuvent se retrouver à osciller avec une amplitude constante autour d'une valeur moyenne stable lors de simulations convergées en mode transitoire, ce qui rend nécessaire leur suivi. Cette variation de charge dans le temps est la principale raison de l'usage du mode transitoire pour ces simulations. La présence de la distorsion aérodynamique est à mettre en cause pour ce phénomène. Dans le cas de l'écoulement uniforme, celui-ci est conduit en régime permanent. Cependant, les cas avec distorsion, avec et sans IGV sont menés en transitoire par la prise de solutions instantanées après que la convergence soit établie.

### 3.3.3 Maillage

Le maillage pour le rotor et stator est structuré et généré avec Turbogrid. Celui de la conduite d'entrée et du IGV est non-structuré avec des éléments prismatiques, et est généré avec ICEM.

Une étude de convergence du maillage sur le domaine de calcul de la figure 3.7 a été faite pour choisir la densité de maille adéquate. La figure 3.12 en montre le résultat en terme de

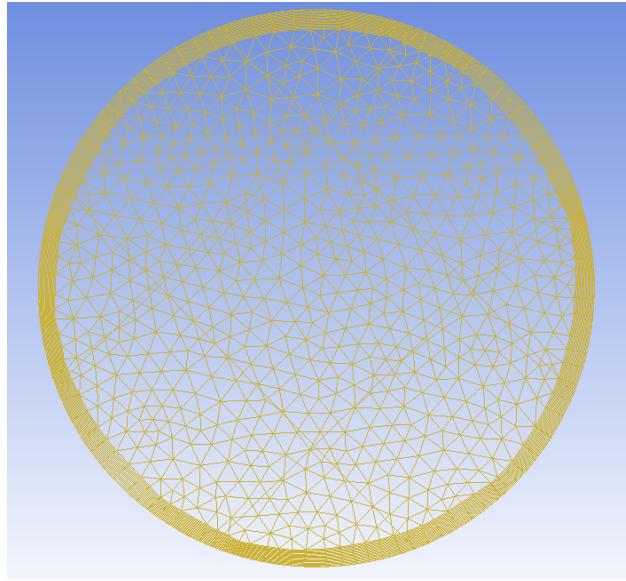


FIGURE 3.10 Section du maillage employé dans le bellmouth

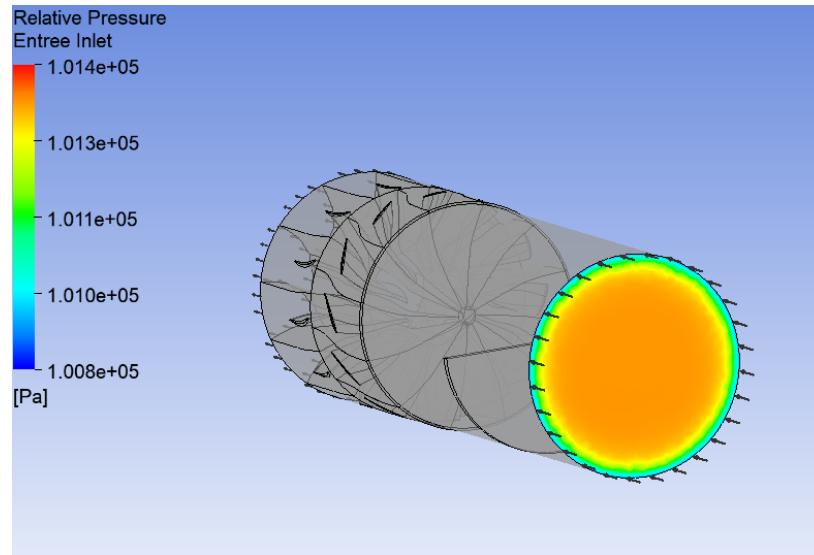


FIGURE 3.11 Profil de pression totale utilisé comme condition d'entrée du domaine de calcul

rendement pour le nombre total d'éléments. Il est à noter que cela a été fait pour le cas sans IGV. La densité d'éléments du sous-domaine de l'IGV est en effet significativement plus élevée que pour l'entrée et n'est donc pas un facteur limitant pour la résolution de la simulation. Le choix d'une densité plus haute du sous-domaine de l'IGV est dû à l'apparition de trous irréguliers dans le maillage au niveau des bords de fuite durant la génération de maillage sur ICEM lorsqu'un niveau de raffinement plus grossier, correspondant à celui utilisé pour l'entrée, était employé. En se basant sur ces résultats, le maillage choisi comporte 2050000

(sans IGV) et 2780000 éléments (avec IGV) au total dont 320000 pour l'entrée (conduite et écran), 730000 pour l'IGV (lorsque présentes), 830000 pour le rotor (les 12 aubes) et 900000 pour le stator (12 aubes également).

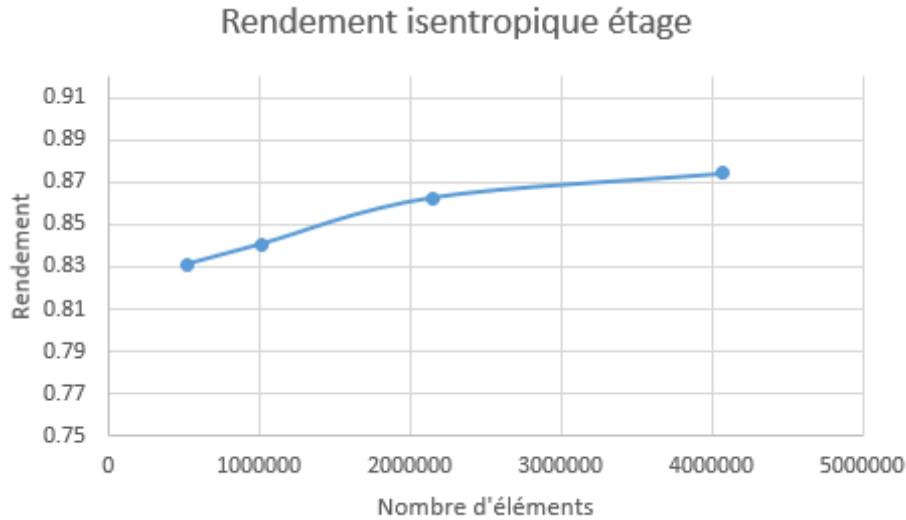


FIGURE 3.12 Étude de convergence pour le rendement soufflante sans IGV

La figure 3.13 montre le maillage de chacun des 4 sous-domaines utilisés. Il est à noter que la densité d'éléments à proximité des parois est autrement moindre puisque la simulation est faite dans des conditions non-visqueuses. La figure 3.14 montre plus en détail le maillage au niveau du jeu d'aube pour le rotor et le stator.

### 3.3.4 Post-traitement

Le post-traitement des données de simulations CFD se fait avec CFD-Post couplé avec Matlab et Excel, lorsque nécessaire, pour sortir les paramètres servant dans le design du IGV asymétrique et à la validation expérimentale. Ces paramètres sont :

1. Force aérodynamique sur les aubes du rotor, utilisé pour évaluer l'amplitude de fluctuation des forces et la position des sommets et vallées afin d'itérer sur le design du IGV asymétrique et en évaluer l'effet en terme de diminution de cette fluctuation. La force sur chaque aube de rotor est obtenue par calcul de la norme des composantes X, Y et Z de force de pression sur le domaine de chacune des aubes séparément dans CFD-Post, afin de pouvoir tracer sur Excel un graphique les présentant toutes ensemble de manière à comparer la fluctuation du cas avec distorsion aérodynamique au cas avec IGV asymétrique et au cas avec écoulement uniforme.

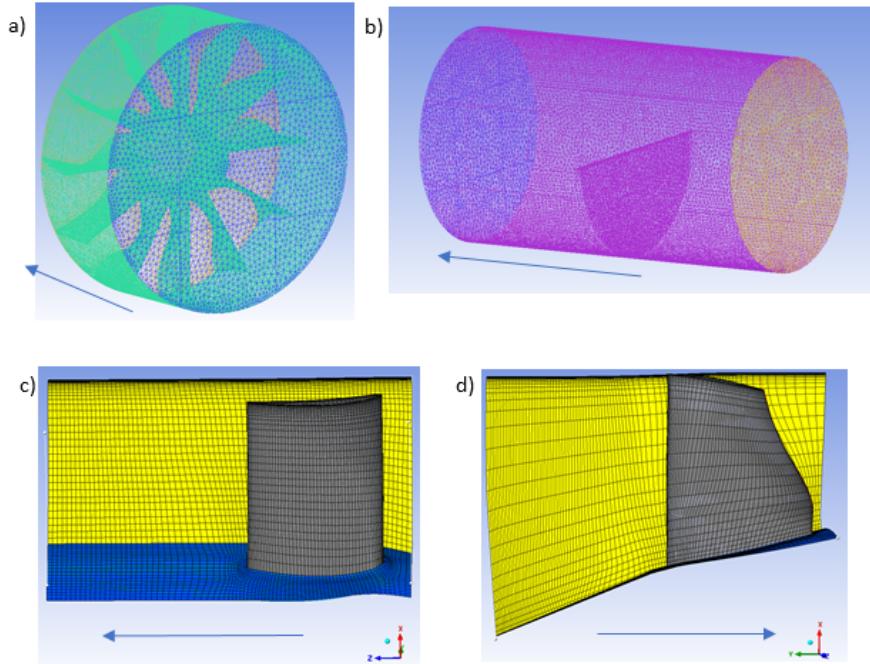


FIGURE 3.13 Aperçu des maillages employés, IGV en a), entrée en b), stator en c) et rotor en d), la flèche indique la direction de l'écoulement

2. La distribution circonférentielle de force aérodynamique à chaque envergure (0%, 25%, 50%, 75% et 100% de l'envergure de l'aube rotor) pour aider à itérer sur la variation radiale d'angle de sortie de chaque aube du IGV asymétrique. Ce paramètre est obtenu par l'usage de l'outil Turbo sur CFD-Post, plus précisément dans les *Turbo Charts* l'option *Blade Loading* sur le domaine du rotor, qui permet de produire les courbes de distribution circonférentielles désirées à n'importe quelle station d'envergure sur le volume de contrôle de chaque aube.
3. La distribution circonférentielle de la vitesse relative et de l'angle d'incidence à l'entrée du rotor à chaque envergure (pour 0%, 25%, 50%, 75% et 100% de l'envergure) pour s'assurer que la variation locale d'angle de sortie du IGV ne donne pas des valeurs d'angles incidents excessives. Ces paramètres sont obtenus en procédant à l'extraction (onglet *Export*) des composantes de vitesse (*Velocity*) de l'écoulement et, dans un programme Matlab, les traiter en convertissant les valeurs pour obtenir les coordonnées cylindriques (exportation en coordonnées cartésiennes par défaut) et en ajoutant la vitesse tangentielle du rotor afin d'obtenir les vitesses relatives et les angles incidents en entrée du rotor.
4. Les contours de pression totale aux plans des trois traverses (voir figure 3.4), ainsi que les contours de température totale sur le plan de sortie du stator, pour comparer avec

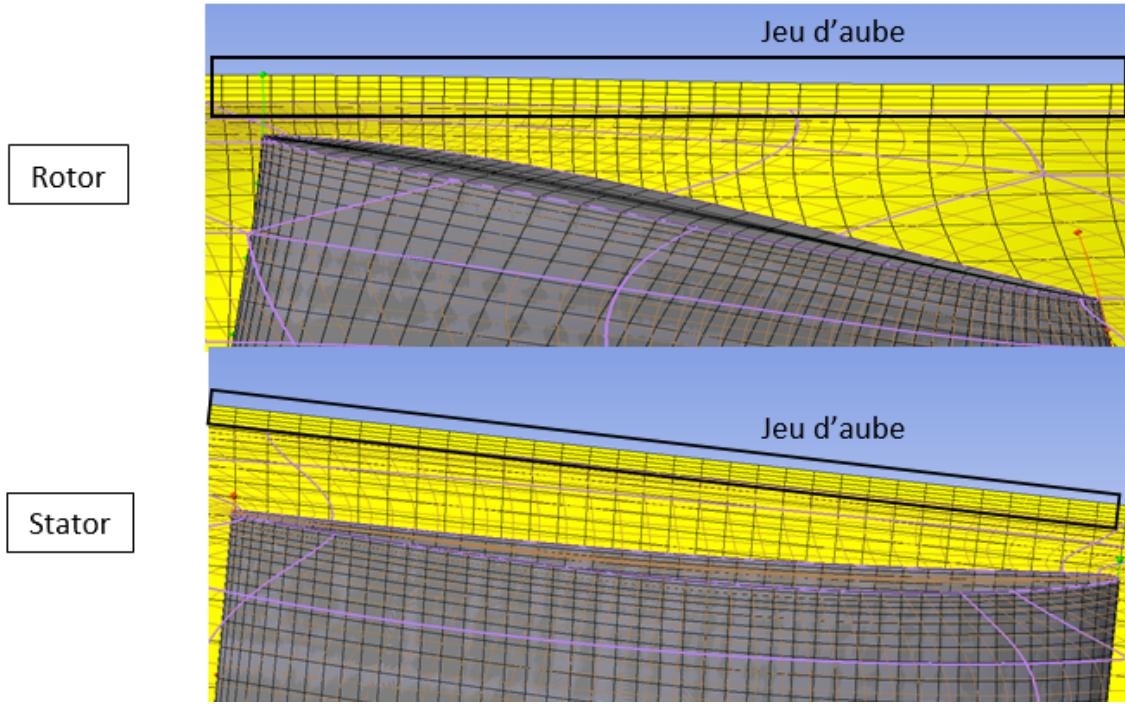


FIGURE 3.14 Maillage du jeu d'aube rotor (haut) et stator (bas)

les contours mesurés et valider les prédictions sur l'effet du IGV asymétrique final sur l'évolution de la distorsion aérodynamique à travers l'étage de soufflante. Ces contours en CFD sont obtenus via le logiciel CFD-Post.

5. La poussée de la soufflante, utilisée pour comparer avec la mesure expérimentale afin de valider les prédictions sur l'effet de la distorsion aérodynamique et du IGV asymétrique sur la poussée générée par la soufflante. L'équation 3.2 illustre le calcul effectué, tandis que le domaine de calcul concerné est illustré en figure 3.15. La poussée prédictive par les simulations CFD est obtenue par intégration sur CFD-Post des composantes de force axiale sur l'assemblage rotor-stator (composante de pression) et l'usage de cet assemblage comme volume de contrôle sur lequel la différence de momentum intégrée (qui peut se simplifier par la différence des produits de la vitesse axiale et du débit massique, en N) de l'écoulement en entrée et en sortie produit l'essentiel de la poussée, auquel on ajoute les termes de pression en entrée et en sortie.

$$T = \int_{out} vdm + \int_{in} vdm + \int_{out} PdA_x - \int_{in} PdA_x \quad (3.2)$$

6. Rapport de pression et rendement isentropique de la soufflante, utilisés pour comparer avec les mesures expérimentales afin de valider les prédictions sur l'effet de la distorsion aérodynamique et du IGV asymétrique sur la performance de la soufflante. Ces

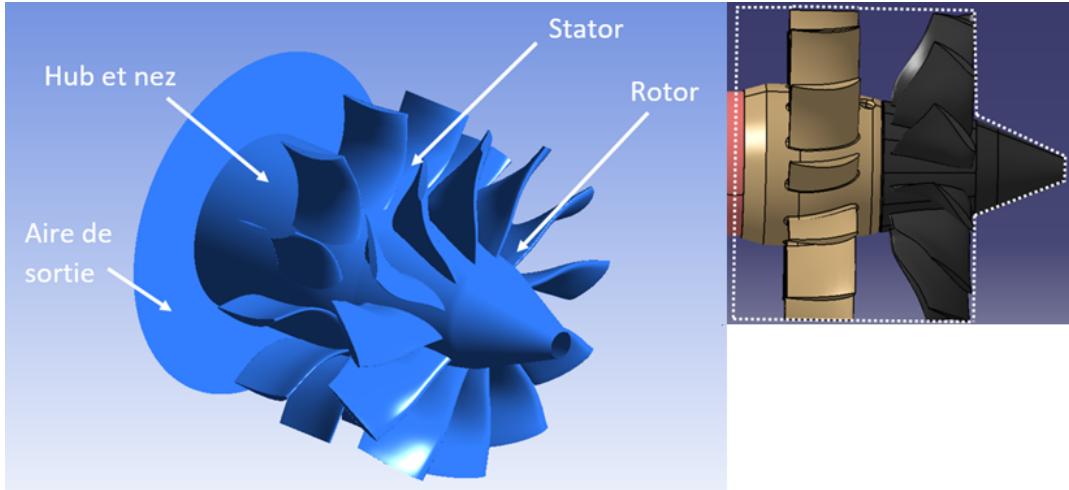


FIGURE 3.15 Domaine de calcul pour l'évaluation de la poussée de la soufflante

deux paramètres sont calculés avec les équations 3.3 et 3.4 où les valeurs de pression totale ( $P_T$ ) et température totale ( $T_T$ ) en entrée sont pris aux conditions ambiantes et celles en sortie sont obtenues à partir d'une moyenne sur l'aire aux plans de mesure correspondants à la position du dernier traverse en aval du stator comme montré à la figure 3.4.

$$PR = \frac{P_{o,sortie,stator}}{P_{amb}} \quad (3.3)$$

$$\eta_c = \frac{W_{isen,comp}}{W_{réel,comp}} = \frac{h_{2s} - h_1}{h_2 - h_1} = \frac{T_{2s} - T_{amb}}{T_2 - T_{amb}} \quad (3.4)$$

### 3.4 Conception des aubes asymétriques

La méthode de conception des aubes asymétriques employée ici est basée sur celle de Liu [13] et consiste des étapes suivantes :

1. Simulation en mode permanent du rotor sans distorsion pour fournir les références en terme de triangles de vitesses en entrée du rotor, de force aérodynamique sur les aubes et la performance de l'étage de soufflante (rapport de pression et rendement)
2. Simulation en mode transitoire avec distorsion pour obtenir la variation de force aérodynamique sur les aubes du rotor et le champ de vitesse à l'entrée du rotor
3. Entrée des données de vitesse dans un programme Matlab, réglage du triangle de vitesses locales avec un angle de sortie du IGV pour ramener au rotor au plus proche de la valeur de référence (voir figure 1.6)
4. Répéter l'étape 3 pour chaque aube de l'IGV à cinq points d'envergure (100, 75, 50, 25

et 0%), génération de nuages de points formant les profils désirés sur Ansys BladeGen, une aube à la fois

5. Nuages de points importés dans Catia, IGV généré, puis transféré dans Ansys pour maillage
6. Simulations transitoires avec l'IGV et comparer avec cas distordu et non-distordu
  - (a) Variation circonférentielle de force aérodynamique sur les aubes
  - (b) Distribution de la force aérodynamique locale sur le rotor aux stations d'envergures choisies (100, 75, 50, 25 et 0%)
  - (c) Distribution circonférentielle de la vitesse axiale et relative ainsi que l'angle d'in-cidence en entrée rotor pour les stations d'envergure choisies
  - (d) Contours de pression et température totales en sortie de soufflante
  - (e) Rapport de pression et rendement isentropique de l'étage de soufflante
7. Puisque la redistribution de l'écoulement sur la face de la soufflante a changé avec l'IGV, réajuster angle de design en sortie du IGV dans le but d'uniformiser les forces sur les aubes les contours de pression totale en sortie de soufflante
8. Relancer la simulation CFD avec le nouvel IGV
9. Répéter les étapes 3 à 8 jusqu'à ce que l'amplitude de la variation de force sur les aubes du rotor soit réduite à un niveau acceptable, et que la force aérodynamique moyenne soit égale à la valeur sans distorsion

Les critères de conception suivants doivent être pris en compte :

- Minimiser la fluctuation des forces aérodynamiques sur les aubes
- Réduire au maximum le nombre d'aubes asymétriques pour limiter pertes visqueuses et l'obstruction de la conduite (ici 12 aubes)
- Pour la soufflante de test, utiliser le profil NACA65, et des surfaces visqueuses sont préférables dans le contexte de simulation

Le profil NACA65 est employé car il présente certaines caractéristiques avantageuses, notamment un profil mince à faible traînée, ce qui est désirable pour limiter les pertes de pression.

De plus, il faut noter qu'il y a une différence dans le design du IGV asymétrique avec le travail de Liu [13] dans lequel les IGV générées furent purement bidimensionnelles. Le présent travail cherche à avoir des aubes IGV 3D (angle de sortie variant le long de l'envergure) afin d'optimiser l'effet du IGV asymétrique sur la soufflante.

### 3.5 Validation expérimentale

#### Protocole expérimental et acquisition de données

Pour la validation expérimentale les paramètres à mesurer sont :

- Vitesse de rotation (RPM)
- Débit massique
- Poussée de la soufflante
- Contours de pression totale aux trois plans de traverse
- Pressions statiques aux stations d'acquisition (plans de traverse+entrée de conduite)
- Contours de température totale en sortie du stator
- Conditions atmosphériques ambiantes (pression, température et humidité)

Toutes ces données, à l'exception des pressions et températures totales sur les plans de traverse, sont affichées en continu dans le VI via des points d'acquisition. Lors de l'acquisition des contours de pression et de température totales, des mesures sont prises et moyennées sur 2 secondes, de manière coordonnée avec le déplacement des traverses (2 secondes). Cela représente 250 fois le temps de convection du fluide à travers le banc d'essai.

La procédure expérimentale est comme suit :

1. Ouverture de l'ordinateur de contrôle et de l'alimentation des moteurs pas à pas et des servomoteurs
2. Lancement du VI Labview et validation du bon fonctionnement à l'arrêt des différents capteurs. Calibration des mesures de pression.
3. Validation que toutes les mesures de sécurité sont en place : écran de protection, lunettes de sécurité, protection auditive
4. Allumage de la boucle de refroidissement du contrôleur, ouverture de l'alimentation du moteur principal et confirmation sonore du contrôleur que le système est prêt au démarrage
5. Ouverture de la voie d'air comprimé pour le refroidissement moteur
6. Démarrage moteur à basse vitesse et validation additionnelle du bon fonctionnement des capteurs
7. Augmentation de la vitesse moteur par palier jusqu'à atteindre la vitesse d'intérêt pour la prise de mesure
8. La tuyère à diamètre ajustable précédemment mentionnée doit être ajustée afin que le débit massique demeure constant entre les trois cas de figure étudiés (sans distorsion, avec distorsion et avec IGV), sans quoi les données ne pourront pas être correctement comparées.

9. Maintien de la vitesse d'intérêt et activation de la mesure dans les plans de traverse.

Cette étape peut durer presque deux heures pour un plan complet mais peut aussi être découpée en plages angulaires multiples (façon pointes de tarte) pour limiter le stress sur le moteur principal. Par coordonnée angulaire, un total de 9 points radiaux sont mesurés par les traverses. Les carters sont pivotés par saut de 10 degrés, soit à nouveau 36 coordonnées angulaires distinctes pour un total de 324 points tel que montré en figure 3.16, avec les contours de la station 1, situé en amont du rotor, prenant toute la section circulaire tandis que les contours des sections 2 et 3 s'arrêtent avant d'atteindre le *hub*. Il est à noter qu'initialement, un plus grand nombre de points d'acquisition avait été établi, mais le temps d'acquisition devenait très long pour un gain de résolution insuffisant pour justifier les complications liées à l'opération du banc sur une telle durée, ce qui amène les chiffres présentés ici. En moyenne, chaque point prend environ 4 secondes en prenant en compte l'intervalle de mesure avec temps d'attente, le déplacement des carters et des traverses ainsi qu'un intervalle d'attente d'une convection (négligeable en comparaison des autres durées mentionnées ici) pour laisser l'écoulement se replacer. Cela demeure de bien moindre densité que pour une simulation mais a été jugé suffisant à représenter les différents contours de pression totale et les contours de température totale en demeurant dans un temps de mesure raisonnable. Tous les autres paramètres sont acquis et enregistrés en parallèle de l'acquisition des contours.

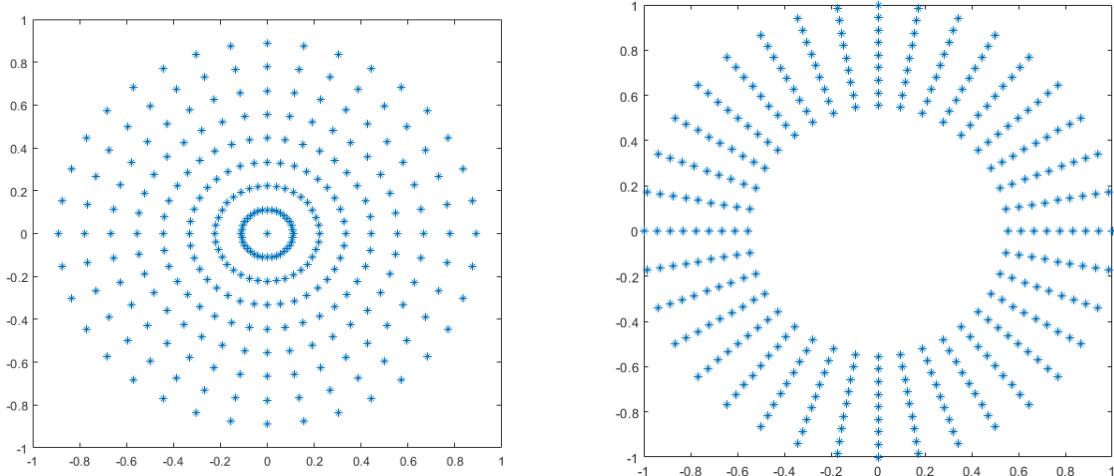


FIGURE 3.16 Nuages de points correspondant aux contours expérimentaux aux stations 1 (gauche) et 2-3 (droite), pour un cercle de rayon unitaire adimensionnel

10. Redescente de la vitesse par paliers en gardant un œil sur la température moteur

en assurant une baisse correspondante. Cette étape est importante pour éviter une montée potentiellement dangereuse de la température moteur. Celui-ci, en tournant, contribue à son propre refroidissement par convection. Un arrêt brusque signifierait la perte de ce refroidissement et toute cette chaleur piégée pourrait causer des dommages.

11. Arrêt moteur, débranchement de l'alimentation principale et maintien du refroidissement à air comprimé jusqu'à ce que la température soit redescendue à proximité de la valeur ambiante
12. Fermeture du VI et des autres unités d'alimentation des systèmes d'acquisition

Les données obtenues sont stockées dans des fichiers texte qui peuvent ensuite être traités au travers d'un programme Matlab en mesure de produire les contours de pression totale et de température totale et depuis ces valeurs calculer les autres paramètres tels que le débit massique ou le niveau de distorsion requis pour la validation expérimentale du concept précédemment simulé.

## CHAPITRE 4 RÉSULTATS

Ce chapitre présente les résultats obtenus au travers de ce projet. La mise en service du banc d'essai est d'abord traitée. Les effets de la distorsion en entrée rotor sont abordés ensuite, puis l'itération la plus récente des IGV asymétriques est décrite. Ses effets sur le chargement des aubes rotor sont analysés. Les propriétés de l'écoulement aux plans de traverse, soit en entrée rotor, en sortie rotor et en sortie stator, sont ensuite détaillées. Les contours de pression sont présentés dans la perspective d'un observateur regardant depuis l'entrée vers l'aval de l'écoulement pour un rotor tournant en sens antihoraire.

### 4.1 Mise en service du banc d'essai

Le banc d'essai livré initialement pour ce projet a été conçu et fabriqué par des étudiants au baccalauréat dans le cadre d'un projet intégrateur IV. Il n'était pas initialement fonctionnel et présentait de nombreux défauts rendant son opération délicate et peu fiable. Au cours de ce projet, un effort important a été fourni afin de comprendre quels étaient les problèmes empêchant l'opération nominale du banc, comment résoudre ces problèmes afin de permettre l'opération nominale du banc et finalement l'implémentation de ces solutions après un processus de conception et fabrication. Comme la mise en fonction du banc est le premier des trois objectifs de ce projet, le travail associé est présenté en tant que résultat. De plus, les leçons qui y ont été apprises seront très utiles pour les projets futurs.

#### 4.1.1 Réparation et mise en fonction du banc

Le plan de mise en opération du banc d'essai passe par la compréhension du fonctionnement du banc fourni et des éléments nécessitant réparation et amélioration. Et plusieurs d'entre eux requéraient une révision ou un redesign afin d'obtenir un banc d'essai fonctionnel.

#### Contrôleur inadéquat

Le contrôle moteur a révélé des problèmes lors des tentatives de rotation à haute vitesse. Dès le début de la mise en service, les arrêts moteurs inopinés au-delà d'un certain seuil de puissance étaient systématiques, la cause a rétroactivement été déterminée comme étant l'ESC (*Electronic Speed Controller*, ou unité de contrôle moteur au travers de laquelle passe le courant ainsi que les commandes de vitesse envoyées au moteur), bien qu'initialement la température moteur ou l'unité d'alimentation ait été mise en cause.

Le tout est cependant bel et bien devenu un problème de surchauffe des composants, qui a causé la destruction du contrôleur électronique (figure 4.1) malgré un ampérage expérimental maximal (100 A) inférieur à la limite théoriquement tolérée par l'ESC (120 A). Le contrôleur défunt était en effet partiellement fait de plastiques et était refroidi à l'air par un radiateur somme toute modeste. De plus, il n'était pas à exclure qu'un quelconque défaut interne ait pu causer des pertes résistives supérieures à ce que le système de refroidissement pouvait tolérer, résultant en la perte du composant.



FIGURE 4.1 Restant de l'ESC brûlé après l'incident (gauche) et position occupée par l'ESC auparavant (droite)

### Boucle de refroidissement du contrôleur électronique

Pour remédier au problème des ESC inflammables, une mise à niveau considérable du contrôleur moteur a été effectuée. Le nouvel ESC (modèle : Seashark 200A) est beaucoup plus robuste (limite de courant à 200 A comparativement à 120 A), entièrement métallique et refroidi à l'eau à l'aide d'un radiateur de 360 mm. Le radiateur conçu et assemblé lors du présent projet a été doté de trois ventilateurs de 120 mm alimentés par un bloc d'alimentation 12 V, tel que montré sur la figure 4.2. Une amélioration additionnelle est le positionnement du bloc d'alimentation en-dessous du radiateur, ce qui économise de l'espace et permet un accès plus facile aux autres éléments du banc d'essai.

Après cette modification, et avec l'installation d'un thermocouple sur la surface inférieure de l'ESC (au point le plus éloigné des conduites d'eau le traversant), il a été possible de

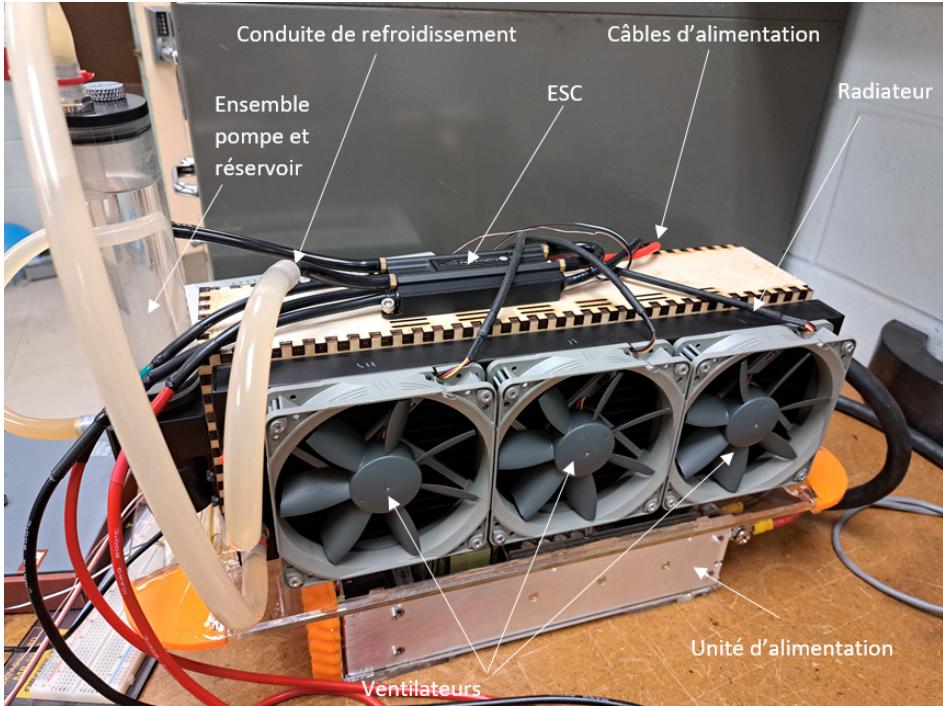


FIGURE 4.2 Nouveau contrôleur moteur avec boucle de refroidissement liquide

mesurer la température du contrôleur, laquelle est demeurée en-dessous de 30 degrés Celsius, même pendant de longues périodes de roulement, ce qui montre que la nouvelle boucle de refroidissement est plus que suffisante pour assurer une opération sécuritaire du système.

### Surchauffe moteur

Les problèmes thermiques ne s'arrêtent pas avec l'ESC. Le moteur Turnigy SK3 1500 KV lui-même a souvent atteint des températures élevées, tout particulièrement lors des tentatives de rotation haute vitesse longue durée requises pour l'acquisition de données. Après une période d'échauffement initiale rapide, la température atteignait un faux plateau qui continuait à lentement monter avec le temps. Afin de limiter l'échauffement, le moteur avait été logé dans un tube de laiton doté d'une bonne conductivité thermique. Les concepteurs du banc avaient jugé cette mesure suffisante afin de maintenir la température à un seuil acceptable de 70 degrés Celsius. En réalité, le tube seul ne suffisait pas à dissiper la chaleur générée, ce qui a été découvert lors du présent projet. Ainsi, une alimentation en air sous pression à 40 psi a été ajoutée à l'intérieur du tube moteur afin d'assurer un refroidissement par convection forcée sur la face arrière du moteur et la surface intérieure du tube. De plus, une pâte thermique de type Arctic MX-4 a été appliquée à l'interface entre le moteur et la paroi intérieure du tube de laiton afin d'assurer un contact continu et une meilleure évacuation de chaleur. Ces

méthodes se sont révélées suffisantes pour garder la température mesurée sous la barre des 50 degrés Celsius.

Il faut cependant apporter un bémol à ce chiffre. Le thermocouple servant à l'acquisition de la température moteur est lui aussi situé sur la face arrière du moteur. Bien qu'il soit protégé par son ruban de fixation à une exposition directe au flux d'air, il est néanmoins situé à la position en théorie la plus froide du moteur. Un échauffement dans le rotor comme tel ou dans les bobines de cuivre a fort probablement permis d'atteindre des températures plus élevées dans le cœur du moteur.

### **Usure prématuée du moteur**

Cela amène au dernier point concernant les problèmes du moteur, soit l'usure prématuée de celui-ci durant les essais à haute vitesse. Les précédents problèmes ont causé la perte de deux moteurs, l'un par surchauffe et fonte des fils d'alimentation et l'autre par une cause interne inconnue. Les moteurs restants ont pu être monté jusqu'à 90% de leur vitesse maximale selon le contrôleur PWM (*Pulse Width Modulation*), ce qui correspondait à une vitesse mesurée d'environ 25000 tours par minute (RPM). Il importe de remarquer que cette valeur est nettement inférieure à ce qui aurait pu être supposé pour une pièce en théorie capable d'atteindre 45000 RPM, pour lequel 90% de la puissance maximale aurait dû correspondre à 40500 RPM.

La limite ici est identifiable dans le bloc d'alimentation de 3 kW, qui fournissait à ce point la quantité maximale de puissance disponible et coupait l'alimentation si un niveau de puissance supérieur était demandé. Une observation positive ici est que les mesures de température du nouveau contrôleur (voir la sous-section associée) et du moteur demeuraient à des valeurs sécuritaires. Néanmoins, une usure prématuée des roulements à bille du moteur et des dommages observés sur les fils d'alimentation intégrés, sous-dimensionnés pour le courant les traversant, ont causé la mise hors service de deux autres moteurs après un petit nombre de prises de mesure répétées ayant duré jusqu'à 30 minutes continues, soit une durée de test insuffisante pour capturer les contours de pression totale au plan des traverses. Seul les contours de pression totale sans distorsion ont pu être mesurés de cette façon, et encore seulement en procédant à une symétrie radiale sur une pointe de 30 degrés à chaque plan. La géométrie rotor-stator possédant 12 aubes, et la conduite sans distorsion présentant une symétrie radiale, cette mesure est considérée valide.

## Contrôle des carters rotatifs

L'instrumentation initialement présentait aussi son lot de problèmes, avec le contrôle des carters rotatifs et des traverses étant au mieux partiellement fonctionnel et requérant une réécriture du code de contrôle et un nouveau concept de traverses plus robuste.

En ce qui a trait aux carters, l'intégration des modules pilotes des moteurs (les *drivers*) laissait à désirer et plusieurs branchements étaient de nature précaire, certains ne tenant que par de petits bouts de ruban adhésif. L'usage de connecteurs standardisés et la construction de boîtiers électroniques avec une identification claire du filage a permis une intégration plus résiliente et mieux organisée.

## Améliorations des traverses

Les traverses initialement utilisées, bien que fonctionnelles, présentaient deux défauts majeurs : une certaine fragilité (dans le sens ici d'un manque de rigidité et de résistance mécanique) et une intégration des servomoteurs rendant leur remplacement (malheureusement fréquent en raison de la relative fragilité de ces servomoteurs de petite taille) inutilement long en raison du positionnement des vis de fixation par rapport à l'engrenage principal.

De nouveaux modèles de traverses ont été conçus puis fabriqués par impression 3D FFF (*Fused Filament Fabrication*) afin de résoudre ces problèmes. En cours de route, davantage de problèmes pouvant plus directement nuire à l'acquisition de données ont été découverts. Tout spécialement, la traverse ne glissait pas suffisamment bien dans sa conduite, et la friction en résultant était suffisante pour bloquer de manière intermittente le cheminement radial de la traverse. Un mauvais alignement, un diamètre de trou trop petit ainsi que des joints toriques trop serrés en sont les causes. Les modèles les plus récents de traverse ont apporté des correctifs à plusieurs de ces problèmes avec un élargissement de certains trous et des rainures pour joints toriques plus profondes causant une compression moindre. Ces traverses fonctionnent raisonnablement bien. Néanmoins, la friction demeure encore élevée et requiert une supervision régulière durant la prise de mesures pour assurer un positionnement adéquat des traverses. La déformation des pièces imprimées est ici en cause, et cela peut être remédié avec de meilleurs paramètres d'impression ou l'usage d'un plastique moins sujet à se déformer en refroidissant que le PLA ou l'ABS (ou dans le cas de l'ABS, ajuster les températures du plateau et de l'enceinte de l'imprimante pour éviter un tel comportement).

## Acquisition RPM

Le banc avait également été conçu pour accueillir des sondes optiques afin d'assurer la mesure de la vitesse de rotation du rotor, mais cette méthode s'est révélée moins fiable que prévu, et les sondes ont été endommagées. Une substitution par un tachymètre laser a été considérée et étudiée, mais a finalement été abandonnée. Le tachymètre en question, un modèle commercial fiable mais volumineux, se révélait compliqué à intégrer avec l'arrangement actuel du banc d'essai. Un capteur de phase mesurant le courant envoyé par l'ESC au moteur et comparant les phases de deux fils d'alimentation a plutôt été choisi, ce qui permet une mesure indirecte mais fiable de la vitesse de rotation une fois correctement validé par des mesures indépendantes utilisant ledit tachymètre laser.

Afin de pouvoir comparer les mesures expérimentales aux valeurs simulées, il importe de pouvoir quantifier la distorsion mesurée, ce qui signifie des contours de pression totale et des mesures de pression statique pour mesurer le DC60 et évaluer la récupération de pression totale dans les différents scénarios. La fluctuation des forces aérodynamiques sur les aubes est plus compliquée à mesurer. Initialement, la sonde optique était supposée aussi servir à évaluer la déformation axiale des aubes en direct. Deux de ces capteurs positionnés à 180 degrés l'un de l'autre devaient permettre d'évaluer la variation de forces par la relation contrainte-déformation. Dans les faits, le manque de fiabilité de cette technique amène à une approche purement numérique pour évaluer l'effet mécanique des distorsions sur les aubes rotor. Cela signifie donc de se fier entièrement aux résultats de simulations CFD qui auront été validés expérimentalement par les contours de pression totale à la sortie du rotor et du stator et la poussée générée par la soufflante et devraient donc offrir une représentation raisonnablement fidèle des contraintes auxquelles les aubes sont soumises.

## Tuyère ajustable

Comme vu en figure 3.6, la tuyère était initialement conçue pour être contrôlée par un servomoteur avec engrenage venant faire varier le diamètre de sortie. Le tout avait déjà été changé pour un actuateur linéaire, comme présenté en figure 4.3 avec le gros cylindre argenté connecté au mécanisme, au moment de la mise en fonction. Cela est dû au positionnement difficile d'accès du servomoteur initial de même que son manque de puissance pour correctement faire varier le diamètre tuyère. Néanmoins, même si ce changement avait déjà été effectué, le filage de l'interrupteur de contrôle de l'actuateur ainsi que la question de l'alimentation en énergie (tension de 12V requise) n'avaient pas été totalement résolus. Une réorganisation du filage et des connecteurs a été faite afin qu'une alimentation unique de 12V serve à la fois pour les ventilateurs et la pompe de la boucle de refroidissement liquide ainsi que pour

l'actuateur. Cela a permis de simplifier le montage expérimental et son opération.

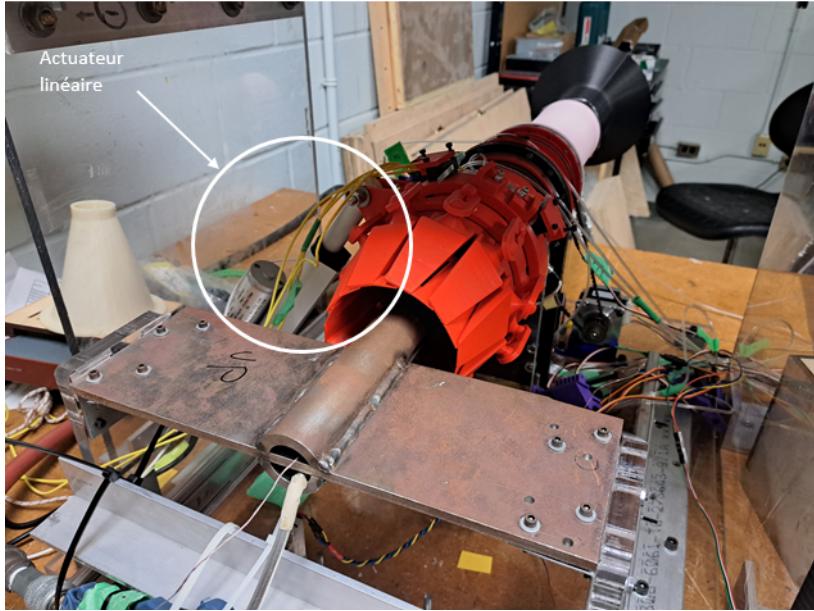


FIGURE 4.3 Arrangement révisé de la tuyère du banc d'essai

## Logiciel d'acquisition

Le logiciel d'acquisition, un VI Labview, a également dû être reconstruit presque de zéro pour prendre en compte les modifications ayant eu lieu sur le banc et éliminer un certain nombre de problèmes importants qui rendaient l'opération du banc difficile et parfois même risquée.

Le principal problème relevait du signal de contrôle au moteur principal ainsi que l'attribution des responsabilités d'acquisition entre les différentes carte Arduino. En effet, en cas d'arrêt d'urgence, le mécanisme d'arrêt de la boucle ne garantissait pas un arrêt moteur sur le banc d'essai. Cet élément a été corrigé en premier. De plus, la carte Arduino en charge du contrôle moteur était également en charge du contrôle de tous les servomoteurs des traverses, ce qui représentait un risque dans le cas d'un problème de signal ou d'un mauvais branchement. Ces fonctions ont été divisées entre deux cartes Arduino distinctes. L'une chargée exclusivement du contrôle moteur, et une autre du contrôle des servomoteurs des traverses. À cela s'ajoute des commandes de traverses peu efficaces qui résultaient en un fonctionnement inconstant des traverses et des carters, ce qui était causé par une construction de boucle peu optimisée.

L'interface utilisateur a été revue pour être plus simple et intuitive, les boucles servant à l'acquisition de données et les équations associées, notamment pour calculer le débit massique, revues et corrigées. De multiples erreurs s'étaient en effet glissées dans la version initialement

fournie du VI. Le VI final produit, bien que n'étant pas parfait, est au moins pleinement fonctionnel et utilise les équations correctes pour l'évaluation des paramètres d'intérêt.

#### 4.1.2 Paramètres révisés d'opération

Le Chapitre 3 détaille les paramètres de simulation désirés afin d'obtenir les meilleurs résultats possibles. Néanmoins, les nombreux problèmes rencontrés lors de la mise en opération du banc d'essai rendent l'atteinte de ces paramètres particulièrement difficile. La destruction de 4 moteurs durant les tests de mise en fonction du banc d'essai requiert l'achat de nouvelles pièces. Il se trouve cependant que depuis plus d'un an, le moteur en question est en rupture de stock presque constante, le quatrième moteur représentant la seule occasion où il a été possible de se procurer un nouveau moteur (stock initial de 3 moteurs au laboratoire). Désormais, avec plus aucun moteur de ce modèle ni en état de marche ni en vente, il devient nécessaire de trouver un moteur de rechange. Le problème lié à l'obtention d'une telle pièce est le même qu'avec le moteur d'origine : la plupart des moteurs ayant les dimensions désirées pour être intégrés dans le banc d'essai et accommoder le rotor sont soit trop peu puissants pour fournir les performances voulues soit en rupture de stock comme la pièce d'origine. Après de nombreuses recherches infructueuses, il a fallu se résoudre à se procurer un nouveau moteur moins puissant que l'original. Ce nouveau moteur, modèle XTB 3660 2000 KV d'une puissance maximale affichée de 1700 kW, est illustré en figure 4.4. De diamètre légèrement inférieur au modèle d'origine, un manchon adaptateur mince a été prototypé afin de lui permettre de rester immobile et en contact avec la paroi interne du tube moteur. Un second adaptateur pour l'axe, lui aussi plus petit (5 mm vs 8 mm) permet d'y coupler le rotor. Les manchons présentés dans la figure sont une version initiale imprimée 3D en ABS. La version définitive requerra probablement un matériau conduisant mieux la chaleur et ne risquant pas de subir de transition vitreuse en cours d'opération. Aucun test d'acquisition de données n'a, au moment de l'écriture, été mené avec ce moteur.

Il importe de rappeler que la vitesse maximale réelle atteinte par le rotor en opération, même avec la moteur d'origine, restait problématique car nettement inférieure au 45000 RPM visé comme mentionné en section 4.1.1. Une vitesse de rotation inférieure affecte considérablement le débit massique, les contours de pression totale et, de manière plus générale, le comportement de l'écoulement. Sachant que les cas simulés et réels se doivent d'avoir les mêmes paramètres d'opération afin de pouvoir être soumis à une comparaison pertinente, la vitesse de rotation réellement employée dans les paramètres de simulation devient 15000 RPM plutôt que le 45000 RPM initialement envisagé. Cette nouvelle valeur est jugée suffisamment basse pour pouvoir être atteinte même avec un moteur un peu moins puissant que l'original, lequel

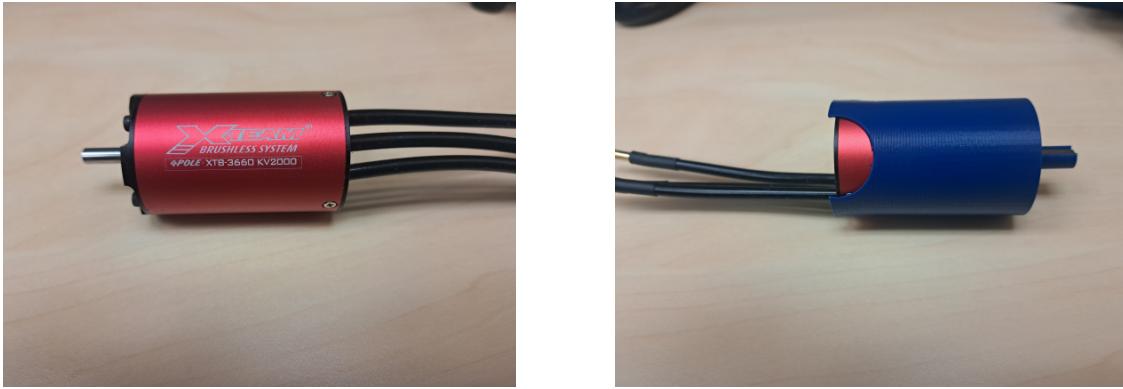


FIGURE 4.4 Image du nouveau moteur sans (gauche) et avec (droite) manchon adaptateur pour corps et axe

pouvait atteindre 25000 RPM. Cela se traduit par un changement des conditions frontières de l'écoulement en sortie, le débit massique passant de 0,6 à 0,2 kg/s afin de donner des simulations qui convergent correctement. Ce dernier chiffre a été validé par des simulations conduites en régime permanent pour le cas à écoulement uniforme.

## 4.2 Changement de stratégie

Comme précédemment expliqué en section 4.1.2 et avant, la mise en opération du banc s'est révélée excessivement coûteuse en temps et a requis de changer la stratégie initiale de validation expérimentale. En effet, le plan initial comptait sur un banc d'essai fonctionnel en début ou peu après le début du projet. Cela aurait permis de faire fonctionner la soufflante d'entrée de jeu et ainsi obtenir la vitesse d'opération maximale du banc de test avec le débit associé. À ces paramètres, la distorsion aérodynamique expérimentale aurait été mesurée sur une variété d'écrans de distorsion. Un écran présentant un profil de distorsion réaliste et suffisamment sévère aurait été sélectionné puis un IGV asymétrique aurait été conçu en se basant sur les paramètres de distorsion aérodynamique obtenus. Le moteur n'a jamais tenu assez longtemps pour accomplir cette stratégie, ce qui a amené le point central de ce travail à se déplacer, et ce tardivement, sur les simulations numériques.

La stratégie révisée, en employant les paramètres d'opération ajustés listés en section 4.1.2, est donc axée sur la conception de l'écran de distorsion et de l'IGV asymétrique exclusivement par simulation CFD, avec l'objectif éventuel de valider le tout sur le banc d'essai une fois celui-ci fonctionnel. Le processus itératif de design est donc mené sur Ansys CFX et Catia. L'écran de distorsion finalement choisi, soit un écran semi-circulaire occupant la moitié inférieure de la conduite, a été sélectionné car il causait une distorsion aérodynamique suffisamment sévère

et de forme relativement réaliste en se fiant à la littérature.

### 4.3 Effets de la distorsion aérodynamique en entrée de rotor

En se basant sur la section 4.1.2, les simulations CFD de la soufflante sans et avec distorsion et la conception du IGV asymétrique ont été faites à 15000 RPM et 0,2 kg/s.

#### 4.3.1 Conditions en entrée de rotor

La distribution de pression est présentée en figure 4.5 pour l'entrée du domaine de calcul du rotor, soit le plan 0 dans l'illustration. La distorsion couvre un segment du domaine allant de 40 degrés à 210 degrés de la circonférence (pour une coordonnée zéro degré commençant à l'horizontale gauche et un compte angulaire progressant en sens horaire, à l'opposé du sens de la rotation du rotor tel qu'illusté). Les contours de pression totale et de vitesse axiale au plan du bord d'attaque du rotor (plan 1, positionné à 2% de la corde en amont du rotor) sont présentés aux figures 4.6 et 4.7. De manière similaire à ce qui était présenté dans le Chapitre 2, une redistribution de l'écoulement est observée avec une basse vitesse axiale dans la région distordue dans le bas et une vitesse plus élevée dans la zone opposée. Le calcul du DC60 donne une valeur se situant à 73%, ce qui constitue une distorsion sévère.

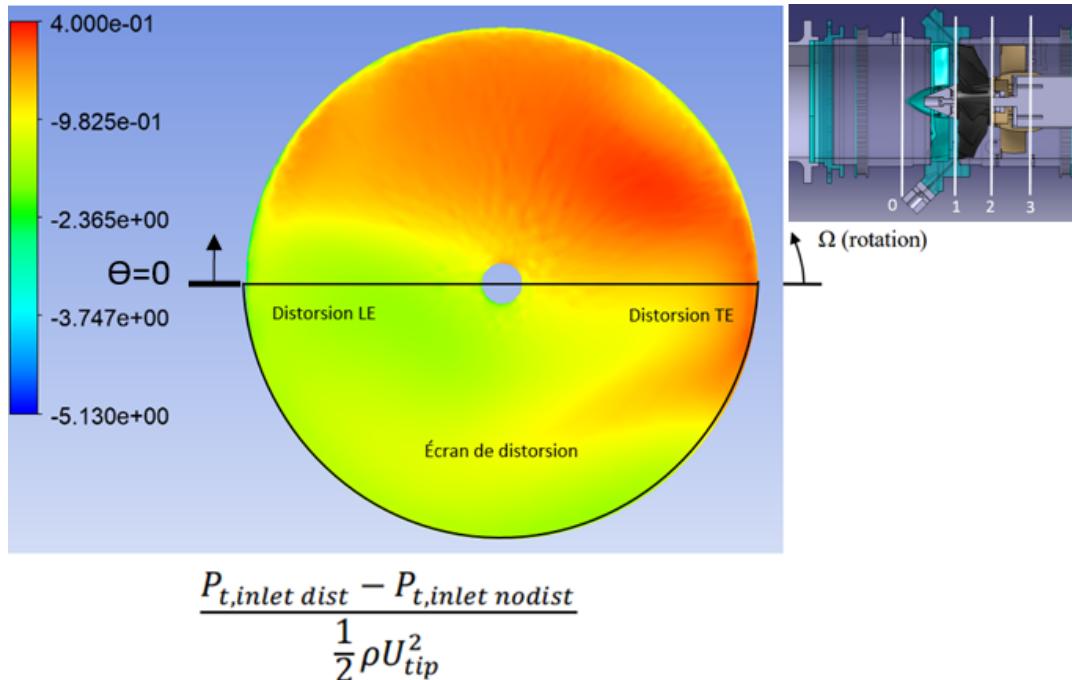


FIGURE 4.5 Contours de pression totale en entrée de domaine rotor (plan 0)

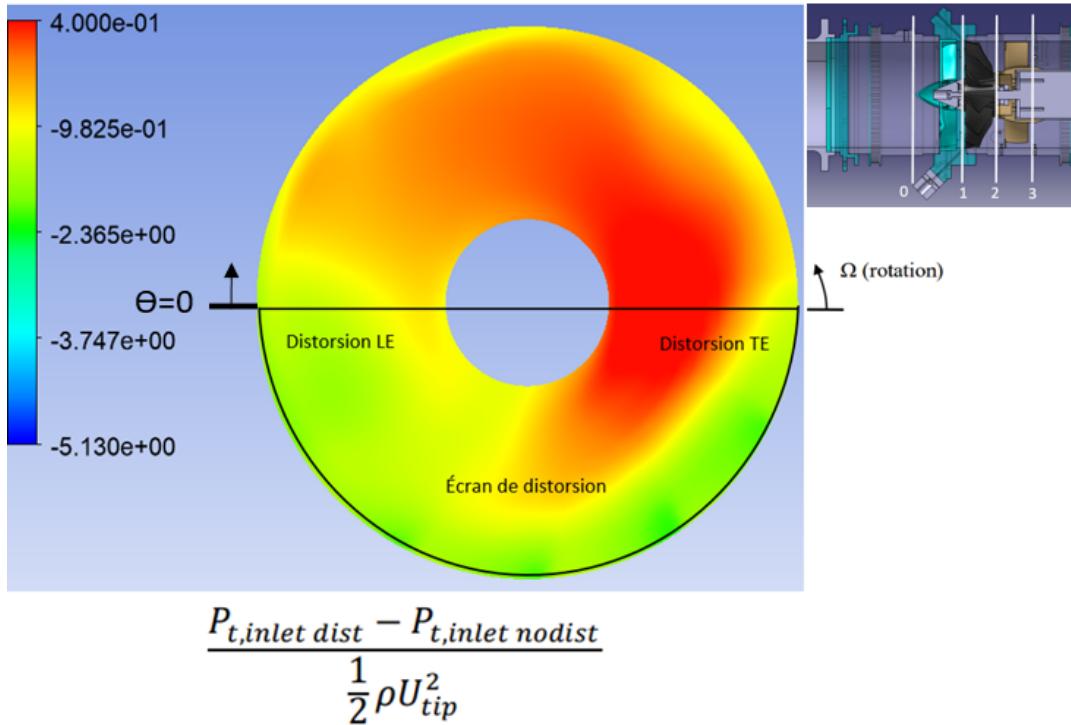


FIGURE 4.6 Contours de pression totale au niveau du bord d'attaque (plan 1)

Les figures 4.8 et 4.9 montrent la distribution circonférentielle de l'angle et la vitesse de l'écoulement relative en rotor à trois envergures différentes. Les données montrent que l'angle et la vitesse relative varient circonférenciellement et aussi radialement. De plus, ces deux paramètres connaissent un gradient important en entrée (LE) et en sortie (TE) de la zone de distorsion. Les variations dans l'écoulement d'entrée au rotor impactent directement la force ressentie par les aubes du rotor.

#### 4.3.2 Force sur les aubes

Comme attendu, la variation importante de vitesse relative en entrée rotor et la variation d'incidence observée amène un changement de la force aérodynamique sur les aubes le long de la circonférence. La figure 4.10 montre que la force sur les aubes varie entre 5,71 et 5,91 N, soit une variation totale de 3,38 % par rapport à la force moyenne. De plus, l'emplacement de la force aérodynamique maximale se situe sur la première aube, juste en entrée de la zone de distorsion. Les aubes en dehors de la zone de distorsion opèrent pour la plupart au-dessous de la valeur moyenne du cas d'écoulement uniforme, ce qui laisse entendre que le rapport de pression de l'étage de soufflante sera pénalisé.

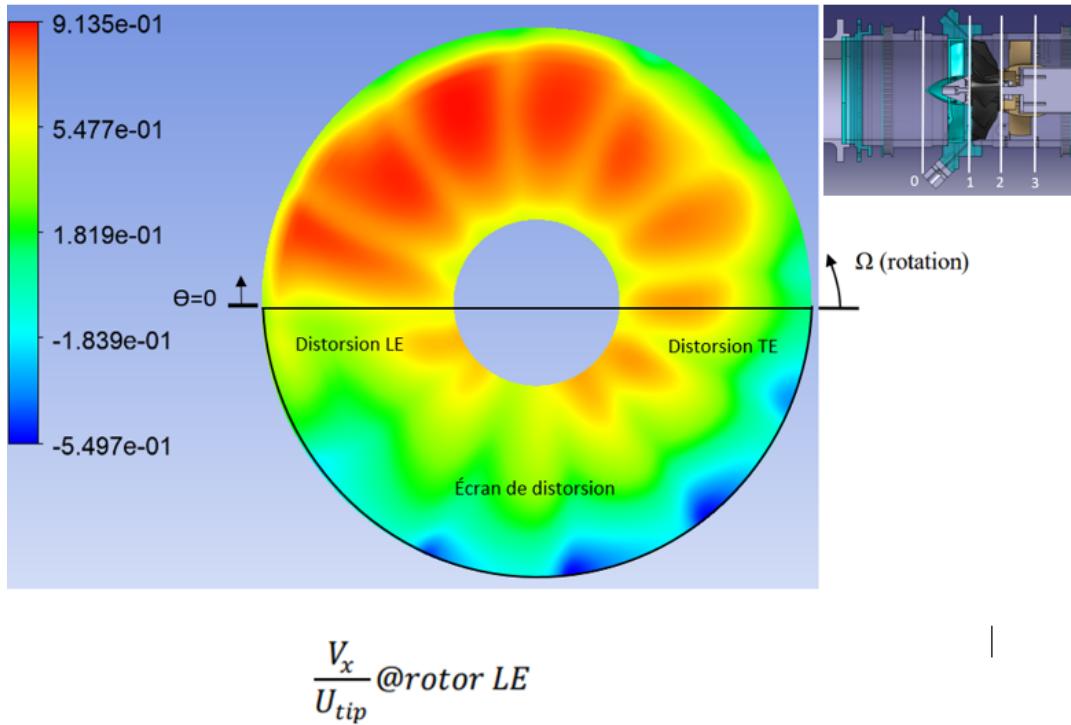


FIGURE 4.7 Contours de vitesse axiale au niveau du bord d'attaque (plan 1)

#### 4.3.3 Conditions en sortie de rotor

La figure 4.11 indique un clair effet sur la distribution de pression totale en sortie rotor. On remarque que toutes les stations d'envergure sont affectées par la distorsion au bord d'attaque rotor, avec une chute de pression sur toute la circonférence en entrée. À l'exception d'un petit nombre de points pour la station à 20% d'envergure, les valeurs de pression totale se situent en dessous de leur équivalent pour un cas uniforme en sortie rotor. Un pic important peut être observé sur la moitié de la circonférence et une chute bien plus importante sur l'autre moitié, indiquant clairement les zones distordues et non distordues de l'écoulement et montrant leur amplification lors de leur passage au travers du rotor.

#### 4.4 Conception des aubes asymétriques

En se basant sur les données présentées jusqu'ici, les IGV asymétriques devront se concentrer l'augmentation de la pression totale en sortie du rotor dans les régions sur la figure 4.11 où il y a un déficit par rapport au cas sans distorsion. Ceci se fait en tournant localement la sortie du IGV contre la direction de rotation pour augmenter l'angle d'incidence par un montant qui varie selon le déficit en pression totale. Le contraire est fait dans les régions où

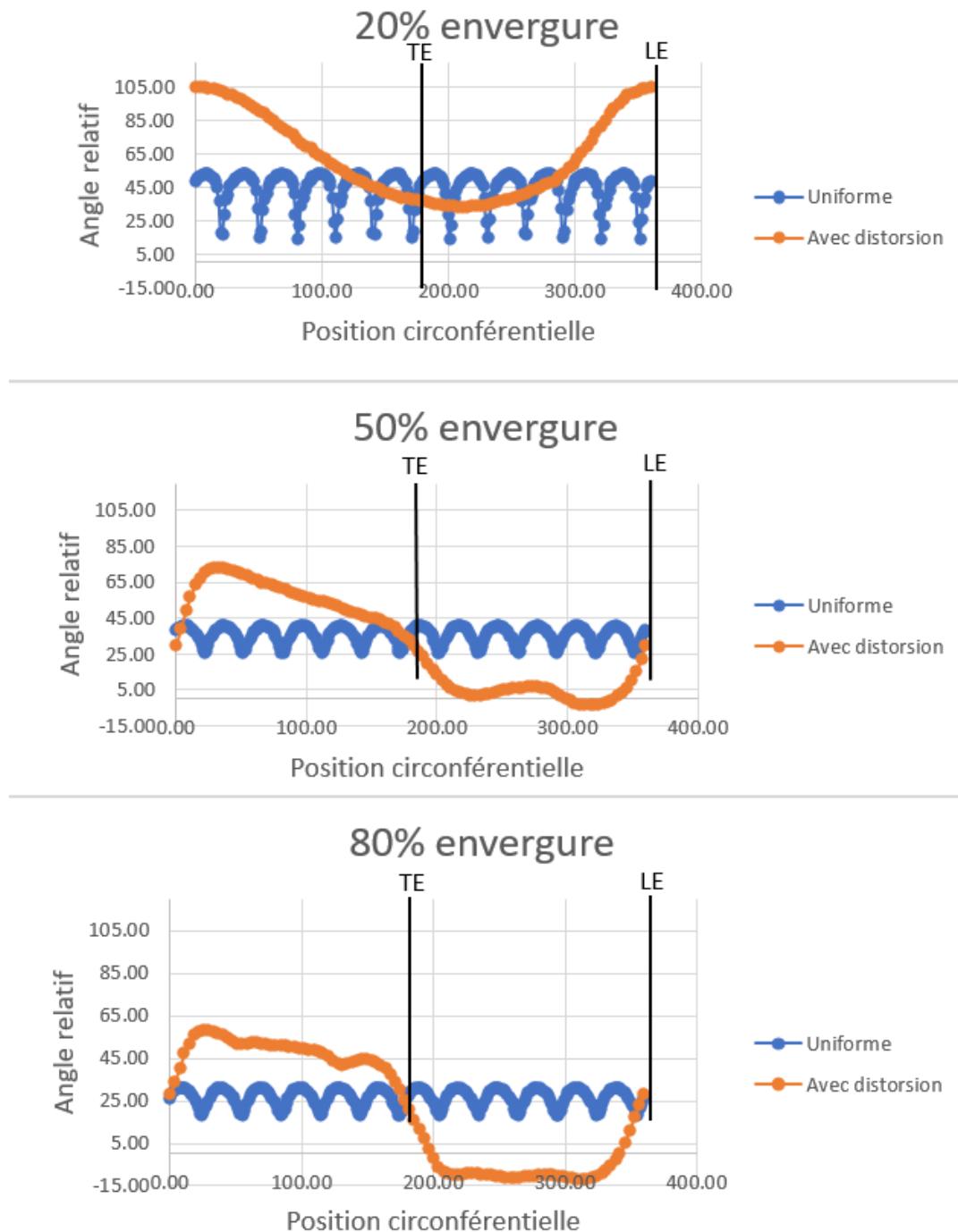


FIGURE 4.8 Distribution des angles d'écoulement relatif à l'entrée du rotor (plan 1)

la pression totale en sortie du rotor est plus grande que le cas sans distorsion (par exemple à 20% d'envergure entre 70 et 180 degrés). Cependant, la distribution de l'écoulement d'entrée change à chaque fois qu'un nouvel IGV est placé devant le rotor, ce qui rend le design du

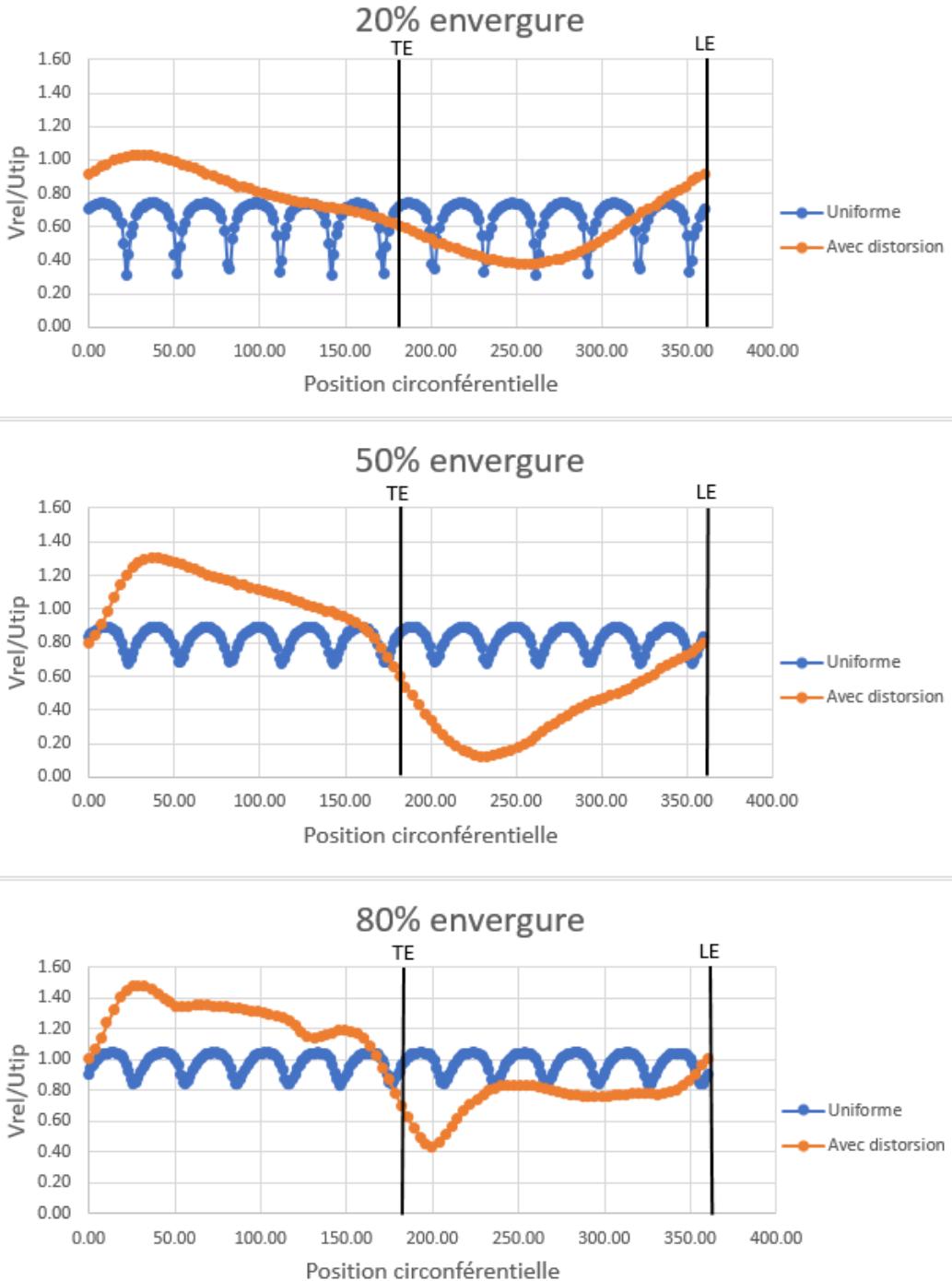


FIGURE 4.9 Distribution de vitesse relative à l'entrée du rotor (plan 1)

IGV plus compliqué, surtout avec un manque de temps. Les nombreux résultats insatisfaisants rencontrés avec des IGV 3D avec variation radiale de l'angle de sortie ont conduit à la présentation ici d'un concept plus conservateur, soit un IGV asymétrique 2D, avec angle de

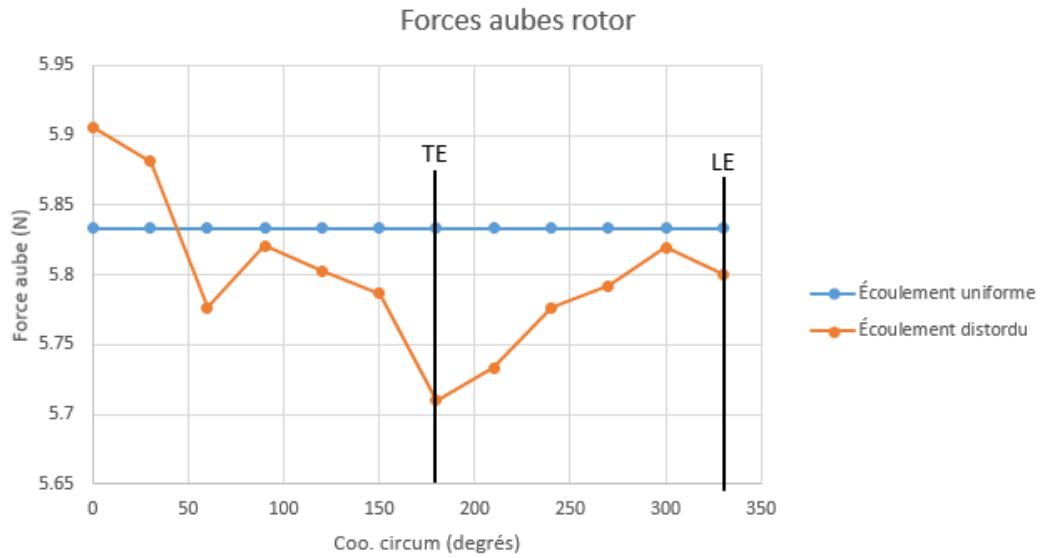


FIGURE 4.10 Effet de la distorsion aérodynamique en entrée sur les forces des aubes rotor

sortie fixe pour toute l'envergure. Plus facile à concevoir et optimiser rapidement, il permet de montrer le potentiel de la technologie IGV pour les avions BLI. Davantage d'efforts itératifs devront être conduits avant qu'un IGV 3D, théoriquement meilleur, ne parvienne à des résultats supérieurs. La figure 4.12 montre la distribution visuelle des angles de sortie des IGV obtenues. Près d'une vingtaine d'itérations ont été conduites dans les derniers mois, les données plus détaillées des dernières versions sont disponibles en annexe (section C).

## 4.5 Effet du IGV asymétrique sur la force sur les aubes

### 4.5.1 Forces totales

La figure 4.13 trace la variation circonférentielle de la force aérodynamique sur les aubes et compare le cas sans distorsion aux cas distordus sans et avec les IGV présentées en figure 4.12. Les résultats montrent que ce design d'IGV asymétrique réduit significativement l'amplitude de variation de forces aérodynamiques des aubes, celle-ci étant réduite de 55% relatif au cas sans IGV. Néanmoins, ce concept n'est pas optimal. La valeur moyenne de la force, en comparant au cas uniforme présenté en figure 4.10, est moindre sur la totalité de la circonference, laissant présager un déficit encore présent dans la performance de la soufflante. Des essais précipités à plus forts angles se sont néanmoins révélés insatisfaisants en date de l'écriture, d'autres méthodes devront être examinées. Davantage d'améliorations peuvent aussi être obtenues en se concentrant sur les chargements dans les régions en entrée et en

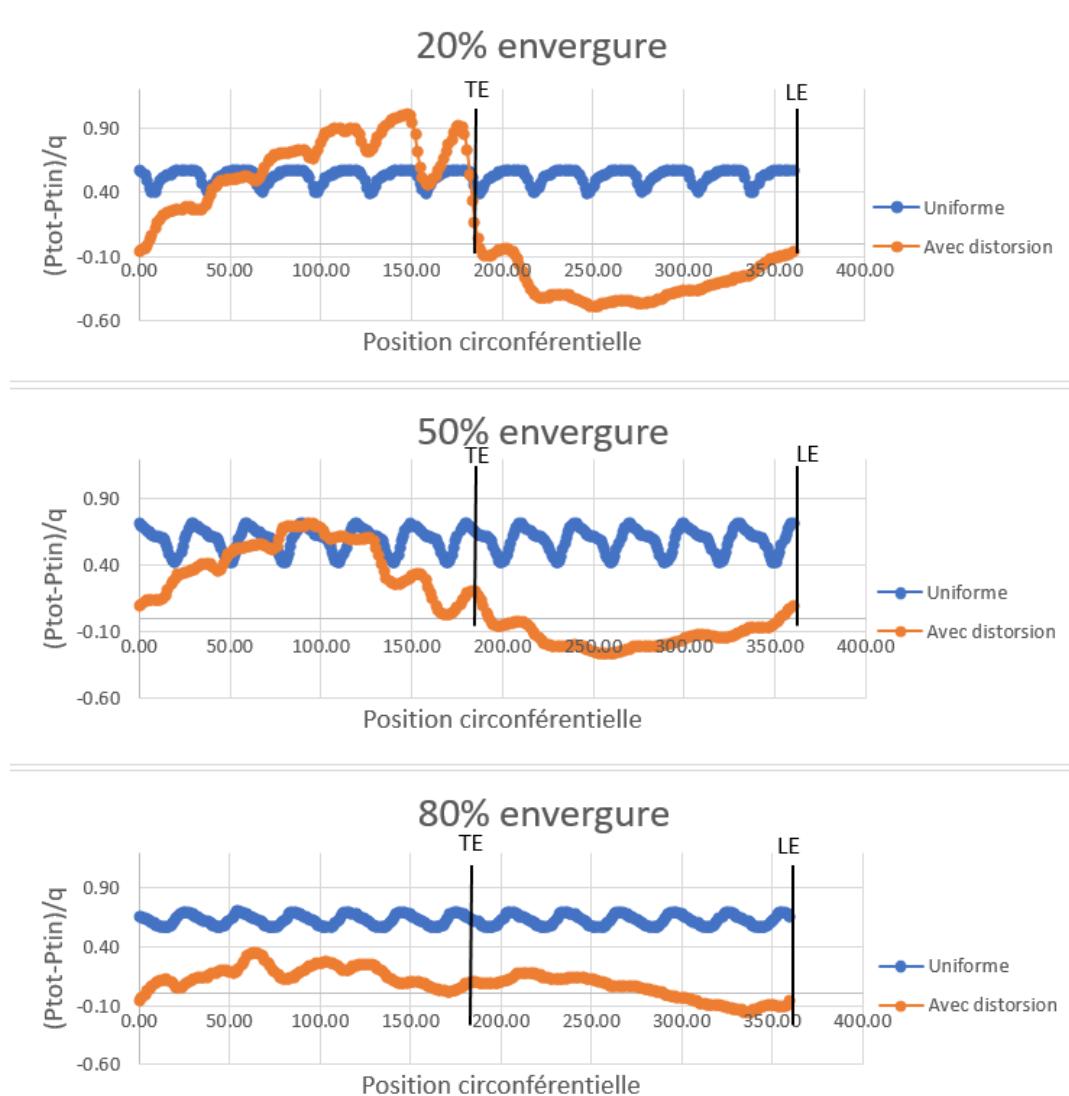


FIGURE 4.11 Effet de la distorsion aérodynamique sur l'écoulement en sortie rotor (plan 2)

sortie de la zone de distorsion. Après tout, ce sont dans ces régions que le gradient est le plus important et donc où redresser l'écoulement se révèle le plus critique. Des aubes distribuées de manière non uniformes le long de la circonférence, avec une densité plus importante dans ces régions clés conçue en partant du design de la figure 4.12, pourraient être une avenue à considérer à l'avenir.

#### 4.5.2 Chargements sur l'envergure

Les variations circonférentielles de chargement des aubes aux stations 20, 50 et 80% sont obtenues par l'outil d'analyse Turbo utilisant les paramètres CFD tels que détaillés en Annexe

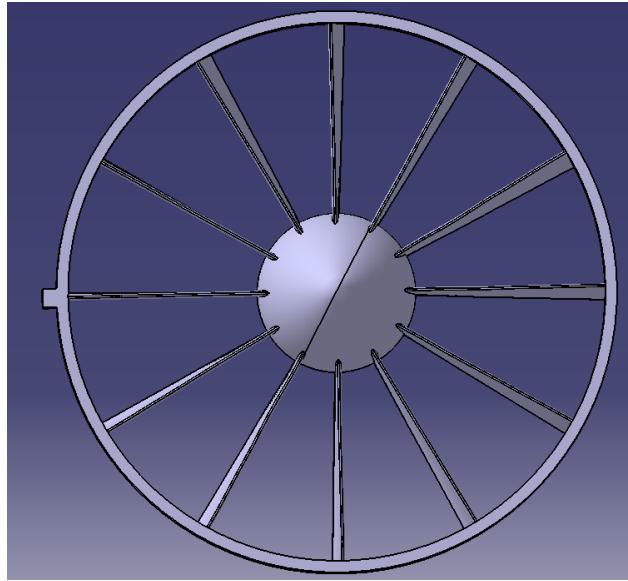


FIGURE 4.12 Vue de face des IGV asymétriques conçues (modèle 2D)

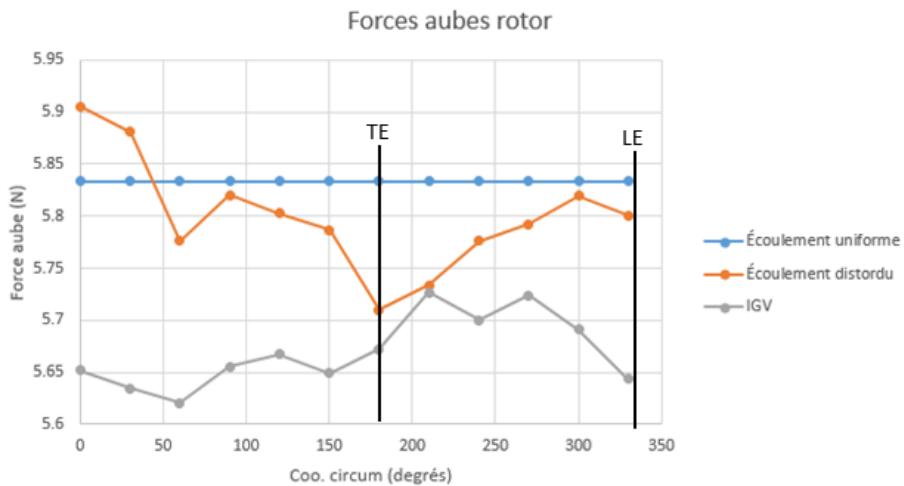


FIGURE 4.13 Effets des IGV asymétriques sur la variation de force sur les aubes rotor

B. Tracés en figure 4.14, les résultats indiquent que le design d'IGV réussit de manière mitigée à améliorer l'uniformité du chargement des aubes. De manière générale une amélioration est certes observée, mais avec une variation radiale de l'angle de sortie, certains effets étranges peuvent être observés, spécialement à 50% d'envergure, où une chute de chargement est visible dans le secteur de 180-210 degrés. Néanmoins, aux stations d'envergure à 20 et 80%, le chargement apparaît beaucoup plus égalisé que le cas distordu, ce qui est un bon progrès. Régler les irrégularités de chargement en milieu d'envergure avec davantage d'ajustement sur

les angles de sortie des IGV devrait contribuer encore davantage à égaliser le chargement à toutes les stations le long de la circonférence.

## 4.6 Effet du IGV asymétrique sur le champ d'écoulement

### 4.6.1 Impacts des IGV sur l'écoulement en entrée du rotor

Les figures 4.15 et 4.16 montrent que le design du IGV asymétrique connaît un succès également pour équilibrer les angles de l'écoulement, tout spécialement aux stations d'envergure plus proches du moyeu. Les plus grandes variations en extrémité demandent un angle distinct qui pourrait à l'avenir être satisfait par un IGV 3D. La vitesse relative suit la même tendance, avec les résultats avec IGV se montrant plus proche du cas uniforme, mais de plus en plus perturbés en se dirigeant vers l'extrémité des aubes.

### 4.6.2 Impacts sur l'écoulement en sortie rotor et stator

La comparaison des contours de pression totale en bord de fuite du rotor entre le cas à écoulement uniforme et les cas distordus sans et avec IGV sont présentés en figure 4.17. On peut observer que l'écoulement en sortie pour le cas avec IGV présente moins de points à haute pression comparativement au cas avec distorsion, ainsi qu'une zone de basse pression plus importante en extrémité d'aube. Le tout s'observe plus en détails en figure 4.18, avec les distributions circonférentielles aux trois stations comparant les cas de distorsion avec et sans IGV. Les tendances déjà précédemment observées par rapport aux points forts et faibles des IGV employées se confirment ici, avec une compensation de pression trop importante inversant la tendance du cas distordu. Les points de faible pression dans ce dernier scénario deviennent des pics avec l'ajout d'IGV. La nature 3D des IGV devrait théoriquement aider à obtenir de meilleurs résultats, mais davantage d'ajustements au niveau des angles de sortie et donc des profils de pression obtenus sont requis avant de pouvoir établir la supériorité de ce nouveau design sur l'état de l'écoulement en sortie de rotor.

## 4.7 Effet du IGV asymétrique sur la performance de la soufflante

Le tableau 4.1 compare la performance de l'étage de soufflante en termes du rapport de pression totale, du rendement isentropique et de la force de poussée pour les cas sans distorsion et avec distorsion équipés avec et sans IGV. Les résultats indiquent que l'IGV asymétrique, dans son itération 2D actuelle, offre un certain regain de performance niveau poussée et rendement comparativement au cas distordu, mais demeurent inférieurs au cas uniforme par

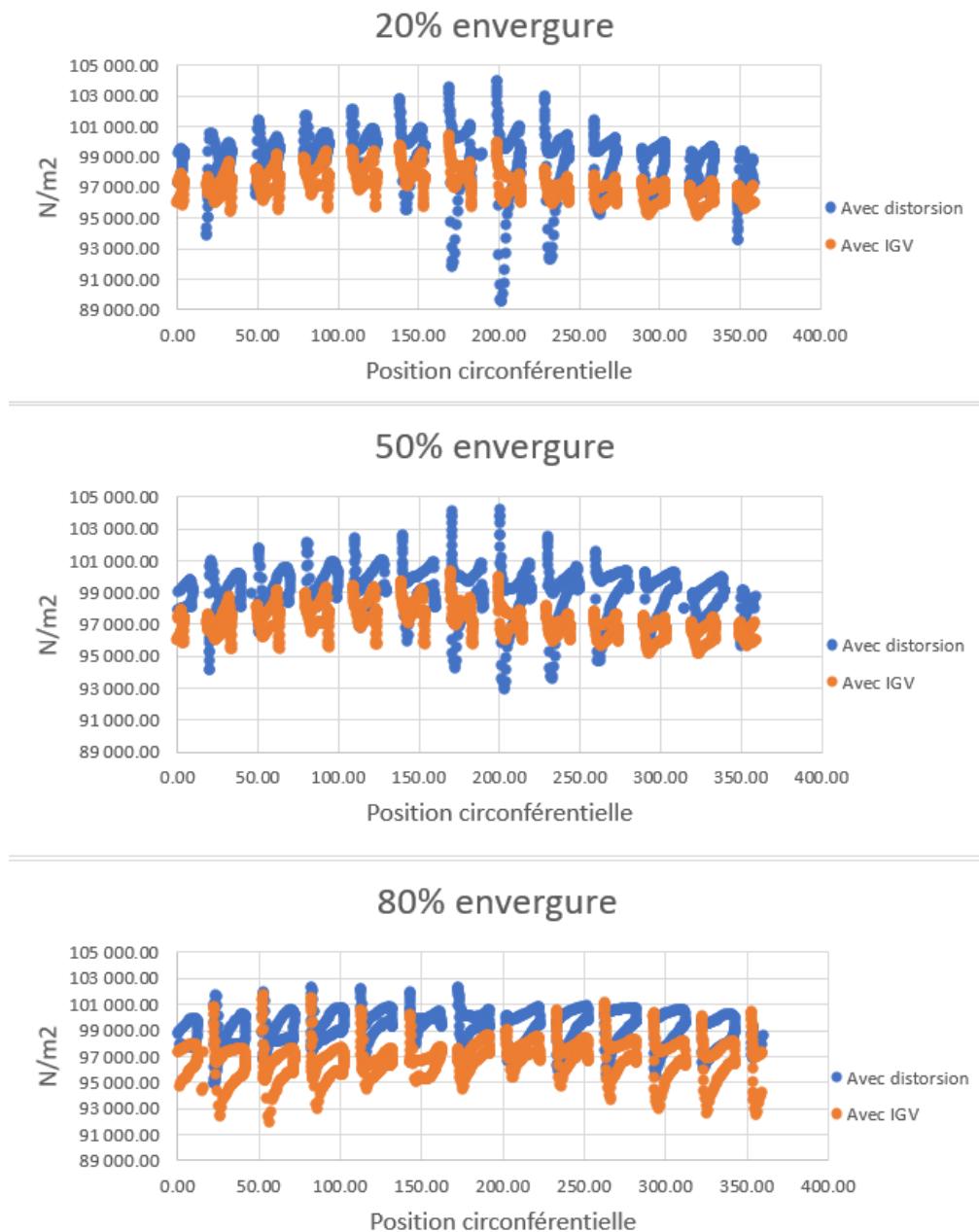


FIGURE 4.14 Variation circonférentielle du chargement des aubes à trois stations d'envergure différentes

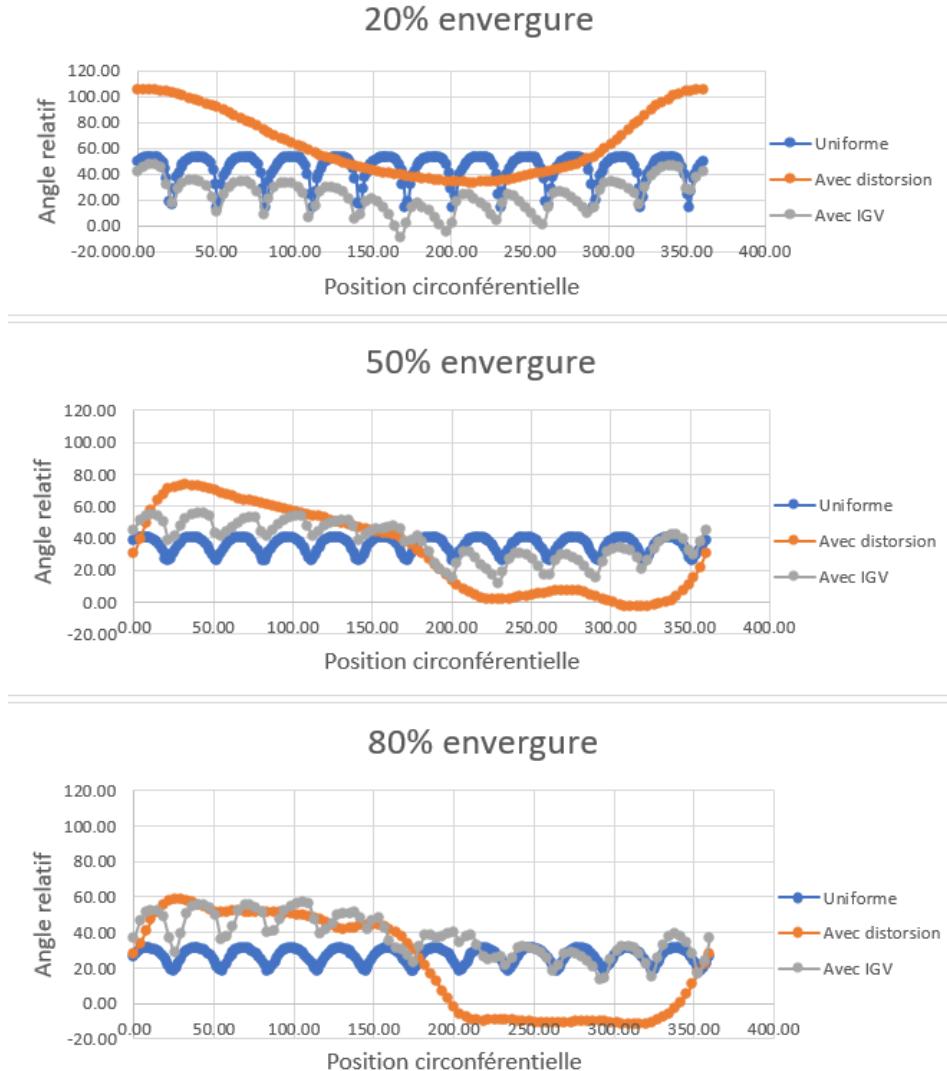


FIGURE 4.15 Distribution de l'angle d'écoulement relative à l'entrée du rotor (plan 1)

une marge non négligeable. Le rapport de pression, calculé par rapport à la valeur ambiante, est décevant mais attendu considérant la perte de performance précédemment observée sur la force moyenne exercée sur les aubes. Les problèmes liés aux itérations 3D avec variation radiale pourraient cacher des gains additionnels, mais dans les limites de ce travail, ce sont ici les meilleurs résultats produits jusqu'à maintenant. Enfin, comme précédemment établi dans le Chapitre 2, les impacts des pertes visqueuses sur les résultats obtenus ici sont considérés comme étant négligeables. Il importe de noter que les capteurs de pression et la cellule de charge employés ont largement la résolution suffisante pour mesurer les variations présentées ici.

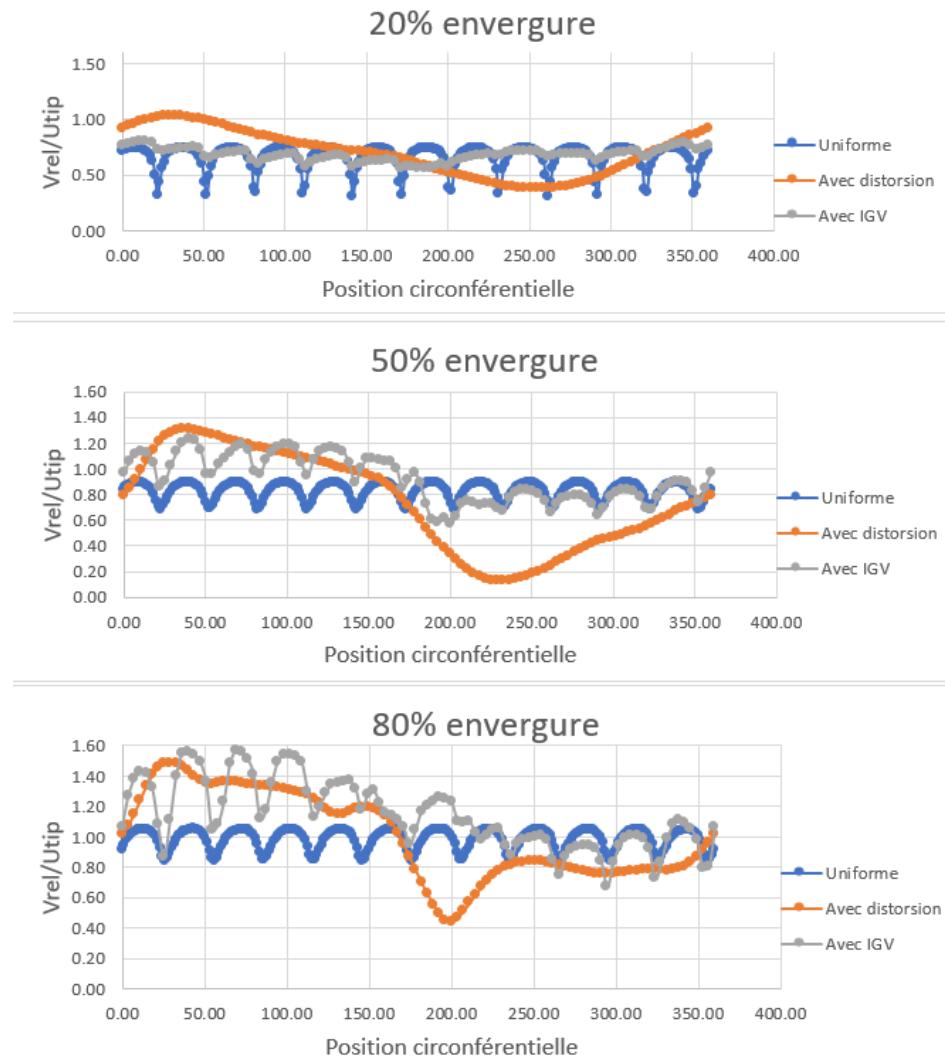


FIGURE 4.16 Distribution de vitesse relative à l'entrée du rotor (plan 1)

TABLEAU 4.1 Effets de la distorsion et des IGV asymétriques sur le ratio de pression de la soufflante

	Sans distorsion	Avec distorsion sans IGV	Avec distorsion avec IGV
Rapport de pression compresseur	1,023	1,015	0.977
Rendement isentropique	82,13%	43,22%	63,79%
Poussée (N)	6,5	4,47	5,21

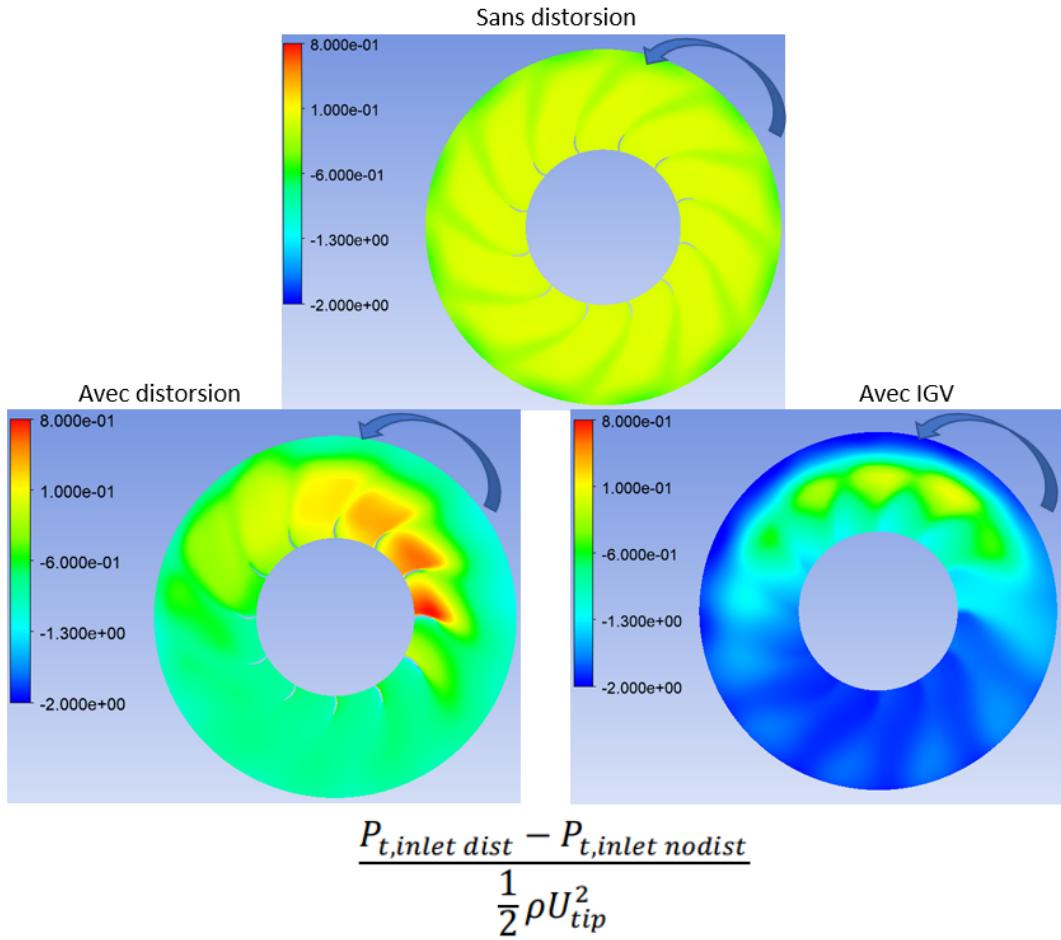


FIGURE 4.17 Contours de pression totale en sortie de rotor (plan 2)

#### 4.8 Validation expérimentale

Les résultats discutés jusqu'à présents concernent exclusivement les simulations avec les nouveaux paramètres accommodant les capacités réelles du banc d'essai. Néanmoins, au moment de rédiger ces résultats, l'opération continue dudit banc d'essai s'est révélée infructueuse avec 4 moteurs brisés. En plus de quoi, ce modèle particulier de moteur, très compact et puissant, est constamment en rupture de stock ce qui rend l'acquisition de nouvelles pièces difficile. Des modèles alternatifs ont été obtenus, mais ils demandent encore d'être adaptés à la niche moteur du banc et testés. Les moteurs d'origine pouvaient atteindre une vitesse maximale continue de 25000 RPM mais cette vitesse finissait par causer des dégâts comme discuté au Chapitre 3. La nouvelle vitesse de 15000 RPM vise simultanément à créer une marge de sûreté durant l'opération et de permettre l'usage de moteurs alternatifs moins puissants si besoin.

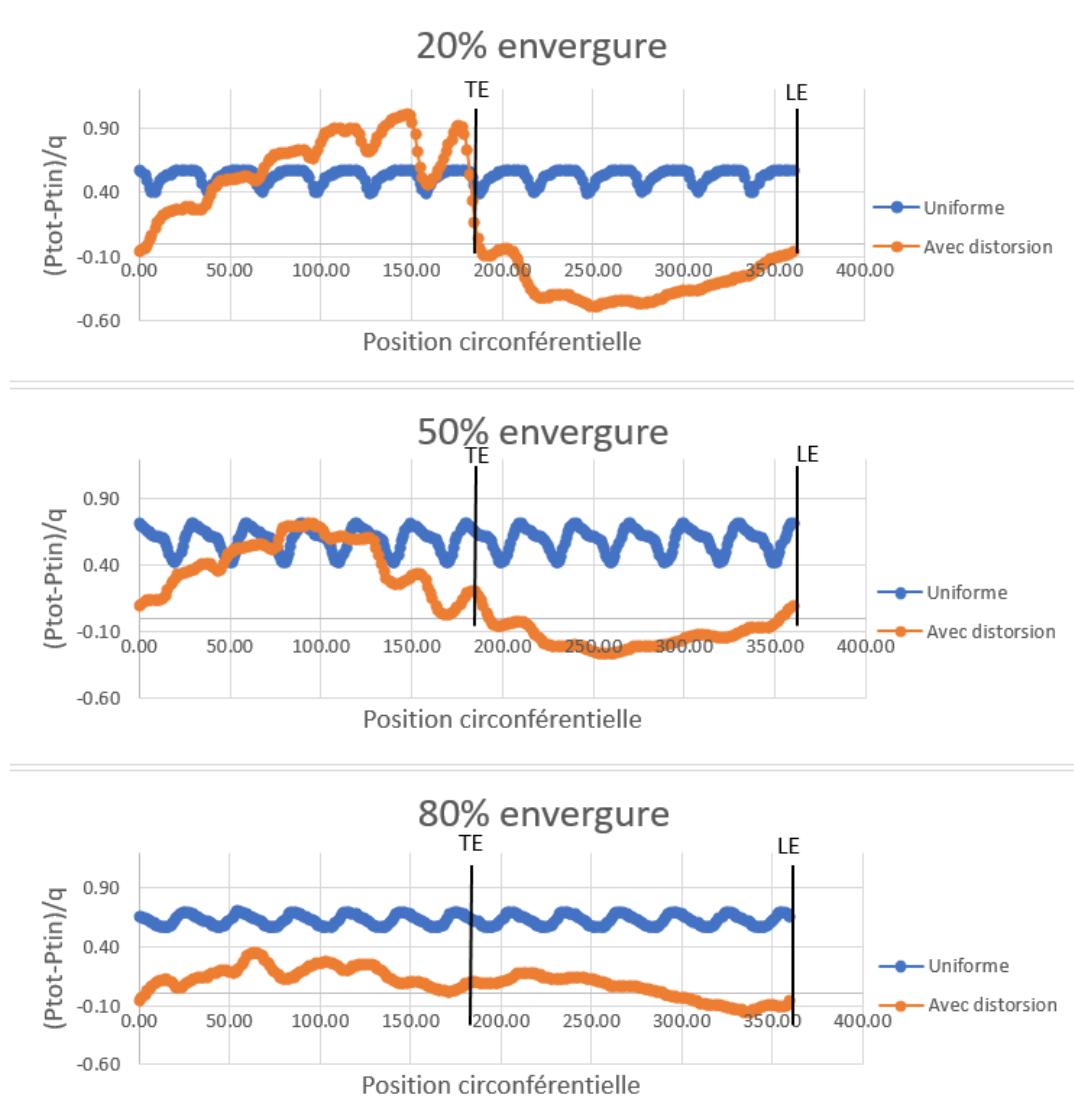


FIGURE 4.18 Variation circonférentielle de la pression totale en sortie rotor (plan 2) à 3 stations différentes

La partie validation expérimentale, malgré tous les efforts investis dans la mise en opération du banc d'essai, n'a pas donné les résultats attendus. Les quelques observations et résultats obtenus, de même que les leçons retenues au cours de la partie expérimentale, n'ont que peu de valeur dans l'état actuel, et davantage de mesures devront être prises avec le banc réparé, équipé de son nouveau moteur, afin que le processus de conception des IGV puisse se doter d'un apport de données expérimentales.

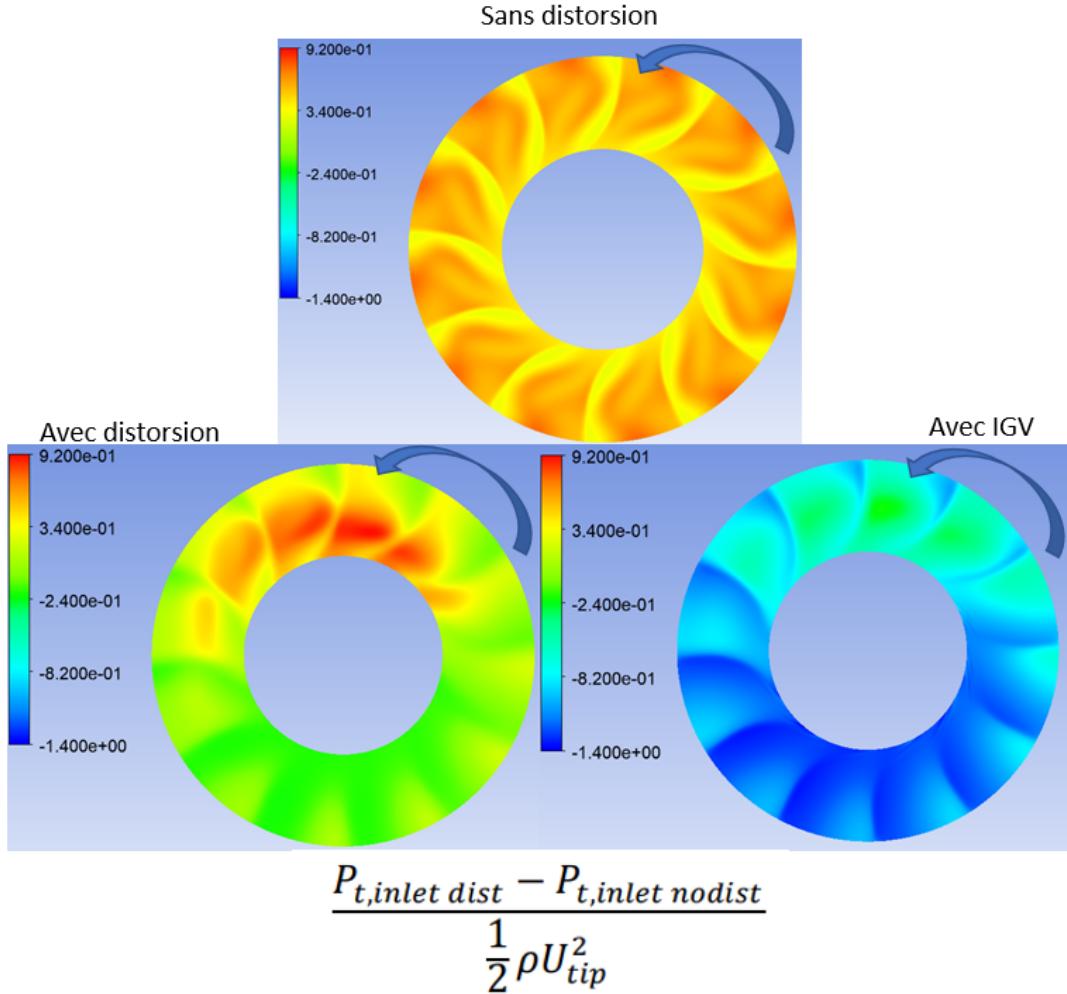


FIGURE 4.19 Variation circonférentielle de la pression totale en sortie stator (plan 3) à 3 stations différentes

#### 4.8.1 Effets de distorsions expérimentaux

Le montage de distorsions expérimentales visait initialement à tester la distorsion générée par une variété d'écran de distorsion occupant entre un tiers et une moitié de la section de la conduite. Des écrans perforés avaient également été fabriqués afin d'augmenter graduellement l'obstruction de la conduite, en commençant par les écrans les plus perforés puis en montant tranquillement vers des versions avec une moindre densité de trous, ou même aucun trou. La géométrie globale correspond à ce qui avait été illustré au chapitre 3, les perforations en plus.

Comme aucune donnée probante en distorsion n'a pu être acquise, il n'y a pas vraiment de figure ou de résultats chiffrés à présenter ici. Il est à noter que seul l'écran avec le plus haut taux de perforation a été testé au sein du banc d'essai en fonctionnement à haute vitesse

mais qu'aucune donnée valide n'a pu être obtenue, seul le fonctionnement global ayant pu être validé.

#### **4.8.2 Limites de la solution actuelle**

Une chose est manifeste, et c'est que le banc de test, dans son concept actuel, n'est pas en mesure d'accomplir un travail de validation expérimentale satisfaisant malgré les améliorations apportées. Cela est dû à la combinaison complexe de problèmes l'affectant. Chaque problème limitant, une fois résolu, en révèle un nouveau ensuite. Les délais causés par ce travail ont causé un impact sur tout le projet, limitant le temps de simulation, le nombre d'itérations et les résultats obtenus par celles-ci.

Ici, le principal enjeu touche le moteur, spécifiquement le type et la taille de moteur choisi de même que son intégration. Les nombreux bris ayant été observés pointent à un choix de pièce inadapté aux conditions d'opération visées. Les mesures pour remédier aux problèmes en résultant se sont révélées au mieux temporaires, et n'ont pas pu empêcher la mise hors service de quatre moteurs différents. L'incapacité d'atteindre la vitesse de rotation souhaitée, ainsi que le caractère involontairement destructeur des tentatives pour atteindre cette vitesse, a été la cause d'une perte de temps et de ressources considérables. Le nouveau moteur devrait au moins permettre des tests à des vitesses raisonnables, mais il demeure moins puissant que la pièce originale, et par conséquent n'est pas une solution complète à ce problème qui demande plus vraisemblablement un nouveau design de banc de test plus adapté aux ambitions de ce projet.

Un futur banc d'essai présentant des ambitions comparables à celui ayant été utilisé ici devrait chercher à être plus robuste dans sa conception et prendre davantage en compte les limitations réelles de vitesse de rotation, de courant et de chaleur touchant la motorisation et l'électrique. Cela passe par un processus de choix de pièces plus rigoureux ainsi qu'un budget conséquent pour permettre l'acquisition de matériel de qualité. Il va de soi que la nature à bas budget, conçu et fabriqué sur un an par des étudiants finissants, du banc d'essai employé dans ce projet s'est révélé un talon d'Achilles majeur dans sa mise en opération, causant des retards importants à toutes les phases du projet et finalement un coup fatal au volet validation expérimentale pour ce projet, davantage de travaux étant requis au moment de la rédaction pour espérer obtenir des données probantes de ce montage.

#### 4.9 Synthèse des travaux

Les résultats dans ce chapitre indiquent que le concept des IGV asymétriques 3D serait possiblement efficace pour une soufflante à haute vitesse souffrant d'une sévère distorsion. En effet, même un concept encore peu optimisé d'IGV 2D réduit la variation de force intégrale de 55%. L'uniformisation de la pression totale en sortie, de même que les résultats en ce qui concerne le rapport de pression totale, n'est pas aussi impressionnante. Elle se révèle en fait pire à bien des égards que le cas distordu. Les gains au niveau du rendement isentropique sont cependant appréciables. L'analyse circonférentielle montre également, tout comme Liu [13] l'avait déjà indiqué, que l'efficacité des IGV asymétriques pourrait être améliorée davantage en entrée et sortie de la zone de distorsion en ajoutant un plus grand nombre local d'aubes, chose qui n'a pas été évalué dans le cadre de ce projet. Un plus grand nombre d'aubes en ces deux emplacements spécifiques serait possiblement plus efficace pour atténuer le fort gradient observé. De plus, le potentiel des IGV 3D demeure inutilisé, les promesses d'un contrôle plus pointu de l'angle de sortie du IGV ne se sont pas encore réalisées, et davantage de raffinement de la géométrie employée, plus précisément avec des angles de sortie plus modestes et davantage de stations de contrôle, pourrait contribuer à de meilleurs résultats.

## CHAPITRE 5 CONCLUSION

Le projet accompli au cours de ce mémoire comportait de multiples facettes. Un élément ayant occupé une place majeure était la mise en fonction du banc d'essai, avec les multiples réparations, améliorations et recherches de solution entreprises afin de l'amener à un état utilisable pour conduire une campagne de mesures. Un second élément majeur, et principal contributeur aux résultats directs, est la conduite des simulations numériques. En effet, même si la géométrie de l'étage rotor-stator, associée au banc d'essai initial issu d'un Projet Intégrateur IV, n'a pas été conçue comme telle dans le cadre de ce projet, tous les autres éléments l'ont été. Le maillage, l'entrée d'air, l'écran de distorsion, les réglages de simulations, toutes les itérations de design d'IGV, leur modélisation ainsi que la version actuelle du processus itératif sont issus des travaux ayant mené à la rédaction de ce mémoire.

Ce travail représente une poursuite des efforts en vue de réduire les effets de la distorsion aérodynamique en entrée des soufflantes. Le tout pourrait un jour permettre l'application sur des avions futurs de type BLI présentant une consommation de carburant et un niveau de bruit plus bas que les appareils présentement en service. Le concept des aubes directrices d'entrée (IGV) asymétriques permet de créer une distribution spatiale de l'angle d'écoulement en entrée du rotor de manière à réduire l'incidence en zone distordue et à l'augmenter en zone non distordue afin de réduire les effets de la distorsion aérodynamique sur la performance et la structure de la soufflante. L'objectif de ce projet était d'explorer plus en profondeur le concept du IGV asymétrique par la mise en fonction d'un banc d'essai haute vitesse doté d'un écran de distorsion aérodynamique et de mesurer l'impact d'un IGV asymétrique spécialement conçu.

Une simulation numérique suivant la configuration du banc d'essai permet le développement itératif du IGV asymétrique et la comparaison avec les résultats expérimentaux. La configuration employée était celle d'une soufflante haute vitesse employant un rotor commercial et un stator conçu à Polytechnique opérant en un étage de soufflante. Le but visé était la validation expérimentale et le raffinement du concept des IGV asymétriques. Les simulations avec distorsion aérodynamique ont été conduites en régime transitoire, en configuration annulaire totale tridimensionnelle sur Ansys CFX, un logiciel commercial de simulation numérique d'écoulements par éléments finis. La distorsion aérodynamique a été simulée en ayant une portion du domaine représentant l'entrée d'air et la géométrie de l'écran de distorsion visant à être employée dans le banc d'essai. Pour maintenir le temps et les ressources de simulation à un niveau acceptable permettant un développement itératif rapide, les simulations ont été menées avec des surfaces non-visqueuses. Le début du processus de conception commence

toujours par l'évaluation et la comparaison des conditions en écoulement uniforme et distordu afin d'établir les conditions de base dans les deux cas. Les valeurs de force sur les aubes et les angles incidents sont employés afin de guider la conception du IGV asymétrique. Le processus est répété pour chaque nouvelle itération en comparant le résultat obtenu à la précédente génération avec les conditions uniformes visées. Les concepts d'IGV sont évalués en fonction de la variation de force sur les aubes le long de la circonférence, la distorsion de pression totale en sortie rotor ainsi que la comparaison du rapport de pression en comparaison aux cas uniformes et distordus.

La mise en service du banc s'est révélée beaucoup plus coûteuse en temps que prévu. De nombreux imprévus causés par le concept original du banc ont provoqué des ralentissements importants et des bris de matériel comme détaillé précédemment. La nature bas budget du banc d'essai, conçu en pleine période pandémique, est à mettre en cause. Néanmoins, cet objectif peut maintenant être établi comme essentiellement accompli. Le banc est en principe fonctionnel, et l'adaptation d'un nouveau moteur est en cours.

Le second objectif, soit la conception du IGV asymétrique, a beaucoup souffert des délais encourus par la mise en fonction du banc d'essai. En effet, l'intention d'origine était de mener les essais expérimentaux de distorsion aérodynamique en premier. Cela aurait permis d'itérer avec une variété d'écrans de distorsion et d'en choisir un montrant des caractéristiques de distorsion aérodynamique suffisamment sévères pour permettre des tests concluants d'IGV. La distorsion expérimentale mesurée aurait ainsi servi directement à concevoir l'IGV en CFD. Les tentatives de réparation et de mise en fonction du banc d'essai se sont étirées jusqu'à la fin de l'été 2024. Cela signifie que le temps pour retourner aux simulations CFD, conduire des itérations sur les IGV et parvenir à un résultat satisfaisant a été très limité. Qui plus est, ce manque de temps a conduit à sauter directement à la conception d'un IGV 3D, ce qui a compliqué les itérations avec une plus grande variété de paramètres à traiter. Cela a résulté en de mauvais résultats avec les concepts initiaux, qui ont aggravé les pertes de temps. Le repli sur un design 2D d'IGV comme étape intermédiaire a finalement été décidé. Dans l'état actuel des choses, le système de design et d'itération est en place, et avec suffisamment de temps sera en mesure de produire un design adéquat d'IGV 3D.

En prenant en compte l'état de ces deux premiers objectifs, le dernier objectif, soit le test du IGV, pourra être imprimé et testé rapidement. Le banc d'essai est presque prêt, et le système de design itératif est rodé et capable de produire le design désiré. Avec ces résultats en main, les recommandations suivantes sont formulées.

La première recommandation concerne la poursuite des essais expérimentaux. Dans l'immédiat, des tests devront être conduits avec le nouveau moteur afin de s'assurer que des essais

avec l'écran simulé peuvent être menés à une vitesse de 15000 RPM. Après quoi, la distorsion prédictive par CFD pour l'écran final doit être mesurée et validée. Enfin, la nouvelle approche prenant en compte ces résultats expérimentaux pourra servir à concevoir, fabriquer et tester une nouvelle version du IGV, cette fois en 3D avec variation radiale. À plus long terme, une amélioration significative du banc actuel ou un nouveau montage plus adapté aux ambitions de ce projet serait requis afin de mener à bien une véritable campagne de test à haute vitesse. Cette future campagne viserait à obtenir toutes les mesures désirées pour étudier la distorsion aérodynamique sur un rotor à haute vitesse. Cela implique la résolution des limites mécaniques, électriques et thermiques de la configuration actuelle, de même que l'acquisition d'un moteur suffisamment puissant pour atteindre les vitesses désirées. L'usage d'un IGV conçu par simulations CFD dans un contexte plus proche d'une véritable soufflante à haute vitesse pourrait alors être validé expérimentalement.

La seconde recommandation touche à la conception itérative par simulation. Le processus d'itération et de conception des IGV, certes fonctionnel et rodé, demeure à l'heure actuelle demandant en temps et en ressources, et la tâche de conception est fastidieuse et répétitive. Ce dernier élément est encore plus valable dans le cas d'un IGV 3D pour lequel de multiples stations d'analyse doivent être traitées sur chacune des aubes, à répétition. Une méthode plus rapide, partiellement ou complètement automatisée par un outil logiciel capable d'itérer rapidement entre les logiciels de conception et d'analyse, permettrait de générer davantage de design d'IGV et ainsi tester un plus grand nombre de concepts différents pour une même période de temps.

## RÉFÉRENCES

- [1] Statista Research Department, “Carbon dioxide emissions from commercial aviation worldwide from 2004 to 2022,” 2021, site de Statistiques. [En ligne]. Disponible : <https://www.statista.com/statistics/1186820/co2-emissions-commercial-aviation-worldwide/#:~:text=Following%20an%20expansion%20in%20the,metric%20tons%20of%20CO2>.
- [2] A. Fan, “An assessment of environmental impacts of a nextgen implementation scenario and its implications on policy-making,” mémoire de maîtrise, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, USA, 2013.
- [3] T. Tony, “The international air transport association : Annual review 2014,” 2014, diapositives PowerPoint. [En ligne]. Disponible : <https://www.iata.org/about/Documents/iata-annual-review-2014.pdf>
- [4] D. Hall, E. Greitzer et C. Tan, “Analysis of fan stage conceptual design attributes for boundary layer ingestion,” *Journal of Turbomachinery*, vol. 139, n°. 7, juill. 2017.
- [5] Bauhaus Lufthart, “Concept study “propulsive fuselage” : Adding an extra engine to reduce emissions,” 2024, site Web. [En ligne]. Disponible : <https://www.bauhaus-luftfahrt.net/en/topthemes/concept-study-propulsive-fuselage-adding-an-extra-engine-to-reduce-emissions>
- [6] J. D. Anderson, *Fundamentals of Aerodynamics*, 6<sup>e</sup> éd. New York, USA : McGraw-Hill Education, 2016.
- [7] C. Hall et D. Crichton, “Engine and installation configurations for a silent aircraft,” *ISABE*, vol. 1164, 2005.
- [8] D. Hall *et al.*, “Inlet flow distortion in an advanced civil transport boundary layer ingesting engine installation,” *Journal of Turbomachinery*, vol. 144, n°. 10, 2022.
- [9] Z. Chen *et al.*, “Tail-integrated boundary layer ingesting propulsion systems for turboelectric aircraft,” *Journal of Turbomachinery*, vol. 146, n°. 2, 2024.
- [10] E. W. Conrad et A. E. Sobeowski, “Investigation of effects of inlet-air velocity distortion on performance of turbojet engine,” 1950.
- [11] M. Bakhle *et al.*, “Aeromechanics analysis of a boundary layer ingesting fan,” communication présentée à 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2012, p. 3995.
- [12] L. R. Owens, B. G. Allan et S. A. Gorton, “Boundary-layer-ingesting inlet flow control,” *Journal of Aircraft*, vol. 45, n°. 4, p. 1431–1440, 2008.

- [13] L. Liu, “Novel method for attenuation of inlet distortion effects on turbofan engines for future commercial aircraft,” thèse de doctorat, Dép. de génie mécanique, École Polytechnique de Montréal, Montréal, QC, 2021. [En ligne]. Disponible : <https://polymtl.on.worldcat.org/oclc/1430226967>
- [14] A. Anabtawi *et al.*, “An experimental study of vortex generators in boundary layer ingesting diffusers with a centerline offset,” communication présentée à 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999.
- [15] E. W. Conrad, M. P. Hanson et J. E. McAulay, “Effect of inlet-air-flow distortion on steady-state altitude performance of an axial-flow turbojet engine,” 1955.
- [16] O. Atinault *et al.*, “Numerical and experimental aerodynamic investigations of boundary layer ingestion for improving propulsion efficiency of future air transport,” communication présentée à 31st AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2013, p. 2406.
- [17] K. Wang *et al.*, “Flowfield of an s-shaped inlet with high boundary-layer ingestion fraction,” *Journal of Aircraft*, vol. 61, n°. 3, p. 902–914, 2024.
- [18] K. Wang et al. ", “Behavior of flow distortion within a boundary layer ingestion inlet,” *Aerospace Science and Technology*, vol. 146, n°. 3, 2024.
- [19] M. Keerthi et A. Kushari, “Effectiveness of vortex generator jets and wall suction on separated flows in serpentine-duct diffuser,” *Aerospace Science and Technology*, vol. 34, p. 12–19, 2014.
- [20] I. Zaman *et al.*, “Aeroacoustics of the propeller boundary layer ingestion configuration for varying thrusts,” *Journal of Sound and Vibration*, vol. 589, 2024.
- [21] I. Zaman et al., “On the aeroacoustics of turbulent boundary layer ingesting propellers,” *Physics of Fluids*, vol. 36, 2024.
- [22] T. Lengyel-Kampmann *et al.*, “Experimental investigation on a lightweight, efficient, counter-rotating fan with and without boundary layer ingestion,” *CEAS Aeronautical Journal*, vol. 15, n°. 2, p. 207–226, 2024.
- [23] H. Pearson et A. McKenzie, “Wakes in axial compressors,” *The Journal of the Royal Aeronautical Society*, vol. 63, n°. 583, p. 415–416, 1959.
- [24] M. W. Davis et W. T. Cousins, “Evaluating complex inlet distortion with a parallel compressor model : Part 2—applications to complex patterns,” communication présentée à ASME 2011 Turbo Expo : Turbine Technical Conference and Exposition. American Society of Mechanical Engineers, 2011, p. 13–23.
- [25] Y. Gong et al., “A computational model for short wavelength stall inception and development in multi-stage compressors,” communication présentée à ASME 1998 International

- Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition. American Society of Mechanical Engineers, 1998, p. V001T01A114–V001T01A114.
- [26] E. Gunn et C. Hall, “Aerodynamics of boundary layer ingesting fans,” communication présentée à ASME Turbo Expo 2014 : Turbine Technical Conference and Exposition. American Society of Mechanical Engineers, 2014, p. V01AT01A024–V01AT01A024.
  - [27] S. Liu, T. Pan et Q. Li, “A numerical simulation strategy for a compressor’s underlying axisymmetric characteristic and its application in body force model,” *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 37, n°. 8, p. 79–90, 2024.
  - [28] H. Martensson et M. Billson, “Unsteady aerodynamic forcing due to distortion in a boundary layer ingesting fan,” *Journal of Turbomachinery*, vol. 146, n°. 7, 2024.
  - [29] G. S. E. Yao, J. et A. R. Wadia, “High-fidelity numerical analysis of per-rev-type inlet distortion transfer in multistage fans—part i : Simulations with selected blade rows,” *Journal of Turbomachinery*, vol. 132, n°. 4, 2010.
  - [30] V. Jerez-Fidalgo, C. Hall et Y. Colijn, “A study of fan-distortion interaction within the nasa rotor 67 transonic stage,” *Journal of Turbomachinery*, vol. 134, n°. 3, 2012.
  - [31] O. Rediniotis *et al.*, “Active control of jet engine inlet flows,” Texas Engineering Experiment Station, 2007.
  - [32] D. Hall, E. Greitzer et C. Tan, “Mitigation of boundary layer ingestion circumferential distortion using nonaxisymmetric fan exit guide vanes,” *Journal of Turbomachinery*, vol. 145, n°. 3, févr. 2023.
  - [33] AMCA, “Amca standard 2016-16 : Laboratory methods of testing fans for certified aerodynamic performance rating,” American Society of Heating, Refrigerating and Air-Conditioning Engine, 2016.

## ANNEXE A ÉQUATIONS ADDITIONNELLES EMPLOYÉES

### Simulations

Les expressions employées afin de traiter les données obtenues via les simulations sur CFD-Post sont les suivantes :

Pour le rapport de pression totale, l'équation A.1 est employée.

$$PR_{total} = \frac{massFlowAve(Total\ Pressure\ in\ Stn\ Frame)@Plane\ 2}{massFlowAve(Total\ Pressure\ in\ Stn\ Frame)@Inlet} \quad (\text{A.1})$$

Ce qui correspond à l'équation A.2 :

$$PR_{total} = \frac{P_{T,\ sortie\ stator}}{P_{amb}} \quad (\text{A.2})$$

Pour la force sur les aubes (appliquée individuellement sur chaque aube rotor), l'équation A.3 est utilisée.  $n$  représente le numéro de l'aube concernée. L'expression représente essentiellement la norme du vecteur force résultant sur le domaine de chaque aube.

$$F_{aube} = \sqrt{force_x()@Blade\ n^2 + force_y()@Blade\ n^2 + force_z()@Blade\ n^2} \quad (\text{A.3})$$

La vitesse relative est définie par l'expression A.4, avec  $u$  la composante axiale de la vitesse,  $R$  la coordonnée radiale et  $\omega$  la vitesse de rotation angulaire :

$$v_{rel} = \sqrt{(\omega \times R - (Vel.\ in\ Stn\ Frame\ Circum.))^2 + (Vel.\ in\ Stn\ Frame\ u)^2} \quad (\text{A.4})$$

Les termes *Velocity* et *Circumferential* ont été raccourcis en *Vel.* et *Circum.* pour simplifier la lecture de l'équation sur une seule ligne. L'angle relatif est défini par l'équation A.5.

$$\beta = \tan^{-1} \left( \frac{\omega \times R - Vel.\ in\ Stn\ Frame\ Circum.}{|Vel.\ in\ Stn\ Frame\ u|} \right) \quad (\text{A.5})$$

L'angle de tourbillon absolu est défini par l'équation A.6.

$$S_{angle} = \tan^{-1} \left( \frac{Vel.\ in\ Stn.\ Frame\ Circum.}{Vel.\ in\ Stn\ Frame\ u} \right) \quad (\text{A.6})$$

Le débit massique corrigé est défini par l'équation A.7, avec  $T_{ref} = 288.15$  K et  $P_{ref} = 101325$  Pa.

$$\dot{m}_c = \frac{\dot{m}\sqrt{T_{amb}/T_{ref}}}{P_{amb}/P_{ref}} \quad (\text{A.7})$$

L'équation de poussée 3.2 est formulée dans CFD-Post tel qu'illustré en équation A.8. Le terme  $A_{S1\ Hub\ exit}$  réfère à l'aire perpendiculaire à la sortie de l'écoulement sur le *Hub* qui reçoit la composante de poussée correspondant à la pression en sortie. La convention de signes permet d'uniformiser l'usage du signe d'addition pour toutes les composantes de la poussée.

$$\begin{aligned} T = & \text{Vel. in Stn Frame } u @ R1 Inlet \times \text{massFlow()} @ R1 Inlet \\ & + \text{Vel. in Stn Frame } u @ S1 Outlet \times \text{massFlow()} @ S1 Outlet \\ & + \text{force}_x() @ R1 Hub + \text{force}_x() @ R1 Blade \\ & + \text{force}_x() @ S1 Hub + \text{force}_x() @ S1 Blade \\ & + \text{massFlowAve(Pressure)} @ S1 Outlet \times A_{S1\ Hub\ exit} \quad (\text{A.8}) \end{aligned}$$

## Banc d'essai

Les expressions employées afin de traiter les données mesurées sur le banc d'essai expérimental sont les suivantes :

Pour le ratio de pression totale, l'équation A.9 est employée.

$$PR_{TT} = \frac{P_{T3}}{P_{amb}} \quad (\text{A.9})$$

Pour le rendement adiabatique, l'équation A.10 est utilisée.

$$\eta_{TT} = \frac{\left(\frac{P_{T3}}{P_{amb}}\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\frac{T_3}{T_{amb}} - 1} \quad (\text{A.10})$$

Le débit massique est exprimé comme dans l'équation A.11.

$$\dot{m} = C_D \frac{\pi d^2}{4} \sqrt{2\rho\Delta P} \quad (\text{A.11})$$

Le coefficient de décharge  $C_D$  présent dans l'équation A.11 se calcule empiriquement avec la

formule A.12.

$$C_D = 0.19436 + 0.152884 \ln(Re_d) - 0.0097785 \ln(Re_d)^2 + 0.00020903 \ln(Re_d)^3 \quad (\text{A.12})$$

Le nombre de Reynolds basé sur le rapport de diamètres ( $Re_d$ ) y est défini tel que  $Re_d = \frac{Re * d}{d}$  avec  $Re = d * V / \nu$  et D le grand diamètre (hauteur du laboratoire), d le diamètre interne de la conduite, V la vitesse de l'écoulement en conduite.

## ANNEXE B SIMULATIONS

La convergence des simulations menées dans ce projet est suivie avec trois principaux indicateurs : les résidus, le débit massique et la pression de sortie.

Les résidus correspondent au critère de convergence par défaut et sont réglés manuellement à  $10^{-6}$  comme bonne pratique (valeur par défaut à  $10^{-4}$ ). Plus la valeur des résidus est basse et meilleure est la convergence des résultats.

En figure B.1, les pressions statique et totale en sortie sont évaluées au fil des itérations avant de tendre vers des valeurs stables, ce qui démontre convergence.

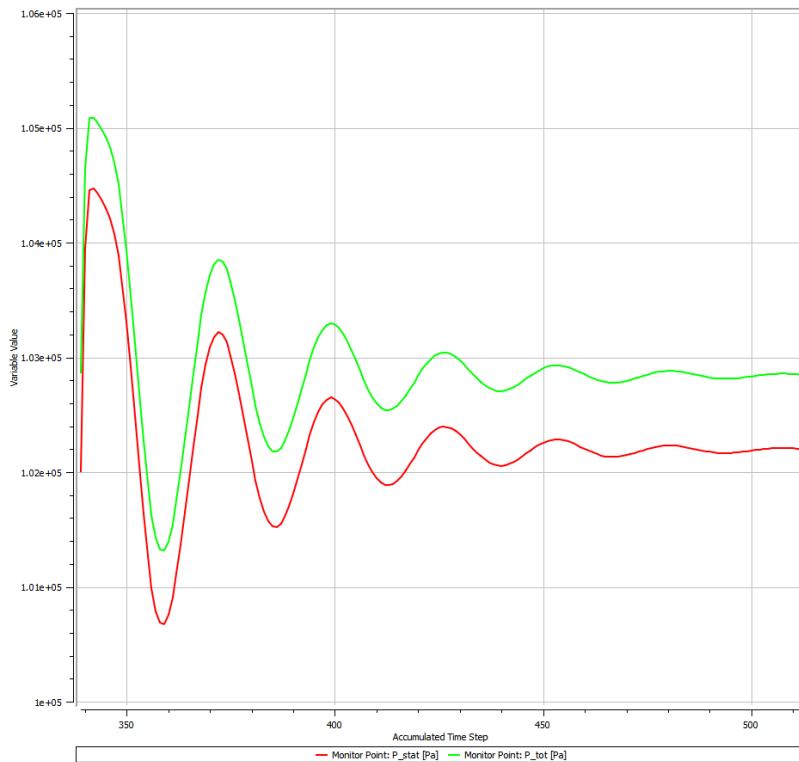


FIGURE B.1 Graphique de convergence des pressions de sortie sur CFX Solver Manager

Dans les cas présentant une distorsion aérodynamique, une simulation en régime continu donne les oscillations présentées en figure B.2. On remarque que l'amplitude des oscillations est constante et que celles-ci restent centrées sur une valeur stable. Cela est caractéristique d'un comportement transitoire et requiert donc une simulation dans ce régime.

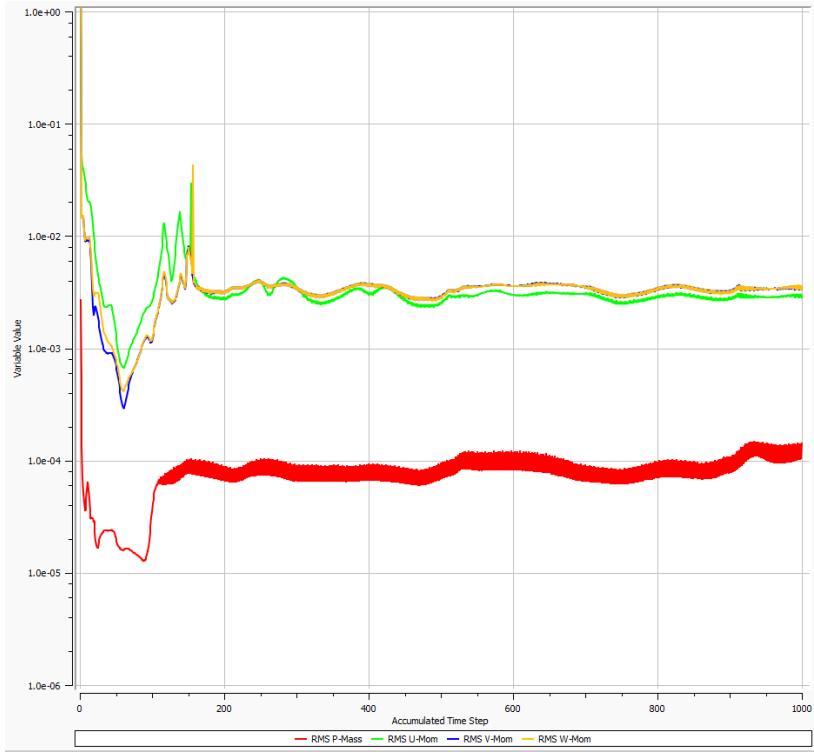


FIGURE B.2 Exemple d'oscillations caractéristiques des résidus d'un comportement transitoire pour le cas avec distorsion aérodynamique sur CFX Solver Manager

## ANNEXE C ITÉRATIONS DÉTAILLÉES DES AUBES D'ENTRÉE ASYMÉTRIQUES

Les designs d'IGV 3D ayant été simulés plus tôt au cours de ce projet, sans grand succès malheureusement, ont tout de même occupé une portion importante de ce projet. Un aperçu visuel de ces ensembles d'aubes est présenté en figure C.1. Bien qu'élégant, ses performances n'étaient pas jugées avantageuses par rapport à simplement laisser la distorsion être présente dans la soufflante. Davantage de recherche est requise afin de mener un tel design à bien.

Ci-dessous, en figure C.2, est présentée la liste des angles ayant servi à concevoir l'IGV 2D présentée dans la section Résultats.

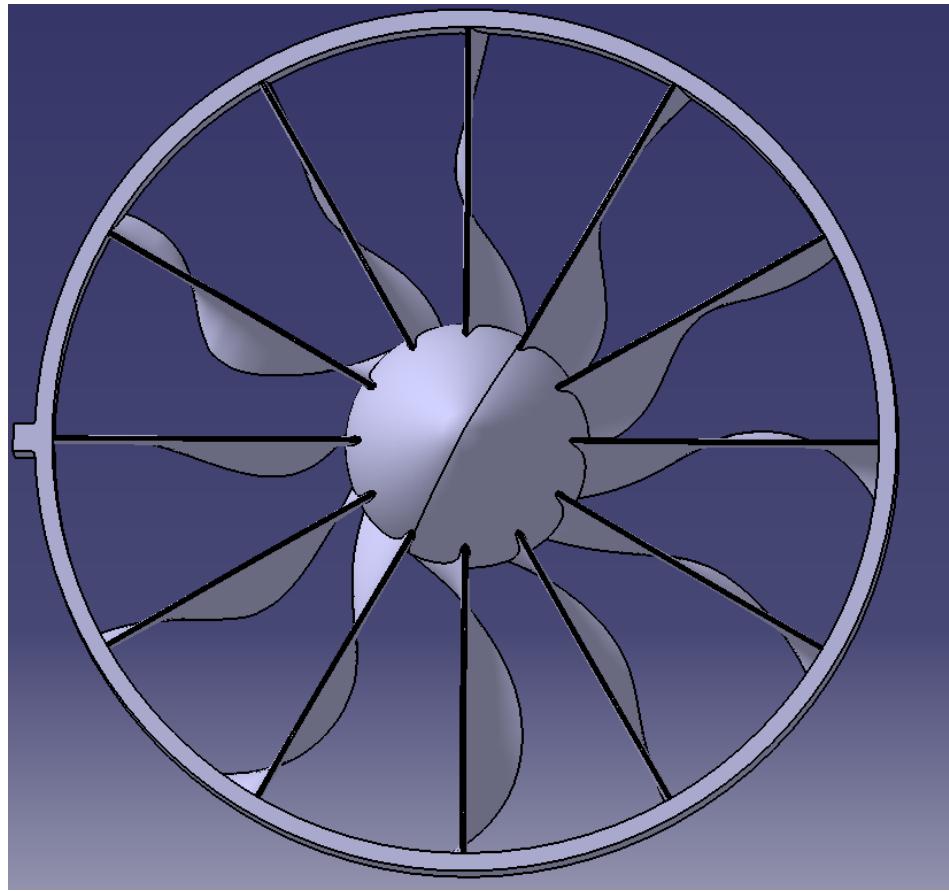


FIGURE C.1 Exemple d'un concept d'IGV 3D réalisé pour ce projet

	2D
Aube 1	15.990
Aube 2	16.451
Aube 3	15.616
Aube 4	12.494
Aube 5	13.602
Aube 6	13.619
Aube 7	7.361
Aube 8	6.835
Aube 9	20.000
Aube 10	17.533
Aube 11	17.359
Aube 12	20.000

FIGURE C.2 Angles de sortie pour les aubes du IGV