

## MEMOIRE DE PROJET DE FIN D'ETUDES

*Pour l'Obtention du*

**Diplôme d'Ingénieur d'état  
Spécialité : Conception Mécanique et Innovation**

*Calcul et comparaison modèle fonderie vs taille masse du  
support pompe carburant d'un boîtier d'accessoires*

**Présenté par :**

**Kerdadi Mountassir  
Ezzaroual Taoufik**

**Encadré par :**

- **El Hakimi Abdelhadi, Professeur département Génie Mécanique, FST Fès**
- **SLAOUI Samira, Professeur département Génie Mécanique, FST Fès**
- **ELGHERYB CHOUKRI, Encadrant de la société**

**Effectué à : Safran Engineering Services**



**Soutenu le :19 juillet 2022**

**Le jury :**

- **Pr. El Hakimi Abdelhadi, FST Fès**
- **Pr. Touache Abdelhamid, FST Fès**
- **Pr. Boujmal Radouane, FST Fès**
- **Pr. Slaoui Samira, FST Fès**

**Année Universitaire : 2021-2022**

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ  
اقْرَأْ بِاسْمِ رَبِّكَ الَّذِي خَلَقَ

# Résumé :

Face aux progrès rapides de la technologie, le marché potentiel devient de plus en plus concurrentiel, ce qui pousse les concepteurs à rechercher de nouveaux concepts en termes de réduction de poids et de coût de fabrication. L'augmentation des performances de l'avion, les ingénieurs doivent donc trouver des compromis entre le choix du matériau, le coût de fabrication et les performances pour survivre sur le marché.

Une supporte de pompe carburante sera change le procédé de fabrication de fonderie au taille masse (machine conventionnelle), notre objectif est de concevoir une solution d'optimisation afin que la nouvelle pièce puisse résister aux chargements de fonctionnement suite au changement de procédé de fabrication.

A cet effet, le présent rapport décrit les différentes phases de réalisation du projet. Son contenu est scindé en quatre chapitres :

- Pré dimensionnement.
- Étude support pompée carburant pour définir les charges applique et les conditions de fonctionnement.
- Vérification par la méthode des éléments finis.
- Validation suivant les exigences de cahier des chargés.

Le pré-dimensionnement consiste à définir les dimensions des éléments importants de la structure (lumières de lubrification, accueils de roulement, carter EGB ,.....), afin de vérifier le comportement de l'avion aux charges qu'il rencontrera lors de son exploitation selon des critères très des analyses détaillées et enfin la vérification de ce modèle par la méthode des éléments finis avec le logiciel Ansys workbench .

# Abstract:

With rapid advances in technology, the potential market is becoming increasingly competitive, prompting designers to pursue new concepts in terms of weight and manufacturing cost reduction, increased aircraft performance, engineers must therefore find trade-offs between material choice, manufacturing cost and performance to survive in the market.

A fuel pump support will change the foundry manufacturing process to mass size (conventional machine), our goal is to design an optimization solution so that the new part can withstand operating loads following the change in manufacturing process.

To this end, this report describes the different phases of the project. Its content is divided into four chapters:

- Pre dimensioning.
- Fuel pumped support study to define the applied loads and operating conditions.
- Verification by the finite element method.
- Validation according to the specification's requirements.

The pre-dimensioning consists in defining the dimensions of the important elements of the structure (lubrication ports, bearing housings, EGB casing, ....), in order to verify the behavior of the aircraft to the loads it will encounter during of its exploitation according to very detailed analysis criteria and finally the verification of this model by the finite element method with the Ansys workbench software.

## *REMERCIEMENTS*

*A*u terme de ce travail, nous exprimons un témoignage particulier de gratitude et de remerciements à notre encadrant industriel, MELGHERYB CHOUKRI, pour son accueil chaleureux, la qualité de son encadrement, sa disponibilité, ses directives et ses conseils précieux ainsi que pour les efforts considérables qu'il a déployé à fin que nous menons à bien notre stage.

Nos remerciements les plus sincères à notre encadrant académiques, Pr.El Hakimi Abdelhadi et Pr. SLAOUI Samira, pour son aide et ses conseils qu'il n'a pas cessé de nous communiquer au cours de notre projet de fin d'études. La réussite de ce travail n'est qu'une reconnaissance parmi tant d'autres pour la qualité des connaissances qu'il nous a prodiguées.

Nous tenons à remercier vivement M. SIDI Mohammed, et Pr. JABRI Abdelouhab qui nous ont fait bénéficier de leurs conseils et leurs informations nécessaires, qui nous a été utile dans l'accomplissement de ce projet.

Nous remercions les gens SES et tout le personnel de l'organisme qui ont grassement accepté de diriger ce travail, ils nous ont fait bénéficier de leurs connaissances, de leur aide précieux, et de la qualité de leurs orientations et critiques qui nous ont été d'une grande utilité dans l'élaboration de ce Rapport. Nous tenons à remercier vivement les membres du jury Pr. Touache Abdelhamid et Pr. Boujemal Redouane , d'avoir accepté d'évaluer ce travail.

Enfin, nous ne finirons jamais de remercier l'FST Fès et l'ensemble du corps professoral pour la formation et le cursus, ce qui nous a permis d'avoir un certain savoir et de l'assurance dans notre travail et la réussite ce projet.

# *Dédicace*

I dedicate this project to my parents for their great support even when things were so tough, they constant kept on encouraging me to work, to my supervisor in the company for always saving us time, he made our work easier, to my friends for moral support and encouragement throughout my studies, and lastly my colleagues and my supervisor for creating an enabling environment to carry out this project.

*Ezzaroual Tacoufik*

# *Dédicace*

Je dédie cet événement marquant de ma vie à la mémoire de mon père disparu trop tôt. J'espère que, du monde qui est sien maintenant, il apprécie cet humble geste comme preuve de reconnaissance de la part d'un fils qui a toujours prié pour le salut de son âme. Puisse Dieu, le tout puissant, l'avoir en sa sainte miséricorde !

*Kerdadi Mountassir*

# Table des matières

<i>Résumé :</i>	<u>3</u>
<i>Abstract:</i>	<u>4</u>
<b>REMERCIEMENTS</b>	<u>5</u>
<i>Dédicace</i>	<u>6</u>
<i>Dédicace</i>	<u>7</u>
<i>Liste des figure :</i>	<u>11</u>
<i>Listes des tableau :</i>	<u>13</u>
<b>ABRÉVIATIONS</b>	<u>14</u>
<i>Introduction générale :</i>	<u>15</u>
<b>CHAPITRE 1 : PRÉSENTATION DE L'ORGANISME D'ACCUEIL ET GÉNÉRALITÉS SUR LES TURBORÉACTEURS</b>	<u>16</u>
<b>I. Présentation de l'organisme d'accueil</b>	<u>16</u>
1. Groupe SAFRAN dans le Monde :	<u>16</u>
2. Histoire du safran au Maroc :	<u>17</u>
3. Organisation du Groupe :	<u>18</u>
4. Répartition du Chiffre d'Affaires du Groupe :	<u>19</u>
5. SAFRAN ENGINEERING SERVICES :	<u>19</u>
1) Labinal Power System :	<u>19</u>
2) SAFRAN Engineering Service :	<u>19</u>
3) SAFRAN Engineering Services MAROC (SES):	<u>20</u>
<b>II. Turboréacteur</b>	<u>20</u>
1. Notion de bases :	<u>20</u>
i. Troisième loi de Newton (Principe d'action réaction) :	<u>20</u>
ii. Propulsion à réaction - Définition et Explications :	<u>21</u>
2. Historique sur les Turboréacteurs :	<u>21</u>
3. Principe de Fonctionnement d'un turboréacteur :	<u>22</u>
4. Cycle thermodynamique	<u>23</u>
5. Diagramme du turboréacteur :	<u>24</u>
6. Les différents types de turboréacteur :	<u>24</u>
a) Le turboréacteur à compresseur centrifuge :	<u>24</u>
B Le turboréacteur à compresseur axial :	<u>25</u>
7. Composants principaux d'un turboréacteur et fonctionnement de chaque composant :	<u>27</u>
1) Introduction :	<u>27</u>
2) La soufflante :	<u>27</u>
3) Les compresseurs :	<u>28</u>
4) Les chambres de combustion :	<u>30</u>
5) Les turbines :	<u>31</u>
6) Les boîtiers d'accessoires :	<u>32</u>
7) Les tuyères :	<u>33</u>

a)	Tuyère pour turboréacteur à double flux mélangés :	33
b)	Tuyère pour turboréacteur à double flux séparés :	34
c)	Tuyère avec post-combustion :	34
<hr/>		<b>35</b>
<b>Chapitre 2 : Description du projet et Problématique</b>		<b>36</b>
I.	Présentation de la problématique :	36
II.	Présentation de l'environnement	37
III.	Dessin de définition :	39
IV.	Classification des problèmes du procédé de fonderie	43
a)	Le cout de la fonderie sous pression	43
b)	Les défauts de type soufflures et piqûres	43
c)	Les défauts de type les retassures	43
V.	Analyse fonctionnelle :	44
b)	Diagramme de pieuvre :	44
VI.	Planning de projet :	45
<hr/>		<b>47</b>
<b>Chapitre 3 :Études statique et dynamique</b>		<b>47</b>
I.	Introduction :	47
1.	Définition de maillage :	47
2.	Définition de raideur :	48
II.	Données d'entrées :	49
➤	Modèles 3D de la pièce équipée,	49
➤	Plans d'ensemble de l'EGB,	49
➤	Plans 2D de spécification des roulements à rouleaux montés sur les lignes A6, A7.	50
➤	Modèles 3D de spécification des roulements à rouleaux montés sur les lignes A6, A7.	50
➤	Matériaux(2618A):	51
III.	Démarche de solution :	52
IV.	Détermination de la constante de raideur du support pompe carburant :	52
1.	Introduction :	52
2.	Maillage :	52
3.	Conditions aux limites :	53
4.	Les charges applique :	54
5.	Résultat	55
a)	Déformation totale :	55
b)	Calcul de raideur :	56
c)	Conclusion :	57
V.	Calcul de structure MODAL :	58
1.	Rappelle :	58
2.	Chargement :	58
3.	Résultats :	59
4.	Comparaison des modes :	60
5.	Conclusion :	61
VI.	Calcul de contrainte sur le support :	62
1.	Introduction :	62
2.	Assemblage :	62
3.	Maillage :	63
<hr/>		<b>63</b>
4.	Les conditions aux limites :	64

	<b>64</b>
5. Contact :	65
i. Contact collé :	65
	<b>65</b>
ii. Contact non sépare :	65
	<b>65</b>
	<b>65</b>
6. Les charges applique :	66
i. Take off :	66
• <b>Résultats</b>	<b>66</b>
ii. Shear torque :	70
7. Conclusion :	73
• Comparaison de la contrainte de Von mises entre les deux modèles	74
• Évaluation des résultats :	75

## Liste des figure :

Figure 1 : Implantation des sociétés du groupe à travers le monde	16
Figure 2 : Les domaines d'expertises des sociétés du groupe SAFRAN	18
Figure 3 : Répartition du chiffre d'affaires du groupe selon les secteurs	19
Figure 4 : Organigramme de SES Maroc	20
Figure 5 : 3ème loi de Newton Action-Réaction	20
Figure 6 : 3eme Loi de NEWTON propulsion par réaction	21
Figure 7 : Les forces agissantes sur un aéronef	22
Figure 8 : Courbes de pression, température, volume de l'air traversant un turboréacteur Double flux avec Fan	23
Figure 9 : Cycle des gaz dans un turboréacteur	23
Figure 10 : Diagramme de fonctionnement Pression-Volume du turboréacteur	24
Figure 11 : Turboréacteur à compresseur centrifuge	24
Figure 12: Turboréacteur simple flux mono-corps	25
Figure 13: Turboréacteur simple flux double-corps	25
Figure 14 : Turboréacteur double flux mélangés	25
Figure 15 : Turboréacteur avec postcombustion	26
Figure 16 : Coupe longitudinal d'un réacteur double flux double corps	27
Figure 17 : dessin de définition d'un turboréacteur double corps	27
Figure 18 : Soufflante	27
Figure 19 : Rouet centrifuge	28
Figure 20 : Caisson de stators accueillant le rotor d'un compresseur axial d'un turboréacteur	29
Figure 21: coupe tangentielle schématique de 2 étages	30
Figure 22: Vue interne d'une chambre de combustion	30
Figure 23: coup des chambres de combustion	30
Figure 24: vue de coup d'une chambre de combustion	31
Figure 25: composant d'une turbine	31
Figure 26 : composant d'une boîte d'accessoire	32
Figure 27: l'emplacement d'une boîte d'accroires sur le turboréacteur	33
Figure 28: vue 3D d'une tuyère	33
Figure 29: coup 3d d'une tuyère a flux mélanges	34
Figure 30: coup 3d d'une tuyère a double flux sépare	34
Figure 31: tuyère avec section variable (postcombustion )	35

Figure 32 : dessin de définition d'une partie d'AGB	36
Figure 33:vue de face modèle fonderie de support de pompe carburant	39
Figure 34 :Dessin de définition modèle fonderie de support de pompe carburant	40
Figure 35 : vue de face modèle taille masse de support de pompe carburant	41
Figure 36 : Dessin de définition modèle taille masse de support de pompe carburant	42
Figure 37: Diagramme de bête à cornes	44
Figure 38 : Diagramme de pieuvre	45
Figure 39:Maillage d'un disque par des triangles (triangulation).	47
Figure 40 : Dessin de définition d'une partie d'AGB	49
Figure 41: Dessin de définition d'une partie d'AGB	49
Figure 42:Vue de face de modèle taille masse	50
Figure 43:Mode 3D modèle fonderie	50
Figure 44:Mode 3D modèle taille masse	50
Figure 45:Maillage effectuée par ansys	53
Figure 46:Encastrement sur les trous de fixation	53
Figure 47:Appui plan sur surface de contact	54
Figure 48:Déformation totale modèle fonderie	55
Figure 49 : Déformation totale modèle taille masse	55
Figure 50:comparaison des résultats de raideur pour les deux modèles	57
Figure 51:l'élément rigide et les masses applique	58
Figure 52:comparaison des modes propre pour les deux modèle	61
Figure 53:Assemblage de modèle taille masse	62
Figure 54:Maillage réalisé sur ansys modèle taille masse assemble avec les bagues des roulements	63
Figure 55:Encastrement sur le trou de fixation.	64
Figure 56: Appui plan sur surface de contact	64
Figure 57: contact colle sur les roulements	65
Figure 58:Contact non sépare sur les roulements	65
Figure 59:les flèche des charges (take off)	66
Figure 60:Déformation total modèle fonderie assemble	67
Figure 61:Déformation total modèle taille masse assemble	67
Figure 62: partie sélection pour le calcul de von mises	67
Figure 63:les flèche des charges (shear torque)	70
Figure 64:Déformation total modèle fonderie assemble	71
Figure 65:Déformation total modèle taille masse assemble	71
Figure 66:Contrainte de Von mises VS la limite d'élasticité modèle fonderie	74
Figure 67:Contrainte de Von mises VS la limite d'élasticité modèle taille masses	75

## Listes des tableau :

Tableau 1:Résultat de raideur pour modèle fonderie _____	56
Tableau 2:Résultat de raideur pour modèle taille masse _____	56
Tableau 3:comparaison des résultats de raideur pour les deux modèles _____	57
Tableau 4:Comparaison des modes propre pour les deux modèles _____	60
Tableau 5:les valeurs de charge de type take off _____	66
Tableau 6:les valeurs de charge de type shear torque _____	70
Tableau 7:comparaison entre les contraintes de von mises pour les deux modèles _	73

# *ABRÉVIATIONS*

AGB	:Accessory Gearbox ou gear box
BP	:Base pression
CP	:Coefficient de poisson
HP	:Haute pression
HMU	:Height Monitoring Uni
RBE	:Couplage cinématique (Rigid Body Element, type 2)
RBE3	:Couplage de distribution (Rigid Body Element, type 3)
RPM	: Rotation Per Minute
EGB	: Exhaust Gas Boiler
SES	: Safran Engineering Services
SNECMA	: Société nationale d'étude et de construction de moteurs d'aviation

# Introduction générale

---

Depuis sa création, l'avion a conquis le monde pour devenir aujourd'hui un moyen de transport incontournable. D'abord utilisé comme appareil de guerre lors des Première et Seconde Guerres Mondiales, il se transforme très rapidement en avion de ligne toujours plus puissants, plus rapides, plus grands, et plus nombreux, les avions n'ont pas fini d'évoluer.

Le Maroc a su développer au cours de ces dernières années une plateforme aéronautique et spatiale de qualité dans des conditions de compétitivité internationale. En effet, cette industrie connaît un essor sans précédent avec l'arrivée sur le marché de nouveaux concurrents, ainsi dans le cadre de l'évolution rapide des marchés et sous l'exigence accrue de flexibilité et d'adaptation liée à des environnements de plus en plus turbulents et imprévisibles, toute entreprise doit s'orienter vers de nouvelles stratégies pour rester compétitive. Tant de spécifications et d'exigences qui contraignent Safran Engineering Services Maroc à améliorer sa performance, maîtriser ses coûts et respecter ses délais afin de consolider l'industrie aéronautique, dans ce sens et pour confirmer sa présence à l'échelle internationale et conserver sa position mondiale parmi les leaders sur le marché de l'industrie aéronautique, SES a déployé tous les moyens techniques et managériaux pour assurer un tel objectif.

Le cœur d'un avion est le moteur, c'est un organe très sensible, très complexes et extrêmement chers. Le turboréacteur est la forme la plus complexe d'un moteur d'avion à réaction d'où la nécessité d'une bonne maîtrise de sa conception qui repose elle-même a des calculs délicats.

L'objectif est maintenant de réduire au maximum la consommation de carburant et donc les rejets des gaz polluants des avions. Ce qui pousse les concepteurs à rechercher des nouveaux concepts en termes de réduction de poids et de coût avec l'augmentation des performances de l'avion (augmentation de la charge utile et réduction de la besoins en énergie), les ingénieurs doivent donc trouver des compromis entre le choix du matériau, le coût de fabrication et les performances pour survivre sur le marché.

C'est dans cette optique que s'inscrit le présent projet de fin d'études qui porte sur l'optimisation du coût et de poids de l'avion pour des moteurs TREN 500. Le besoin d'améliorer les performances de l'avion en termes de réduction de poids et de coût émane du fait que cette phase est considérée parmi les plus importantes dans le processus de développement des turboréacteurs.

A cet effet, le présent rapport décrit les différentes phases de réalisation du projet.

Son contenu est scindé en trois chapitres :

- Le premier chapitre sera dédié à une présentation de l'environnement de travail, à une description sur les turboréacteurs.
- Le deuxième chapitre sera consacré à la description du projet ainsi que la problématique.
- Le troisième chapitre mettra l'accent sur les études statique et dynamique pour la validation de la solution.
- Conclusion générale.

# CHAPITRE 1 : PRÉSENTATION DE L'ORGANISME D'ACCUEIL ET GÉNÉRALITÉS SUR LES TURBORÉACTEURS

## I. Présentation de l'organisme d'accueil

### 1. Groupe SAFRAN dans le Monde :

Safran est un groupe international de haute technologie opérant dans les domaines de l'aéronautique (propulsion, équipements et intérieurs), de l'espace et de la défense. Sa mission : contribuer durablement à un monde plus sûr, où le transport aérien devient toujours plus respectueux de l'environnement, plus confortable et plus accessible. Implanté sur tous les continents, le Groupe emploie 76 800 collaborateurs pour un chiffre d'affaires de 15,3 milliards d'euros en 2021, et occupe, seul ou en partenariat, des positions de premier plan mondial ou européen sur ses marchés. Safran s'engage dans des programmes de recherche et développement qui préservent les priorités environnementales de sa feuille de route d'innovation technologique. Sa dimension internationale lui permet d'optimiser sa compétitivité, de bâtir des relations industrielles et commerciales avec les plus grands maîtres d'œuvre et opérateurs mondiaux, tout en offrant des services de proximité réactifs.

Afin de consolider son positionnement et sa croissance, SAFRAN accorde une place fondamentale à la recherche afin d'anticiper les besoins de ses clients et de développer les technologies, produits et services de demain. Les efforts en R&D représentent plus de 2 milliards d'euros et s'appuient sur des programmes de recherche majeurs, des centres d'expertises internes et des partenariats, ainsi que sur une politique d'acquisitions de nouvelles briques technologiques.

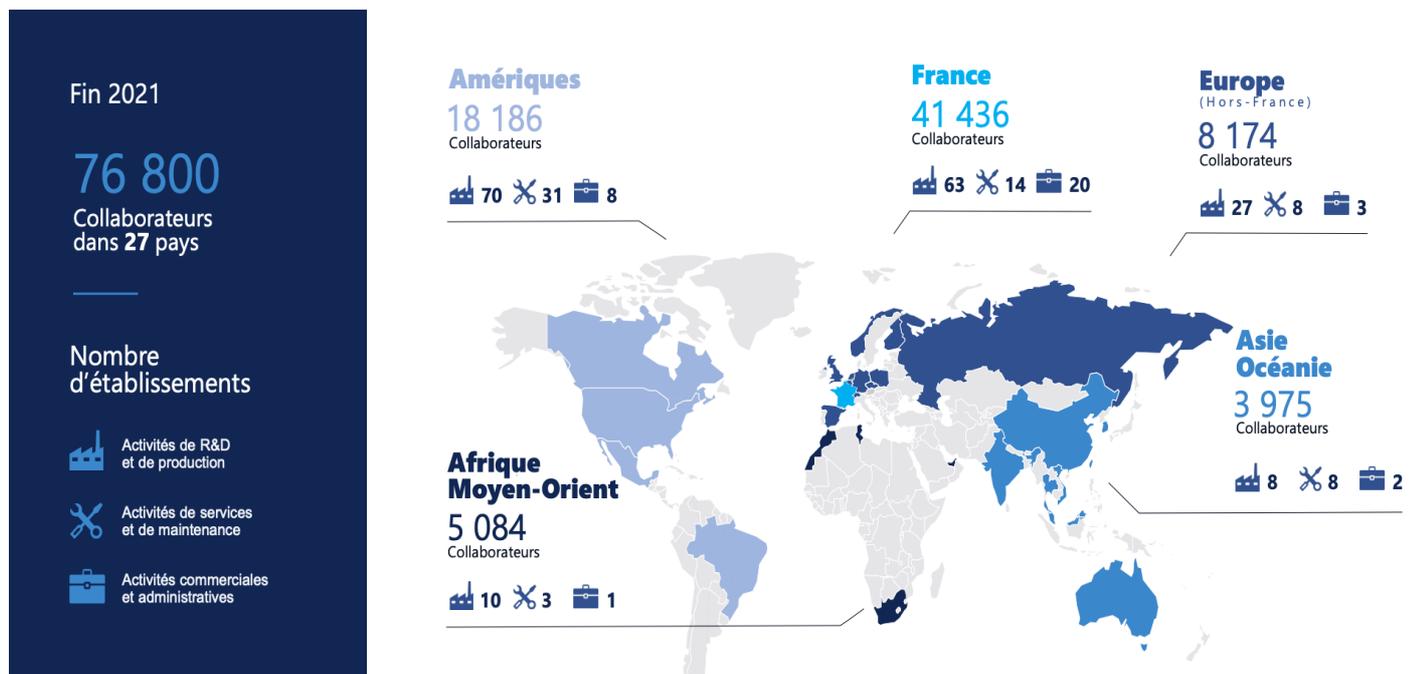


Figure 1 : Implantation des sociétés du groupe à travers le monde

## 2. Histoire du safran au Maroc :

Safran est présent depuis plus de 20 ans au Maroc où il emploie près de 3 400 personnes au sein de 8 sociétés ou co-entreprises, on découvre l'histoire du groupe.

1999 : Safran s'est implanté au Maroc avec la création de Safran Aircraft Engine Services Morocco. Située dans l'enceinte de la zone industrielle de Royal Air Maroc près de l'aéroport international Mohammed V, cette société est aujourd'hui le leader en Afrique pour l'entretien du moteur CFM56, le moteur d'avion le plus vendu dans le monde.

2001 : MATIS Aerospace, la co-entreprise entre Safran Electrical & Power et Boeing, produit des harnais électriques. Située à Nouaceur près de l'aéroport international de Casablanca, cette entreprise fournit 150 000 câblages par an pour des constructeurs tels que Boeing, Airbus ou Dassault, ainsi que les harnais pour les moteurs des programmes LEAP, CFM56 et GE90.

2004 : Safran Electrical & Power Morocco dispose à Rabat-Ain Atiq, d'un centre d'excellence spécialisé dans les harnais des différents modèles d'avions Airbus et d'hélicoptères. Il s'agit de l'une des plus grandes usines du monde spécialisées dans ce domaine.

2005 : Safran Nacelles Morocco dispose d'une usine située à Nouaceur, spécialisée dans la production de matériaux composites et l'assemblage de nacelles et de ses sous-ensembles. Il s'agit du premier site industriel marocain à avoir fabriqué des pièces en matériaux composites aéronautiques .

2005 : Safran Engineering Services Maroc fournit des prestations d'ingénierie à d'autres sociétés du Groupe. Elle dispose de deux sites opérationnels distincts, l'un à Casablanca et l'autre à Sala Al Jadida.

2014 : Safran Maroc regroupe les centres de services partagés finance, ressources humaines, sécurité et achats de ses filiales et des directions centrales du Groupe.

2015 : Safran Electronics & Défense Morocco produit, à la technopole de Nouaceur, des équipements électromécaniques pour les constructeurs aéronautiques (Airbus, Boeing, Honeywell, Agusta...). La société propose des actionneurs, des calculateurs avioniques, des systèmes de mesure et des machines tournantes.

L'activité de Safran a permis l'émergence d'une supply chain locale étendue et performante : le Groupe a développé une politique visant à rapprocher ses fournisseurs au plus près de ses sites afin d'améliorer la réactivité de son système de production marocain.

### 3. Organisation du Groupe :

SAFRAN est un groupe industriel au sein duquel chaque filiale gère directement les aspects opérationnels liés à son activité et assume la responsabilité du dispositif de contrôle interne qu'il lui appartient de mettre en œuvre, conformément aux procédures et aux règles internes du Groupe. L'organisation du Groupe est fondée sur :

- **Une société de tête**, SAFRAN, l'émetteur, chargé du pilotage, de l'organisation et du développement du Groupe ;
- **La direction générale de la société de tête** s'assure de la mise en œuvre et du respect au plan opérationnel des orientations stratégiques définies pour chaque métier ;
- **Des sociétés constituées par métiers**, dont les orientations stratégiques sont définies par le conseil d'administration de la société de tête.

Les activités du groupe SAFRAN couvrent l'ensemble du cycle de vie des moteurs, systèmes et équipements destinés aux avions et aux hélicoptères, civils et militaires.

Afin de renforcer sa position de leader industriel mondial et d'accélérer son développement en France et à l'international, le Groupe fait évoluer le nom de ses sociétés et son identité visuelle, les sociétés du Groupe communiquent toutes sous un seul logo : Safran. Safran lance à cette occasion sa nouvelle signature de marque : « Powered by trust », qui reflète la confiance transmise par les équipes au-delà des technologies inventées par l'ensemble du Groupe.

Les dénominations sociales des sociétés intègrent toutes désormais la marque Safran dans leur nom, associé à un descriptif de leur activité.



*Figure 2 : Les domaines d'expertises des sociétés du groupe SAFRAN*

#### 4. Répartition du Chiffre d'Affaires du Groupe :

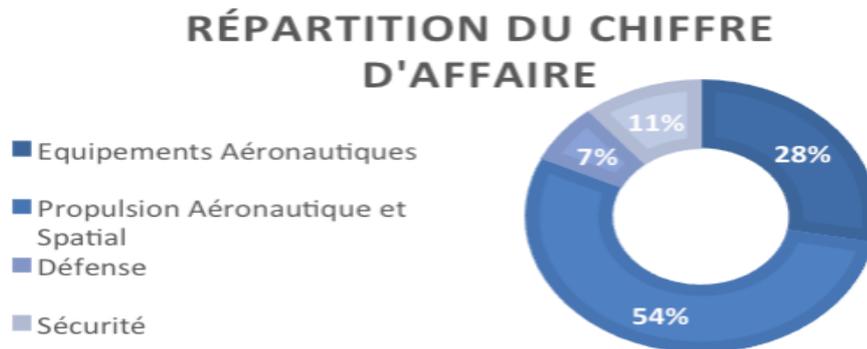


Figure 3 : Répartition du chiffre d'affaires du groupe selon les secteurs

#### 5. SAFRAN ENGINEERING SERVICES :

##### 1) Labinal Power System :

Labinal Power Systems, pôle du groupe SAFRAN, est leader mondial des systèmes d'interconnexion de réseaux électriques et des systèmes d'énergie (génération, distribution, conversion, câblage, gestion de charge, ventilation, intégration de systèmes). Il regroupe l'ensemble des activités électriques du groupe pour les marchés de l'aéronautique et de la défense.

De plus, Labinal Power Systems travaille sur les solutions d'ingénierie pour les différents domaines de transport à savoir l'aéronautique, l'automobile et le ferroviaire via sa filiale Safran Engineering Services.

##### 2) SAFRAN Engineering Service :

SAFRAN engineering services est une division de Labinal Power Systems proposant des services de haute technologie dans le domaine de l'aéronautique, le spatial, la défense, l'automobile et le ferroviaire.

Ses compétences en ingénierie couvrent le cycle complet de développement de systèmes, de l'avant-projet au support de service en passant par l'étude, la conception détaillée, les essais, la validation et la documentation technique.

Avec plus de 3700 ingénieurs et techniciens, SAFRAN engineering services dispose de plusieurs centres d'affaires répartis dans le monde (Europe, Amériques, Afrique, Inde et Asie).

Ces derniers sont organisés en centres de compétences combinant l'expertise en matière de :

- **Systèmes mécaniques :** Conception et justification de machines tournantes, Conception de Groupe Motopropulseur, conception d'équipements aéronautiques, Combustion ...
- **Aérostructures :** chargement et aéroélasticité, analyses de masses et contrôle, calculs dynamiques, conception de structures aéronautiques, aérodynamique ...
- **Avionique et systèmes embarqués :** architecture système et design, conception d'équipements avioniques embarqués, soutien logistique intégré et maintenance, essai en vol, procès, méthodologie et outils...
- **Systèmes électriques :** architecture système, conception de faisceau électrique, maquette numérique et intégration, distribution électrique ...

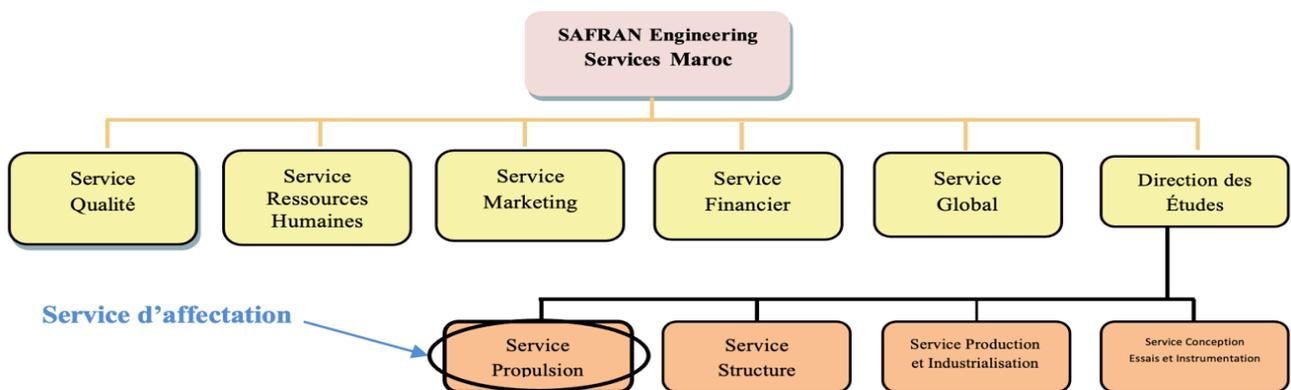
- **Certification et Sureté** : fournir des services complets de certification et de sureté au cours de différentes phases de projet.

### 3) SAFRAN Engineering Services MAROC (SES):

Créé en juillet 2005, SAFRAN Engineering Services Maroc est une extension du bureau d'étude des sociétés du groupe SAFRAN spécialisé dans les études d'ingénieries Mécaniques (calcul et conception).

L'offre intègre des compétences métiers couvrant l'ensemble du cycle de développement d'un système, depuis les pré-études et le développement jusqu'au support en exploitation. Il réalise des prestations pour les sociétés de SAFRAN.

SES Maroc est organisé selon l'organigramme suivant (voir Fig.4) :



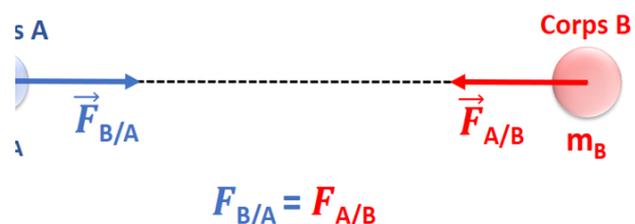
**Figure 4** : Organigramme de SES Maroc

## II. Turboréacteur

### 1. Notion de bases :

#### i. Troisième loi de Newton (Principe d'action réaction) :

Isaac Newton a mis en évidence les actions réciproques : "Tout corps A exerçant une force sur un corps B subit une force d'intensité égale, mais de sens opposé, exercée par le corps B".



**Figure 5** : 3ème loi de Newton Action-Réaction

## ii. Propulsion à réaction - Définition et Explications :

La propulsion à réaction est une technique permettant de faire avancer un véhicule. Elle est basée sur le principe d'action-réaction de Newton. La force propulsive est en fait issue de la conservation de la quantité de mouvement du système global (véhicule + carburant + air contenu dans les turbines) : le gaz étant éjecté vers l'arrière, la conservation de la quantité de mouvement implique que le véhicule avance.

La propulsion des avions "à réaction" s'appuie, principalement, sur deux branches de la science physique :

- la mécanique : avec le principe de "l'action et de la réaction",
- l'aérodynamique : avec les "jets propulsifs".

C'est-à-dire que la fusée éjecte des gaz vers l'arrière et se propulse par réaction, sans point d'appui extérieur : le mouvement de la masse de gaz vers l'arrière correspond à un mouvement opposé de la fusée vers l'avant. La fusée s'appuie sur les gaz éjectés ce qui lui permet de fonctionner parfaitement dans le vide et sur Terre, cette poussée doit être supérieure au poids de la fusée pour qu'elle puisse décoller.



Figure 6 : 3eme Loi de NEWTON propulsion par réaction

Plus précisément, dans le moteur c'est la pression interne exercée contre la paroi située du côté opposé à l'orifice de sortie (tuyère) qui est supérieure à la pression ambiante et fait déplacer dans le sens inverse de la poussée la plus forte, le corps de la fusée.

## 2. Historique sur les Turboréacteurs :

Selon nos ressources, le moteur à réaction est né en Europe dans les années qui ont précédé la 2ème guerre mondiale. La liste des inventeurs des moteurs de ce type est plutôt longue et il est difficile de dire qui fut réellement le précurseur.

En fait, la plupart des idées pour propulser des engins volants était dans l'air depuis le milieu du XIXème siècle. Comme beaucoup de technologies qui font appel à de multiples disciplines, celle du turboréacteur d'aujourd'hui est le produit d'une longue succession d'inventions où chaque ingénieur et chaque technicien a apporté sa contribution, aussi modeste fut-elle.

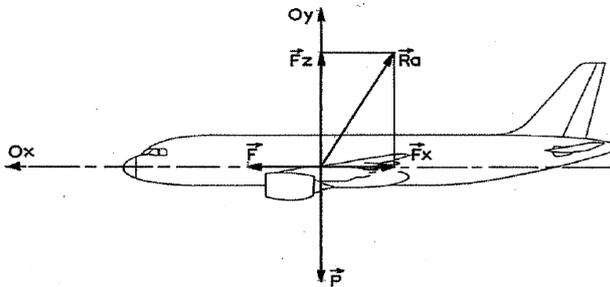
Le principe consistant à créer un jet propulsif par compression puis chauffage de l'air a été breveté en 1908 par le français René Lorin. Dans ce cas, la compression était produite par un moteur à piston. En parallèle, a émergé le principe de la turbine à gaz qui transforme l'énergie des gaz de combustion en énergie de rotation (Suédois G. de Laval). L'association de ces deux principes conduit dans les années 30, aux idées puis à la réalisation des premiers turbomoteurs.

- 1928 : Idée de Frank Whittle (Anglais) ;
- 1930 : Breveté ;
- 1937 : HES1 de Pabst Von Ohain (Allemand) ;

- 27 Août 1939 : le HES 313 permettant le décollage du 1<sup>er</sup> avion à turboréacteur du monde le Heinkel HE-178 expérimental ;
- Mai 1952 : Le 1<sup>er</sup> vol commercial eut lieu entre Londres et Johannesburg ;
- 1970 : avions propulsés par des moteurs à double flux et à grand taux de dilution, comme les Boeing 747 équipés de JT9D de Pratt & Whitney.

Les premiers turboréacteurs sont conçus à partir des prototypes mis au point par Whittle et Von Ohain munis d'un compresseur centrifuge mû par la turbine. Ils ont le mérite de la simplicité, étant donné qu'un seul étage d'aubes réalise la compression et qu'un seul arbre relie la turbine au compresseur. Mais leur faible longueur s'accompagne d'un fort diamètre nécessaire à une bonne compression.

### 3. Principe de Fonctionnement d'un turboréacteur :



Les turboréacteurs ont pour rôle de propulser l'avion. Pour cela, ils génèrent une force de poussée en créant un mouvement d'air dont le débit et la vitesse sont importants. En prenant la présentation simple de l'avion.

**Figure 7** : Les forces agissantes sur un aéronef

L'équilibre sur l'axe (Oy) s'effectue par la naissance d'une force de portance ( $\vec{F}_z$ ) avec la vitesse de vol  $V_0$  qui s'oppose au poids ( $\vec{P}$ ) de l'avion. Sur l'axe (Ox), une force de traînée ( $\vec{F}_x$ ), elle aussi fonction de la vitesse de vol a tendance à s'opposer à l'avancement de l'avion. L'équilibre sur cet axe est réalisé par la présence d'une force de poussée ( $\vec{F}$ ) qui s'oppose à la traînée.

Évidemment, le turboréacteur n'a pas pour seul rôle de maintenir l'avion en vol rectiligne uniforme, sa force de poussée peut varier de façon à assurer les différentes phases de vol à savoir :

roulage, décollage, montée, croisière, descente, atterrissage, aide au freinage : arrêt décollage ou décélération après atterrissage.

Le turboréacteur utilise donc le principe de la réaction pour propulser un aéronef. Il s'agit en effet d'une machine thermopropulsive utilisant l'air ambiant. L'air capté par le turboréacteur est accéléré à l'aide d'organes appropriés.

Schématiquement, le turboréacteur absorbe de l'air par "une manche d'entrée d'air" ; le comprime, le chauffe puis l'éjecte à l'extérieur par l'intermédiaire d'une "tuyère" (voir Fig.7). Pour fournir une poussée, cette vitesse d'éjection doit être supérieure à celle de l'admission. La poussée s'exprime, dans le cas du turboréacteur le plus simple ("simple flux d'air") et s'il est à l'arrêt, par la formule :

$$F = Q_m \times V$$

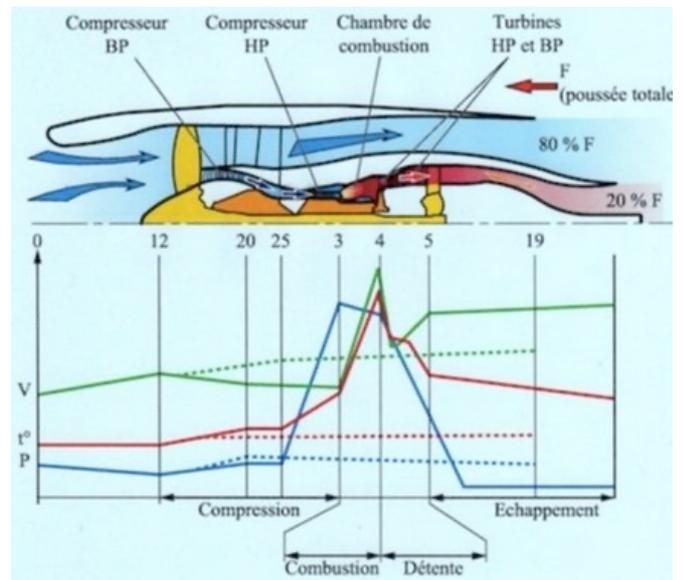
Tel que :

- **F** : force de poussée (N) ;
- **$Q_m$**  : débit massique de l'air éjecté (Kg/s) ;
- **V** : vitesse d'éjection (m/s).

#### 4. Cycle thermodynamique

Le turboréacteur répond aux deux principes de la thermodynamique :

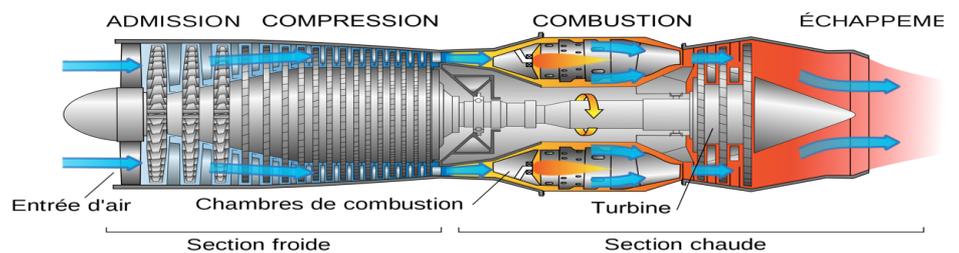
- A. **le premier**, appelé principe de l'énergie, qui s'applique à un système évoluant d'un état initial vers un état final avec conservation de la masse. Le changement d'état de ce système prend en compte les échanges avec l'extérieur sous forme de Travail ou de Chaleur. L'énergie par unité de masse d'un système gazeux est appelée enthalpie et l'énergie fournie sous forme de travail ou de chaleur par le générateur de gaz du turboréacteur est proportionnelle au débit masse du fluide traversant la machine et à la variation d'enthalpie que subit ce fluide.
- B. **le deuxième**, basée sur la notion d'entropie ou d'énergie utilisable, met en évidence l'irréversibilité de la transformation et donc de la perte d'énergie que subit le fluide en traversant la machine.



**Figure 8 :** Courbes de pression, température, volume de l'air traversant un turboréacteur

Le cycle thermodynamique du turboréacteur comprend quatre stades où l'air subit des modifications physiques ou chimiques :

- Aspiration ;
- Compression ;
- Combustion ;
- Détente / éjection.



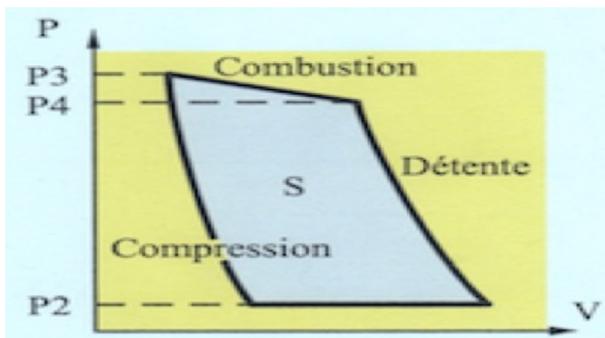
**Figure 9 :** Cycle des gaz dans un turboréacteur

Ces quatre phases du cycle thermodynamique s'effectuent simultanément à des endroits différents par opposition aux quatre temps du moteur à explosion qui se réalisent au même endroit (dans le même cylindre) et à des instants différents.

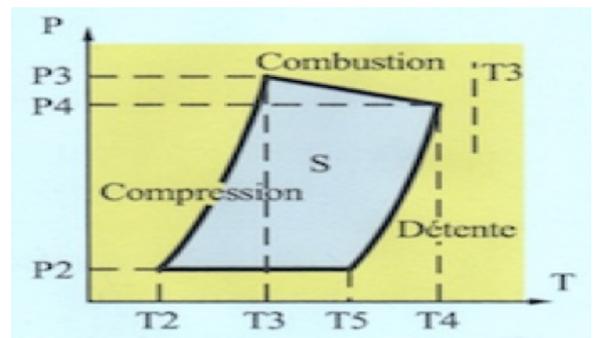
## 5. Diagramme du turboréacteur :

Les 4 phases du cycle thermodynamique peuvent être représentées par les diagrammes Pression / Volume et Pression / Température cycle de Brayton qui permettent de voir l'évolution des caractéristiques de l'air traversant le turboréacteur.

À l'image des moteurs d'automobiles, le turboréacteur réalise ainsi un cycle continu à quatre phases : admission, compression, combustion et détente/échappement.



**Figure 10 :** Diagramme de fonctionnement Pression-Volume du turboréacteur



**Figure 11 :** Diagramme Pression-Température

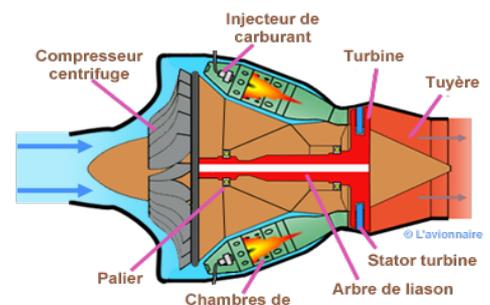
Dans le diagramme Pression / Volume la compression est théoriquement adiabatique et se traduit par une élévation de pression et de température.

Dans le diagramme Pression / Température apparaît la surface utile S et la limite de T4. Pour augmenter la surface utile, il faut augmenter le taux de compression  $P3/P2$  ou reculer la limite de température T4 limitée par la résistance en température des matériaux dont elle est constituée.

## 6. Les différents types de turboréacteur :

### a) Le turboréacteur à compresseur centrifuge :

Ce type de turboréacteur comprend un compresseur centrifuge lié mécaniquement par un arbre à une turbine, il offre l'avantage d'être simple à fabriquer. Sa faible longueur malgré son grand diamètre, a fait que ce type devient un moteur compact idéal pour les hélicoptères. Le turboréacteur à compresseur centrifuge est moins performant que celle à compresseur axial, la raison pour laquelle, il est rarement utilisé pour les avions .

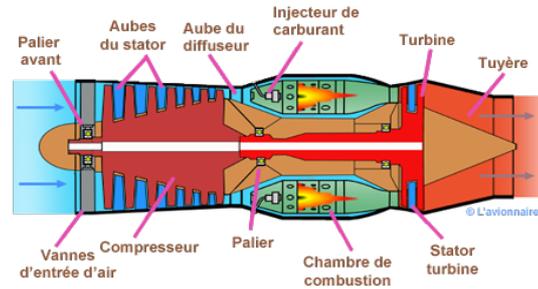


**Figure 11 :** Turboréacteur à compresseur centrifuge

## B Le turboréacteur à compresseur axial :

### 1. Turboréacteur simple flux mono-corps :

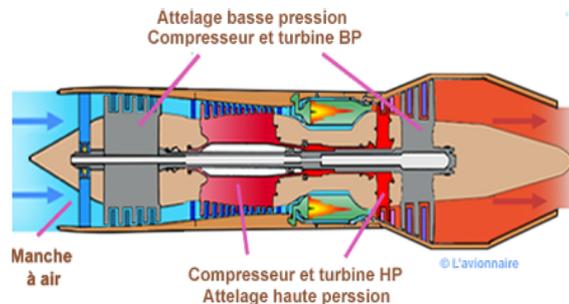
C'est le type le plus simple, il comprend un compresseur à plusieurs étages lié mécaniquement par un arbre à une turbine à un ou plusieurs étages, ce qui fait que l'ensemble tourne à la même vitesse. Ce type de turboréacteur peut être conçu soit avec plusieurs chambres de combustion (chambres séparées), ou avec une seule chambre de combustion annulaire .



**Figure 12:** Turboréacteur simple flux mono-corps

### 2. Turboréacteur simple flux double-corps :

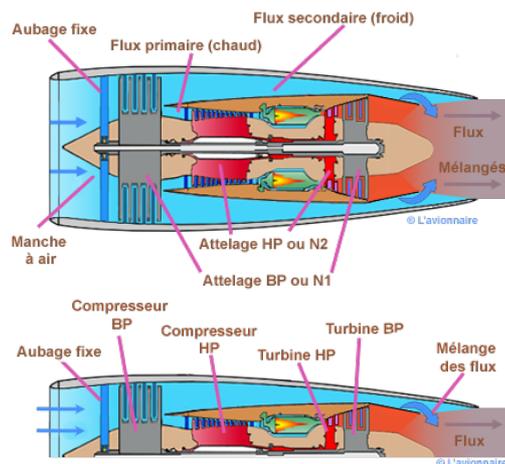
Pour augmenter la puissance, certains réacteurs ont un second compresseur relié à une seconde turbine. L'ensemble compresseur et turbine en rouge (figure ci-contre) constitue le corps haute pression qui tourne à une vitesse  $N_2$ , tandis que l'ensemble compresseur et turbine en gris constitue le corps basse pression qui tourne à une vitesse  $N_1 \neq N_2$ . A noter que l'arbre de liaison du corps haute pression passe à l'intérieur de l'arbre du corps basse pression .



**Figure 13:** Turboréacteur simple flux double-corps

### 3. Turboréacteur double flux mélangés :

Sur ce type de turboréacteur on prélève une partie de l'énergie pour faire tourner une turbine supplémentaire à un ou plusieurs étages qui entraînera un compresseur basse pression. Ce dernier créera une poussée additionnelle en accélérant un flux secondaire. Deux flux séparés vont alors traverser le turboréacteur : Le flux primaire ou flux chaud traverse tout le réacteur en passant par le compresseur basse pression, le compresseur haute pression, les chambres de combustion et les turbines haute pression et basse pression. Le flux secondaire ou flux froid contourne toute la partie chaude du réacteur. Les deux flux se rejoignent et se mélangent dans la tuyère avant d'être éjectés .

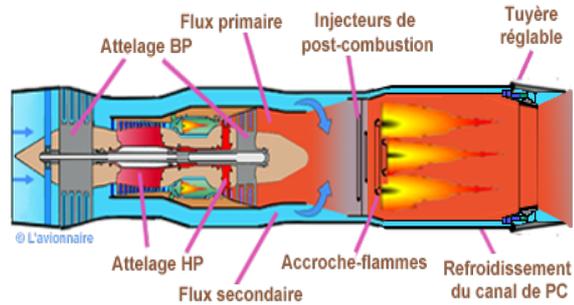


**Figure 14 :** Turboréacteur double flux mélangés

#### 4. Turboréacteur avec postcombustion :

Après la première combustion du carburant qui a lieu dans la chambre de combustion, la postcombustion appelée également réchauffe, située juste avant la tuyère d'éjection, provoque une deuxième combustion, en injectant du carburant (Kérosène) se forme de vapeur dans l'air initial qui contient encore environ un tiers de l'oxygène, ce qui permet d'avoir un écoulement à forte vitesse qui sera accéléré encore en sortant par la tuyère d'éjection. Les flammes créées se stabilisent un peu plus loin dans une ou plusieurs gouttières toriques appelées "accroche-flammes" qui maintiennent des noyaux de recirculation des gaz dans leur sillage. On obtient ainsi un regain de poussée dû à cette nouvelle combustion.

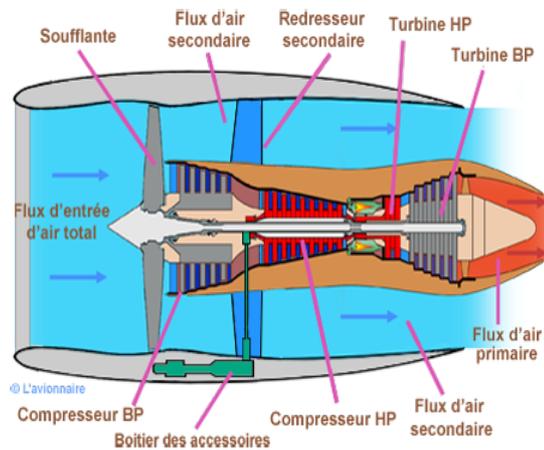
Exemple : M88 Rafale de Dassault Aviation.



**Figure 15 :** Turboréacteur avec postcombustion

#### 5. Turboréacteur double flux avec grande soufflante :

Dans ce type de réacteur, il existe une grande soufflante située à l'amont du turboréacteur, entraînée par l'arbre basse pression, et qui reçoit la totalité de l'air aspiré, sera divisé après en deux parties : La majeure partie constitue le flux secondaire, l'autre partie constitue le flux primaire. Dans un turboréacteur à simple flux, Turboréacteur double flux mélangés, Turboréacteur avec postcombustion une petite quantité d'air est accélérée très fortement, ce qui entraîne une vitesse d'éjection élevée, créant de fortes turbulences en se mélangeant à l'air ambiant d'où un bruit important. En revanche, dans un turboréacteur à double flux la grande quantité d'air passant dans le chemin secondaire est faiblement accélérée d'où une diminution du bruit. Malheureusement la soufflante de fort diamètre engendre d'autres bruits en aval et en amont notamment dans les phases d'approches lorsque la vitesse du jet est réduite.

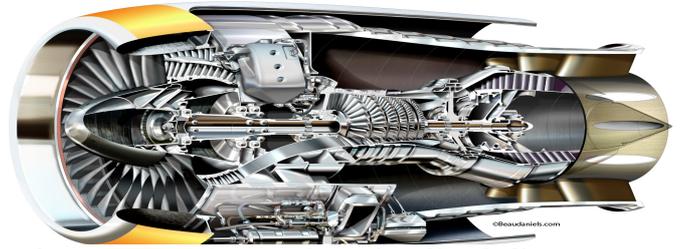


**Figure 16** Turboréacteur double flux avec grande soufflante

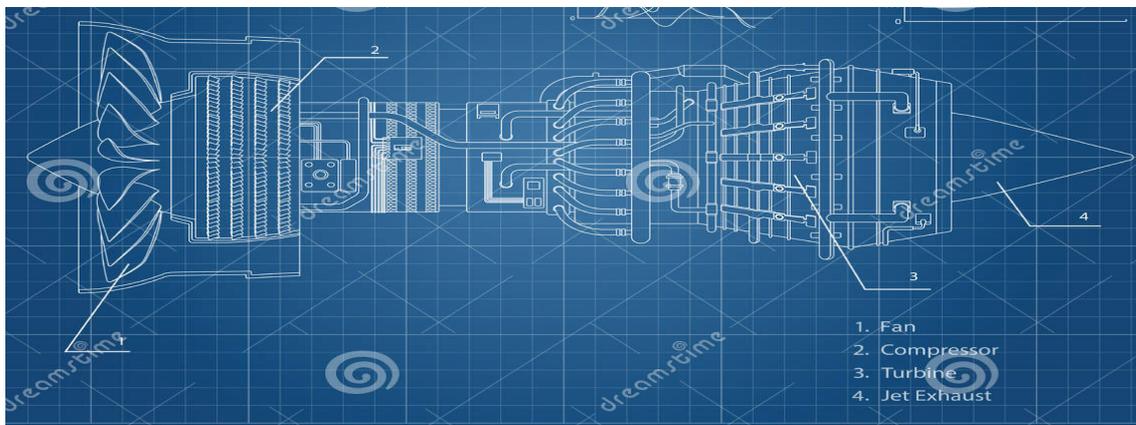
## 7. Composants principaux d'un turboréacteur et fonctionnement de chaque composant :

### 1) Introduction :

La conception d'un turboréacteur est fortement complexe à travers plusieurs étapes qui se terminent par l'assemblage de différents éléments dont on distingue essentiellement : la soufflante ; les compresseurs ; la chambre de combustion ; les turbines ; la tuyère d'éjection ; les paliers et les enceintes ; les boîtiers d'accessoires ; le système de régulation.

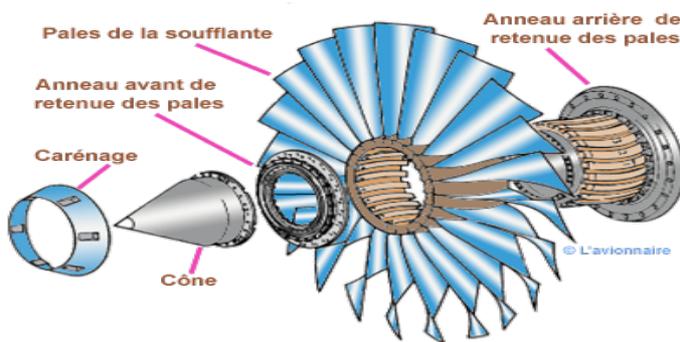


**Figure 16** : Coupe longitudinale d'un réacteur double flux double corps



**Figure 17** : dessin de définition d'un turboréacteur double corps

### 2) La soufflante :



**Figure 18** : Soufflante

Dans la plupart des turboréacteurs, une soufflante est toujours placée avant le compresseur. Elle est constituée de plusieurs pales de grandes dimensions dont l'incidence varie le long de pale. Dans un turboréacteur à double flux, la soufflante permet d'accélérer l'air admis par le diffuseur qui se divise après en deux parties : un flux secondaire (flux froid), et un flux primaire (flux chaud). Le flux secondaire représente la plus grande partie qui passe par le redresseur secondaire,

Et permet à l'éjection de créer 75% jusqu'à 80% de la poussée totale, tandis que le flux primaire passe par le redresseur primaire, ce qui augmente légèrement sa pression avant d'être comprimé à nouveau en passant par les deux compresseurs (BP et HP). Pour le cas d'un turboréacteur mono flux, la totalité d'air aspiré par la soufflante suivra le même chemin que celle du flux primaire pour un turboréacteur double flux. Une soufflante peut être considérée comme un étage de compression dont le rapport de pression est faible par rapport aux compresseurs.

### 3) Les compresseurs :

Le rôle du compresseur est d'aspirer et de comprimer l'air pour l'amener à des vitesses, pression et température optimales à l'entrée de la chambre de combustion.

Il existe deux sortes principales de compresseurs :

- Les compresseurs Centrifuges ;
- Les compresseurs Axiaux ;

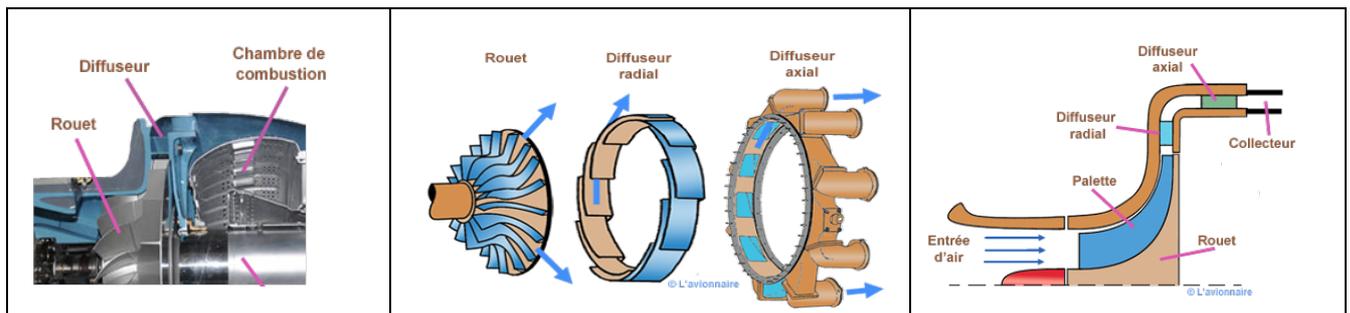
Il y a également une solution mixte : le compresseur « axialo-centrifuge ».

Afin d'éviter les confusions ou malentendus, on désigne dans le "jargon" motoriste par :

- **Rouet** : l'organe mobile du compresseur centrifuge ;
- **Diffuseur** : l'organe fixe du compresseur centrifuge ;
- **Rotor** : l'organe mobile du compresseur axial ;
- **Redresseur** : l'organe fixe du compresseur axial ;

#### ➤ Les compresseurs centrifuges :

Un compresseur centrifuge est composé d'un rouet à palettes radiales qui aspire l'air axialement. Les palettes étant divergentes, l'air sous l'effet de la force centrifuge va être accéléré, comprimé et refoulé radialement. Cet air est ensuite redressé dans un diffuseur radial (aubage fixe) qui transforme une partie de sa vitesse en pression. Un diffuseur axial récupère finalement cet air comprimé pour l'amener dans l'axe de la chambre de combustion.



**Figure 19 : Rouet centrifuge**

La turbine fait tourner la roue à grande vitesse et l'air est continuellement aspiré au centre de la roue. Les palettes étant divergentes, l'air sous l'effet de la force centrifuge va être accéléré, comprimé et refoulé radialement vers l'extérieur le long des aubes jusqu'à l'extrémité de la roue. Pour faciliter l'écoulement axial de l'air dans le conduit d'entrée sur la roue en rotation, les aubes au centre de la roue sont courbées dans le sens de la rotation. Cet air passe ensuite dans deux diffuseurs, le premier radial, le second axial pour être redressé. La majeure partie de l'énergie cinétique (vitesse de l'air) est alors transformée en énergie de pression. Un collecteur récupère finalement cet air comprimé pour l'amener dans l'axe de la chambre de combustion.

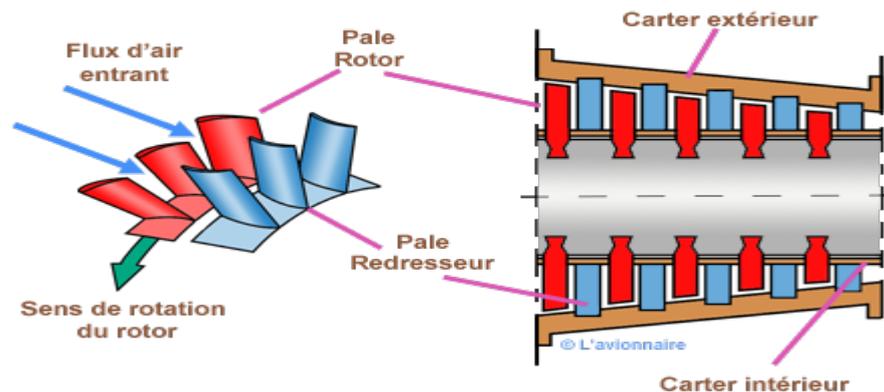
➤ Les compresseurs axiaux :

Un compresseur à flux axial est composé de deux éléments principaux :

- Un rotor constitué d'un ensemble d'aubes de section aérodynamique. Cet ensemble est monté entre des paliers dans les carters ;
- Un stator ou redresseur constitué d'un ensemble d'aubes fixes.

Un compresseur axial est généralement composé :

- d'un attelage basse pression (Rotor/Stator) ;
- d'un attelage haute pression (Rotor/Stator).



**Figure 20** : Caisson de stators accueillant le rotor d'un compresseur axial d'un turboréacteur

Le taux de compression des compresseurs est lié à sa vitesse de rotation et au nombre d'étages qu'il comporte.

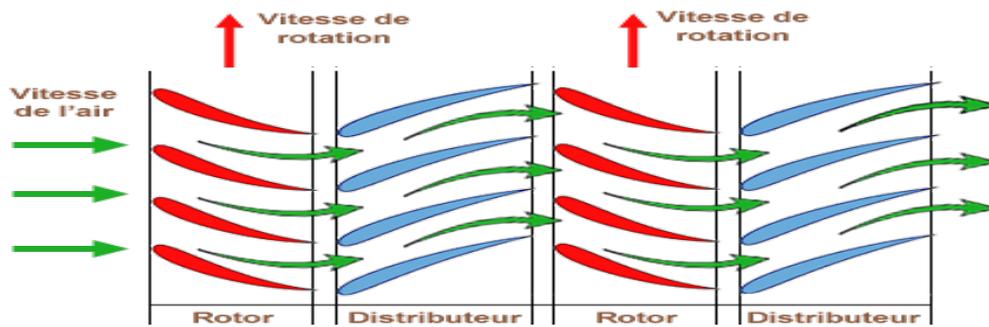
Conçus de la même manière, les compresseurs basse et haute pression se différencient par la taille de leurs aubes et par leur vitesse de rotation.

Un compresseur axial se compose d'une suite d'étages axiaux disposés en série chacun comprenant une roue à aubes mobiles rotor et d'un stator à aubes redresseur, tous ces étages sont calculés pour adapter parfaitement leurs conditions de fonctionnement à celles des étages en amont et en aval.

L'aubage mobile rotor est constitué d'un disque circulaire sur lequel sont fixées des aubes (ailettes) et tourne devant l'aubage fixe redresseur.

L'envergure des ailettes varie le long de l'écoulement pour compenser les variations de la masse volumique du fluide et pour conserver à la vitesse débitante axiale une valeur constante (voir dessin ci-dessous).

L'arbre du rotor est supporté par des roulements à billes et à rouleaux et couplé à l'arbre de la turbine de manière à permettre toute légère variation d'alignement.



**Figure 21:** coupe tangentielle schématique de 2 étages

L'augmentation du taux de compression pour un seul étage de compresseur axial d'un turboréacteur civil est de 1,15 à 1,16 en condition d'utilisation optimale. C'est pour cette raison qu'un compresseur complet possède de nombreux étages.

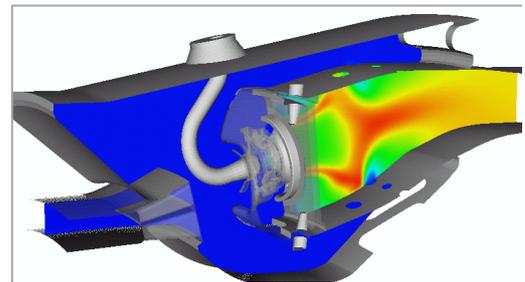
Les performances d'un étage de compresseur sont caractérisées par :

- son débit d'air  $Q$ .
- son taux de compression ou rapport de pression  $P/P$ .
- son rendement  $\eta$ .

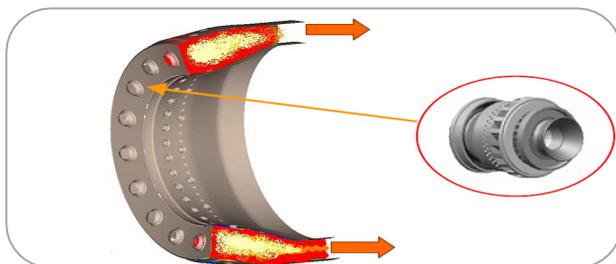
Le flux d'air étant de plus en plus comprimé va occuper un volume de plus en plus restreint. C'est pour cette raison que la hauteur des aubes est de plus en plus faible. À noter que de l'entrée à la sortie du compresseur le débit d'air reste constant si on ne tient pas compte des prélèvements pour le refroidissement des turbines, climatisation de la cellule, étanchéité des paliers etc.

#### 4) Les chambres de combustion :

La chambre de combustion est destinée à chauffer l'air qui sort du dernier étage du compresseur HP afin de lui apporter l'énergie nécessaire à faire mouvoir la ou les turbines et à donner suffisamment de poussée à la tuyère. Cet apport de chaleur se fait par la combustion de l'oxygène de l'air avec un carburant, du kérosène (hydrocarbure) en l'occurrence. Elle doit être la plus complète possible et la répartition des températures dans les gaz la plus homogène possible.



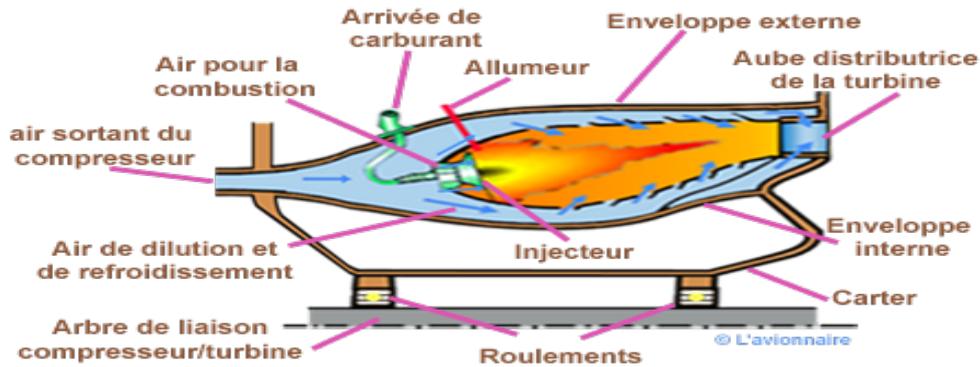
**Figure 22:** Vue interne d'une chambre de combustion



**Figure 23:** coup des chambres de combustion

La chambre de combustion située entre le compresseur BP et la turbine HP est constituée d'un tube à flamme ou foyer (généralement) en forme de tore. Celui-ci est enfermé dans un carter, également de forme torique.

Il est bien évident que le principe de fonctionnement varie d'un constructeur à un autre et même d'un réacteur à un autre chez le même constructeur. Mais le principe général de fonctionnement reste relativement identique.



**Figure 24:** vue de coup d'une chambre de combustio

L'air qui pénètre dans la chambre de combustion se répartit en plusieurs circuits. Une partie rentre directement dans le tube à flammes et dans l'injecteur pour contribuer à la combustion. Une autre partie contourne le tube à flammes et sert à la fois pour refroidir les parois et pour diluer et mélanger l'écoulement de l'air dans le foyer. Le mélange de l'air provenant du compresseur et du carburant injecté par la pompe est enflammé par une bougie (allumeur). Après avoir atteint son régime d'autonomie l'allumage de la bougie est coupé et la flamme s'auto-entretient.

### 5) Les turbines :

Sur un turboréacteur la turbine récupère une partie de l'énergie issue de la combustion des gaz pour le fonctionnement de la soufflante, du compresseur et des accessoires.

Sur un turbopropulseur la turbine récupère la quasi-totalité de l'énergie issue de la combustion des gaz pour entraîner l'arbre de transmission de l'hélice, le compresseur et les accessoires.

Comme pour les compresseurs il existe deux sortes de turbines :

- les turbines centrifètes très peu utilisées et uniquement pour les réacteurs de faibles puissances ;
- les turbines axiales, solution utilisée sur la majorité des turboréacteurs et turbopropulseurs.

Rappelons que sur un turboréacteur double flux la turbine HP (haute pression) entraîne le compresseur HP et la turbine BP (basse pression) entraîne le compresseur BP et la soufflante FAN.

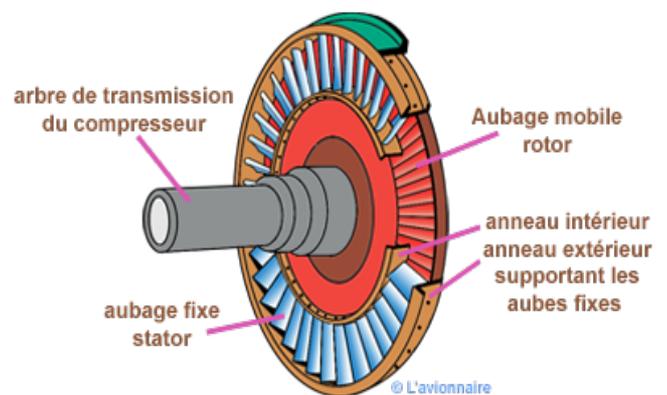
### Composition :

Les composants de base de la turbine sont :

- les aubes directrices de la tuyère ;
- les disques de la turbine ;
- et les aubes de la turbine.

L'ensemble rotatif est porté par des roulements montés dans le carter de la turbine et l'arbre de la turbine peut être commun à l'arbre du compresseur ou relié à celui-ci par un accouplement à alignement automatique.

Un étage de turbine est constitué d'un aubage fixe distributeur ou stator, suivi d'un aubage mobile ou rotor.

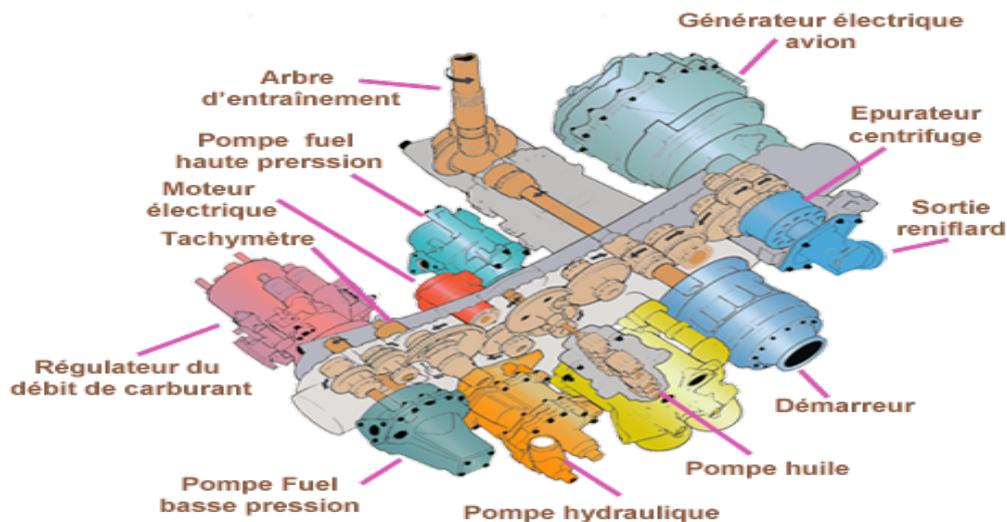


**Figure 25:** composant d'une turbine

### 6) Les boîtiers d'accessoires :

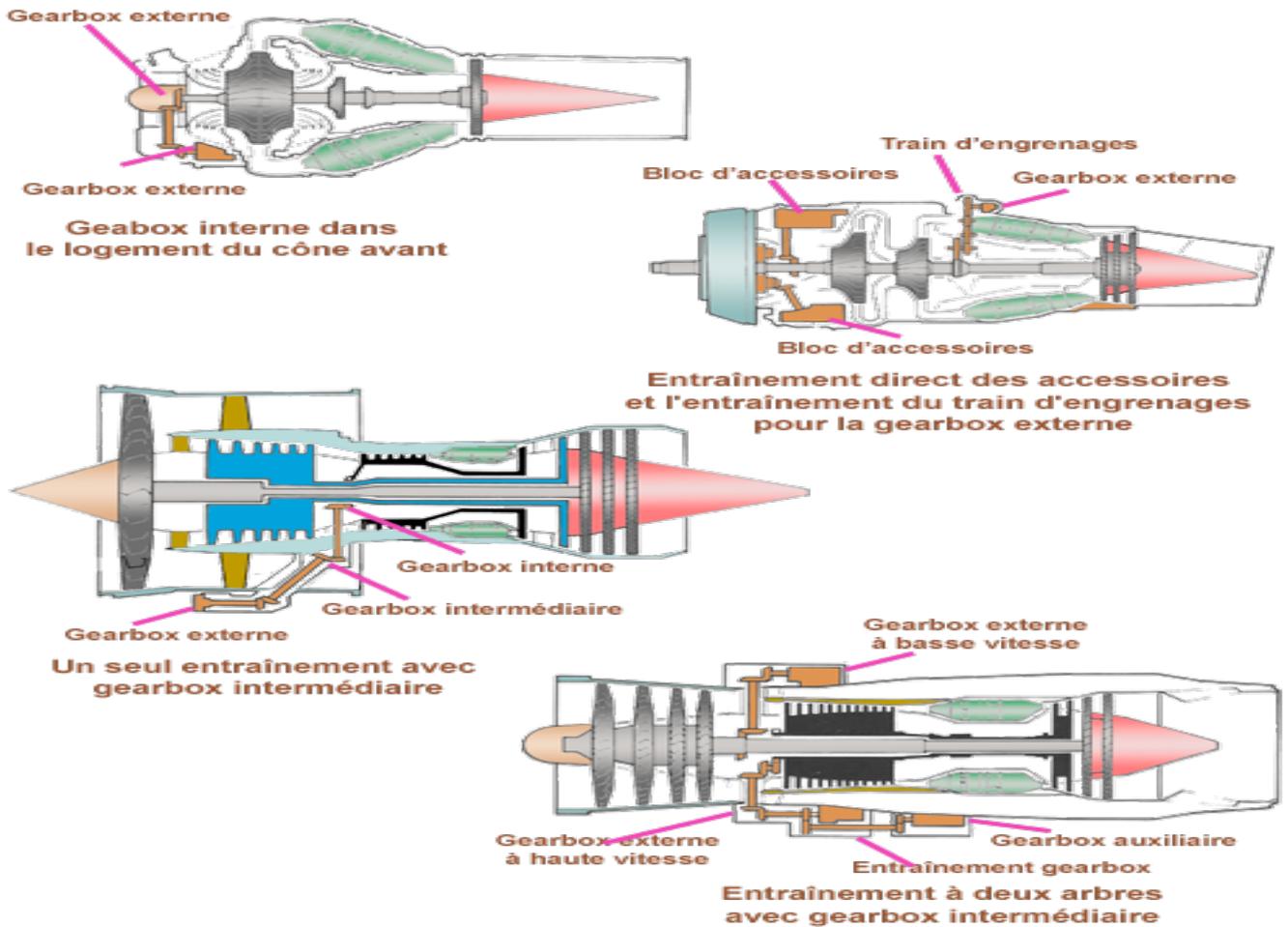
Un boîtier d'accessoires ou AGB Accessory Gearbox ou Gear Box (en anglais) comprend généralement un ou plusieurs trains d'engrenages qui sont entraînés en rotation par un prélèvement mécanique au moyen d'un renvoi d'angle sur l'arbre du compresseur et sur lesquels viennent se coupler les différents accessoires tels que :

- Les générateurs électriques ;
- Les pompes mécaniques pour l'hydraulique ;
- Les pompes de carburant haute pression ;
- Les pompes pour lubrification ;
- etc.



**Figure 26 :** composant d'une boîte d'accessoire

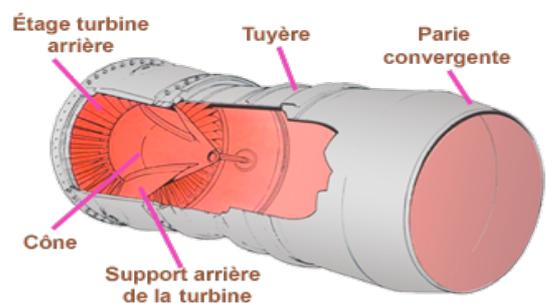
L'emplacement du ou des boîtiers d'accessoires internes au sein du noyau d'un moteur est dicté par les difficultés d'amener un arbre de transmission radialement vers l'extérieur et par l'espace disponible au sein du noyau du moteur.



**Figure 27:** l'emplacement d'une boîte d'accroires sur le turboréacteur

7) Les tuyères :

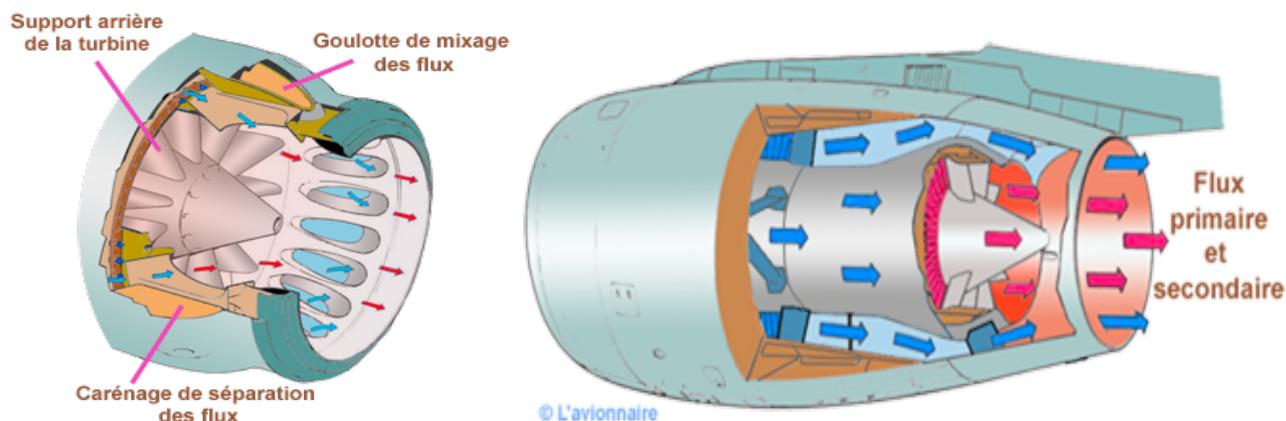
Le rôle de la tuyère est d'évacuer les gaz chauds sous pression sortant des turbines en leur communiquant le maximum de vitesse et obtenir le maximum de poussée. La conception du système d'échappement exerce donc une influence considérable sur les performances du moteur. Elle est en général de section convergente puis divergente ou simplement convergente.



**Figure 28:** vue 3D d'une tuyère

a) Tuyère pour turboréacteur à double flux mélangés :

Le système d'échappement doit être capable de résister aux températures élevées des gaz et est donc fabriqué en nickel ou en titane. Il est également nécessaire d'empêcher tout transfert de chaleur à la structure de l'avion qui l'entoure. Pour ce faire, on fait passer de l'air de ventilation autour du tuyau d'éjection.

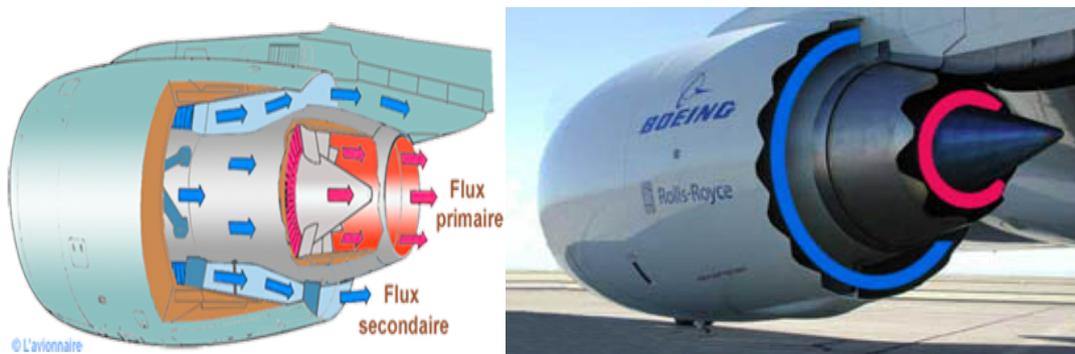


**Figure 29:** coup 3d d'une tuyère a flux mélanges

Les flux air secondaire air froid et air primaire air chaud se retrouvent dans la tuyère de manière à assurer un mélange complet des deux flux.

*b) Tuyère pour turboréacteur à double flux séparés :*

Les flux étant séparés chaque flux est éjecté par une tuyère. En bleu la tuyère du flux secondaire et en rouge la tuyère du flux primaire.



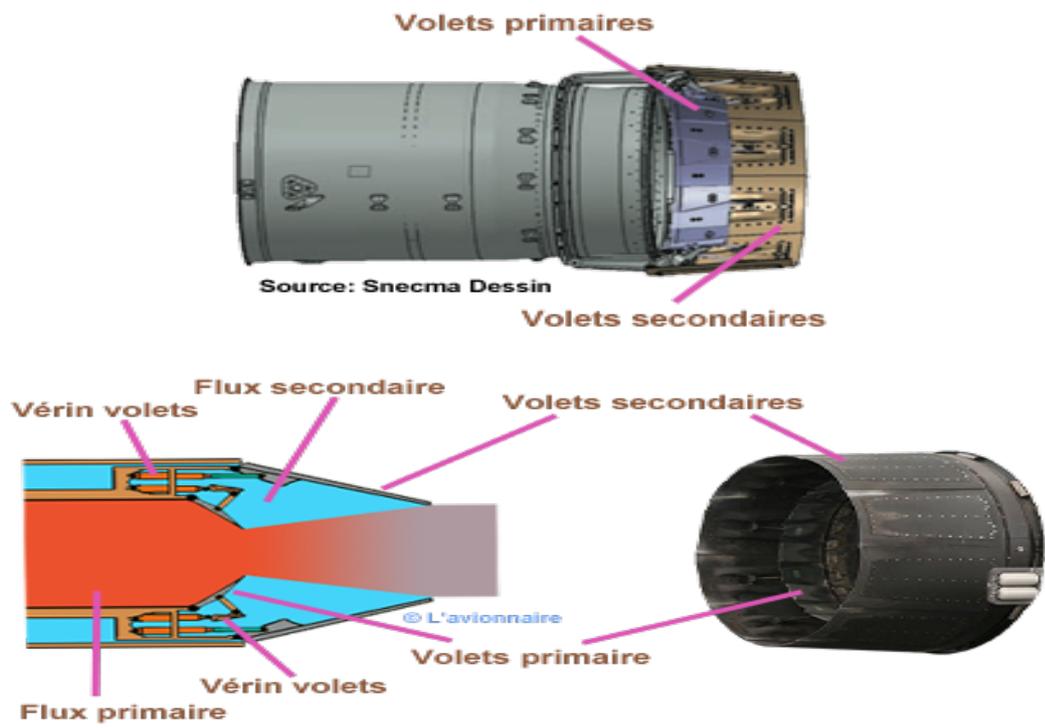
**Figure 30:** coup 3d d'une tuyère a double flux sépare

On remarque sur la photo à la sortie des tuyères des "dents". Ce type de tuyère est appelée tuyère à chevrons et permet de réduire le bruit basses fréquences.

*c) Tuyère avec post-combustion :*

Pour les turbomachines pourvues de réchauffe (postcombustion), la tuyère doit être de section variable afin d'obtenir un gain de poussée aux régimes plein gaz sec et plein gaz avec réchauffe. La section de sortie du flux primaire et celle du flux total varient en fonction de l'ouverture plus ou moins grande de volets primaires et secondaires. Cette variation de l'ouverture est obtenue à l'aide de vérins.

Ci-dessous le canal de postcombustion du Snecma M88 équipant les avions Rafale.



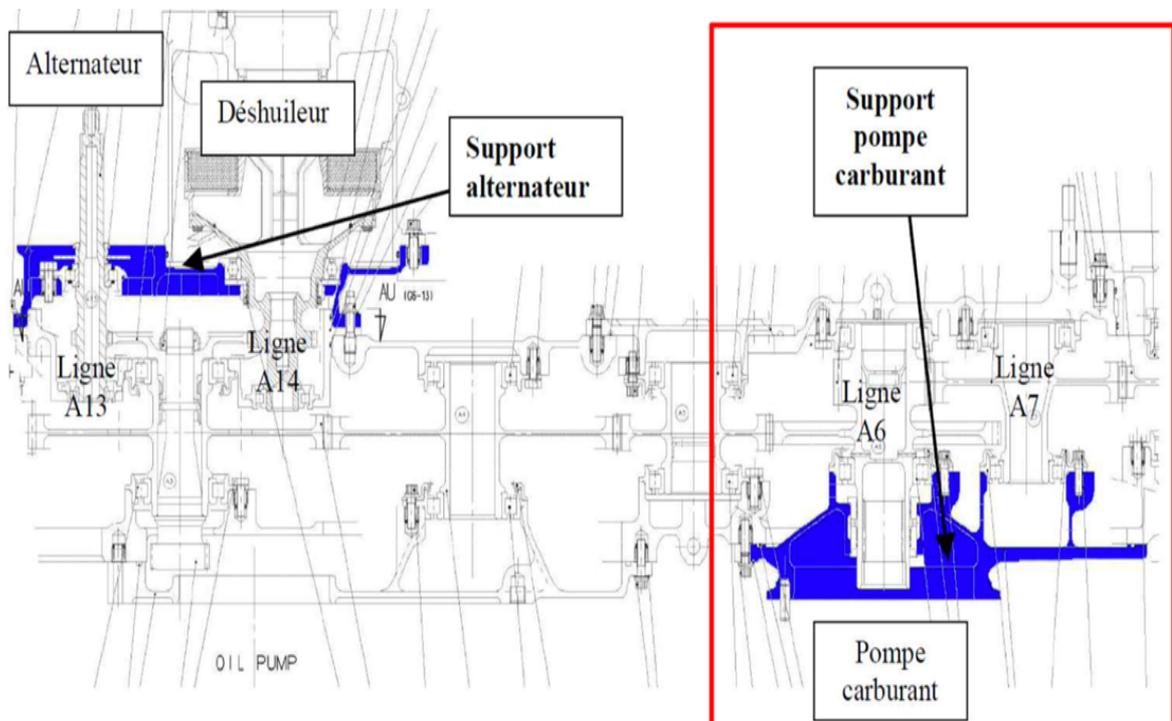
**Figure 31:** tuyère avec section variable (postcombustion )

# Chapitre 2 : Description du projet et Problématique

## I. Présentation de la problématique :

Dans un contexte d'optimisation de coût et suite au changement exigé au niveau des usines de production une supporte de pompe carburant sera change le procédé de fabrication de fonderie au taille masse (machine conventionnelle ) .

Le support est contenu sur l'AGB est fixé avec le carter EGB, il contient deux linge de roulements A6 et A7 relie avec la pompe carburante et le déshuileur, ainsi que les lumières de lubrification.



**Figure 32 :** dessin de définition d'une partie d'AGB

Notre objectifs c'est de concevoir une solution d'optimisation afin que la nouvelle pièces résiste aux chargement de fonctionnement , on va suivre la méthodologie analytique apprise en cours, c'est-à-dire les études fonctionnelles et analyse de l'existant.

## II. Présentation de l'environnement

La pompe à carburant est lubrifiée au carburant et le mouvement de rotation nécessaire est assuré par un système d'entraînement composé d'arbres concentriques :

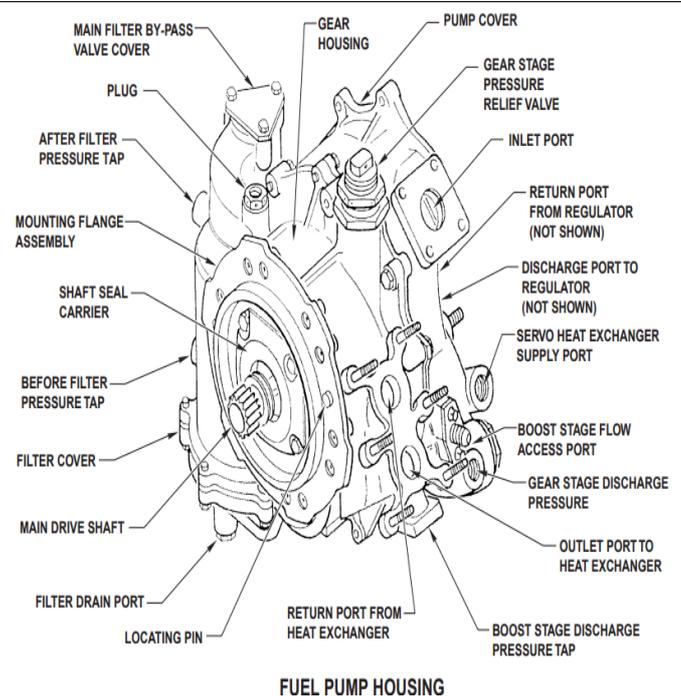
L'arbre d'entraînement principal est entraîné par l'AGB et entraîne l'engrenage droit d'entraînement de l'étage HP à travers des cannelures.

Le pignon droit d'entraînement de l'étage HP, par l'intermédiaire de cannelures, entraîne l'arbre de transmission de l'étage BP, qui à son tour entraîne :

- le HMU, à travers l'arbre d'entraînement du HMU.
- l'étage BP, à travers l'arbre creux.

Le système d'entraînement de la pompe à carburant est équipé de sections de col de cisaillement pour fournir :

- protection de l'AGB contre tout couple excessif créé au sein de l'ensemble pompe à essence.
- l'assurance du fonctionnement du variateur HMU, même en cas de panne totale de la pompe de l'étage BP.



Système d'entraînement de la pompe à carburant.

La pompe à carburant est lubrifiée au carburant et le mouvement de rotation nécessaire est assuré par un système d'entraînement composé d'arbres concentriques :

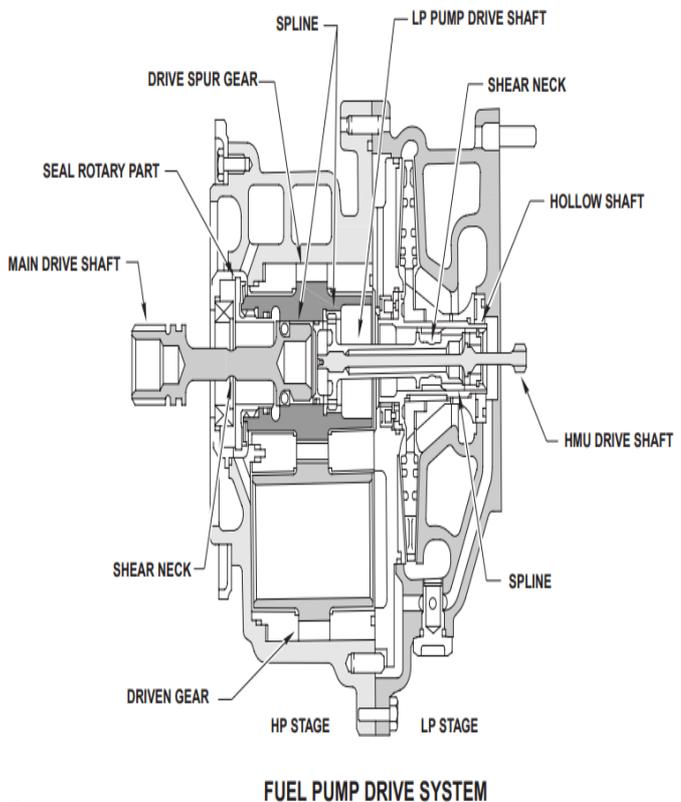
L'arbre d'entraînement principal est entraîné par l'AGB et entraîne l'engrenage droit d'entraînement de l'étage HP à travers des cannelures.

Le pignon droit d'entraînement de l'étage HP, par l'intermédiaire de cannelures, entraîne l'arbre de transmission de l'étage BP, qui à son tour entraîne :

- le HMU, à travers l'arbre d'entraînement du HMU.
- l'étage BP, à travers l'arbre creux.

Le système d'entraînement de la pompe à carburant est équipé de sections de col de cisaillement pour fournir :

- protection de l'AGB contre tout couple excessif créé au sein de l'ensemble pompe à essence.
- l'assurance du fonctionnement du variateur HMU, même en cas de panne totale de la pompe de l'étage BP.



Étage basse pression (BP) de la pompe à carburant.

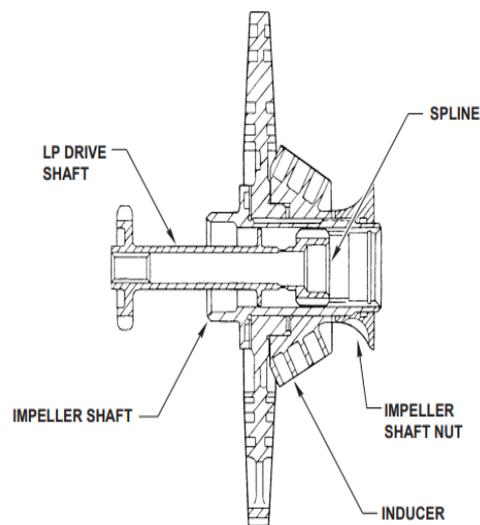
L'étage BP est une pompe de type centrifuge, qui fournit une pression de suralimentation à l'étage HP pour éviter la cavitation de la pompe.

L'étage BP de la pompe à carburant comprend :

- un tourbillonneur, avec des rainures hélicoïdales et une volute.
- une hélice, munie de rampes giratoires, supportée par deux paliers lisses.

La cavité pour le groupe roue/inducteur est fournie par le couvercle de la pompe.

Les roulements avant et arrière, les cannelures de l'arbre d'entraînement de la pompe BP et les cannelures de l'arbre d'entraînement HMU sont lubrifiés avec du carburant prélevé sur la volute au niveau de la décharge de carburant de l'étage BP de la pompe à carburant.



Etage Haute Pression (HP) de la pompe à carburant.

L'étage HP de la pompe à carburant est une pompe volumétrique à engrenages.

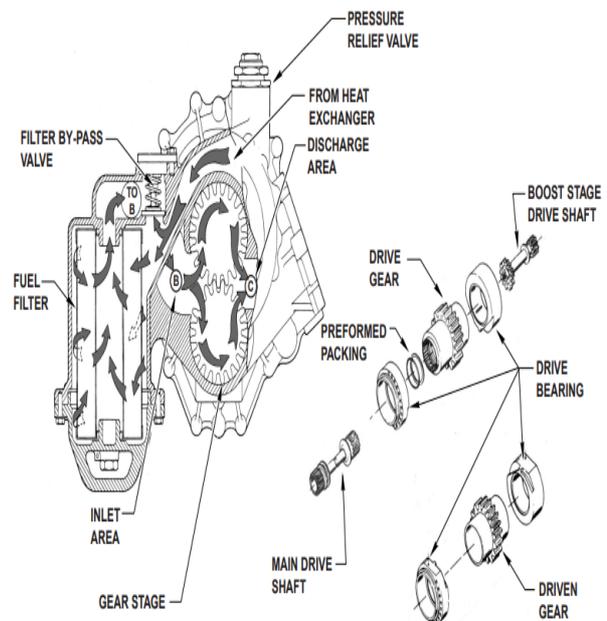
Pour une entrée de vitesse de rotation (RPM) donnée, la pompe délivre un débit de carburant constant, quelle que soit la pression refoulée.

La pompe à carburant HP se compose de deux arbres de transmission, l'entraînement et les engrenages menés.

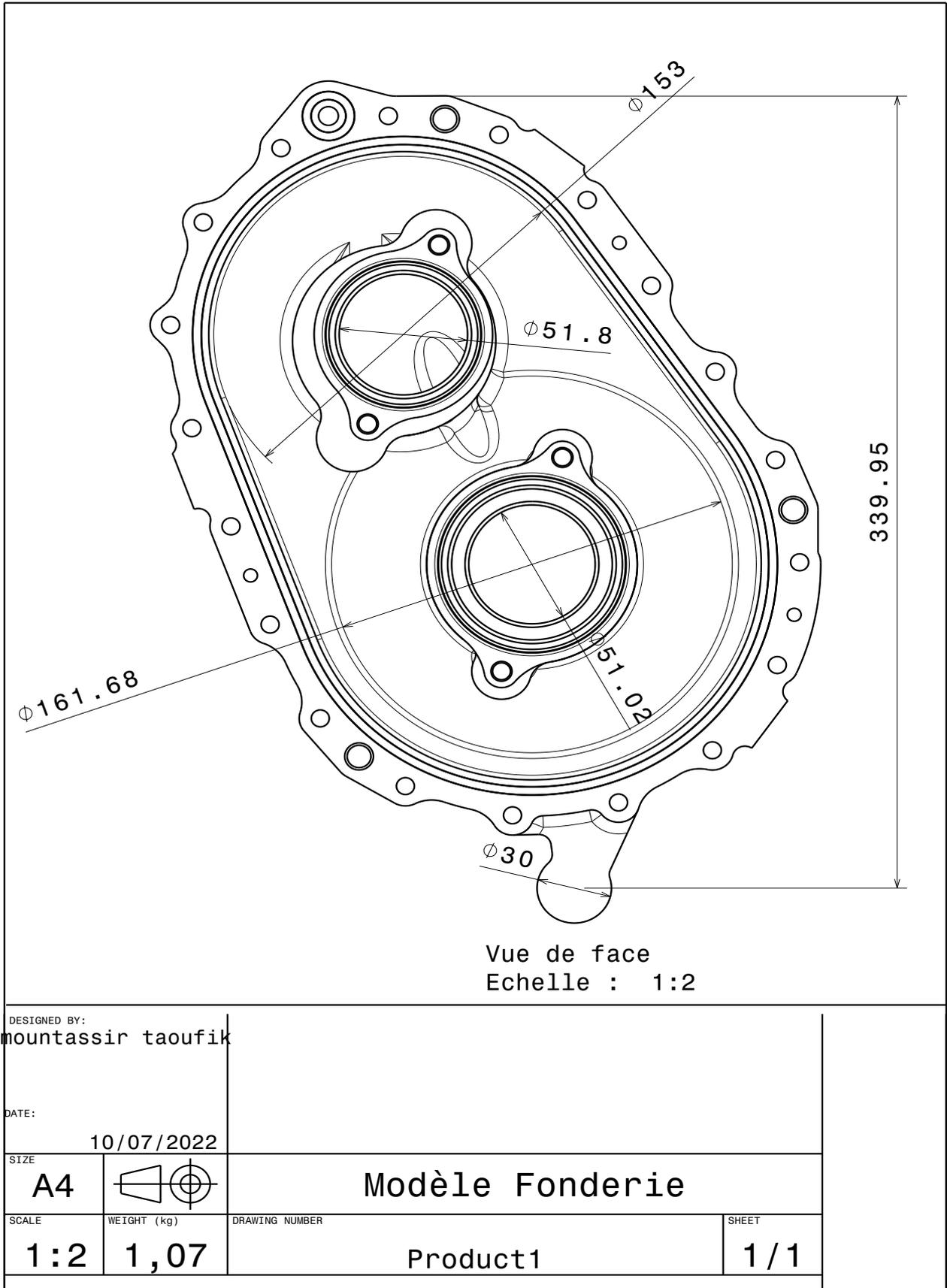
Le pignon d'entraînement est entraîné, à travers des cannelures, par l'arbre d'entraînement principal relié à l'AGB.

Chaque arbre de transmission est supporté par deux paliers lisses.

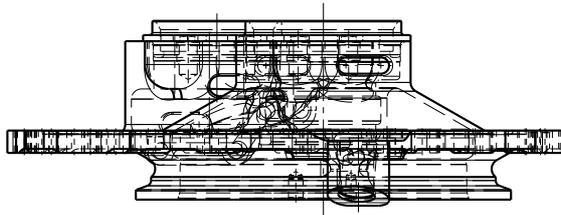
Le carburant utilisé pour lubrifier l'équipement de l'étage BP sert également à lubrifier les roulements de l'étage HP et le carburant de lubrification retourne ensuite vers l'entrée du filtre à carburant.



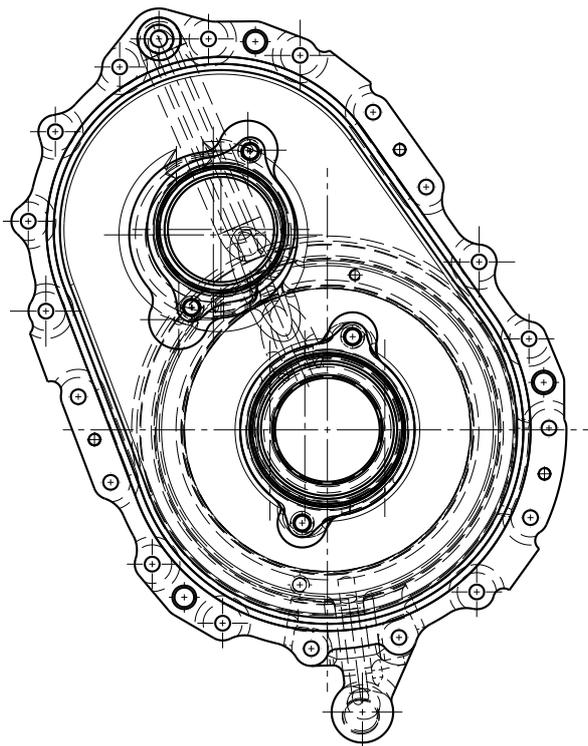
III. Dessin de définition :  
a) Modèle fonderie



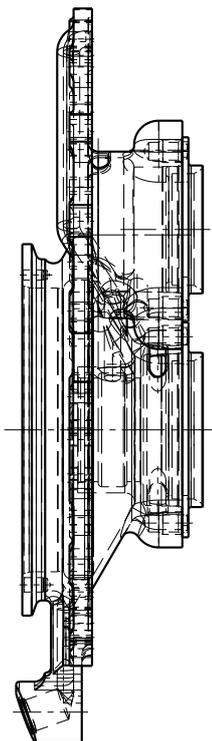
**Figure 33:**vue de face modèle fonderie de support de pompe carburant



Vue de dessous  
Echelle : 1:3



Vue de face  
Echelle : 1:3



Vue de gauche  
Echelle : 1:3

DESIGNED BY:  
mountassir taoufik

DATE:  
10/07/2022

SIZE  
A4 

Modèle Fonderie

SCALE  
1:3

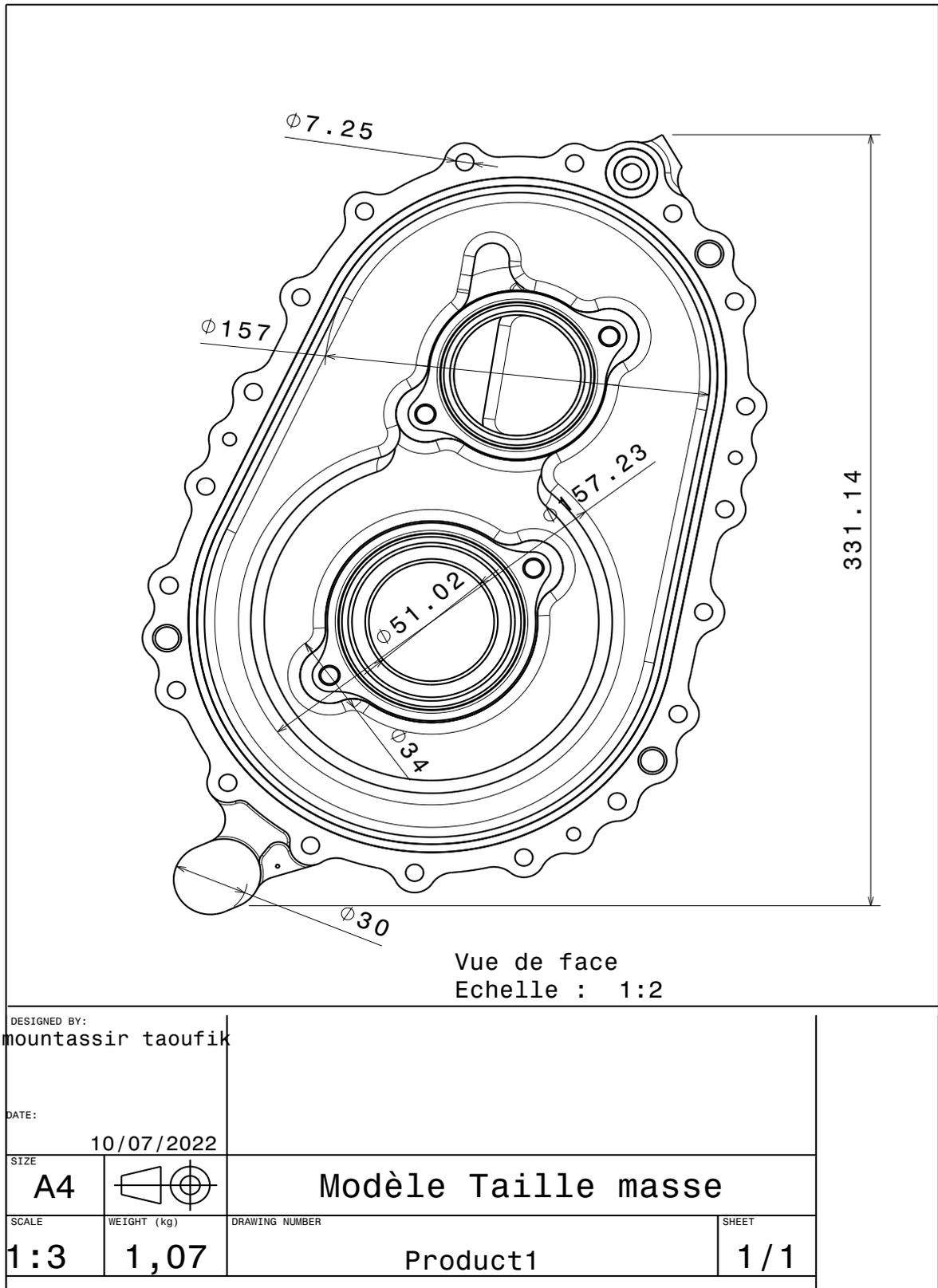
WEIGHT (kg)  
1,07

DRAWING NUMBER  
Product1

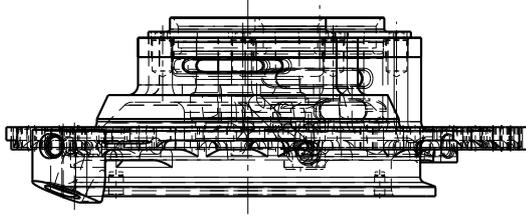
SHEET  
1/1

**Figure 34** :Dessin de définition modèle fonderie de support de pompe carburant

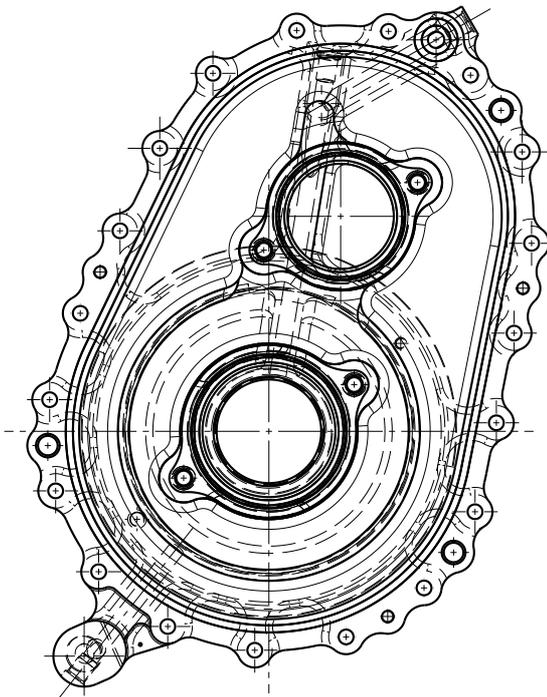
b) Modèle taille masse :



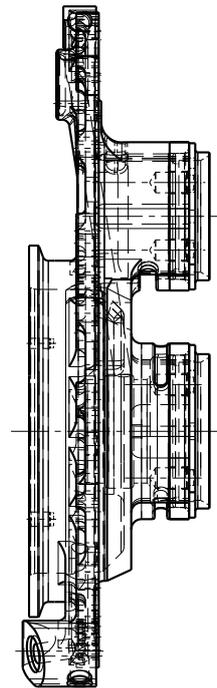
**Figure 35** : vue de face modèle taille masse de support de pompe carburant



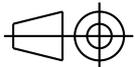
Vue de dessous  
Echelle : 1:3



Vue de face  
Echelle : 1:3



Vue de gauche  
Echelle : 1:3

DESIGNED BY: mountassir taoufik			
DATE: 10/07/2022			
SIZE A4		Modèle Taille masse	
SCALE 1:3	WEIGHT (kg) 1,07	DRAWING NUMBER Product1	SHEET 1/1

**Figure 36 :** Dessin de définition modèle taille masse de support de pompe carburant

## IV. Classification des problèmes du procédé de fonderie

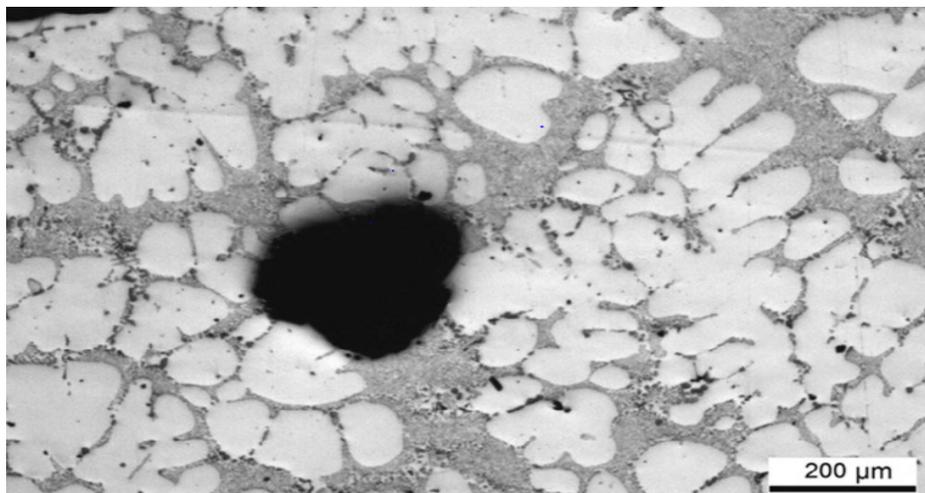
### a) Le coût de la fonderie sous pression

Le coût d'outillage initial nécessite une série minimum économique (20 000 à 40 000 pièces) pour pouvoir être rentabilisé



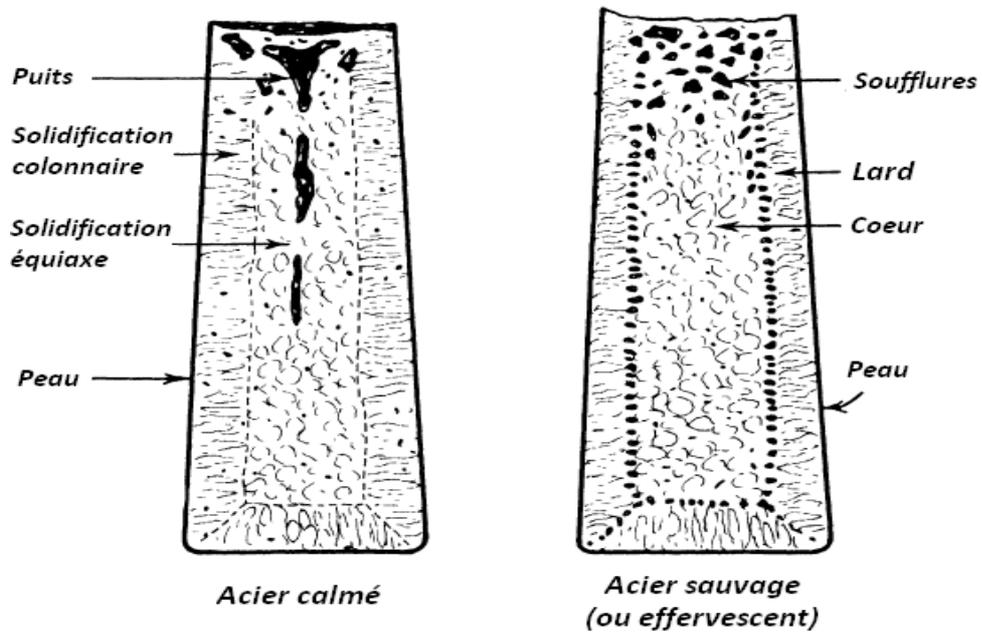
### b) Les défauts de type soufflures et piqures

Les défauts de type soufflures (et piqures) sont des bulles de gaz incluses dans les pièces de fonderie et peuvent se rencontrer avec quasiment tous les alliages et les procédés de transformation.



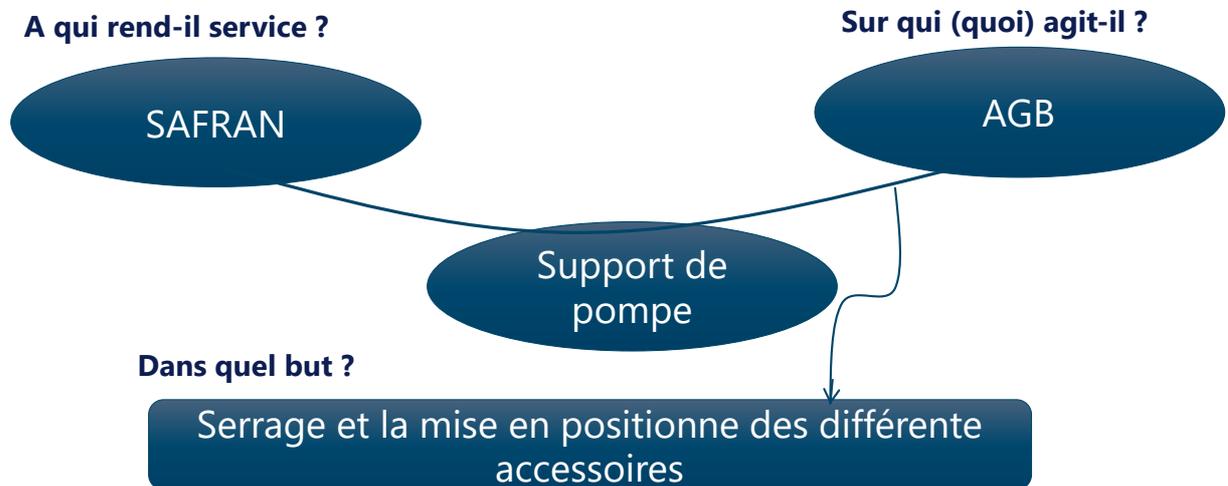
### c) Les défauts de type les retassures

Les défauts appelés « retassures » sont des cavités que le métal liquide n'a pas pu remplir avant la solidification complète. Ce sont souvent des zones où une poche de liquide est restée isolée de l'alimentation en métal fondu. La cavité se situe généralement au sommet de la poche de liquide. Pour qu'une poche de métal liquide se trouve isolée, il faut donc que le procédé de remplissage du moule soit incompatible avec les formes de la pièce



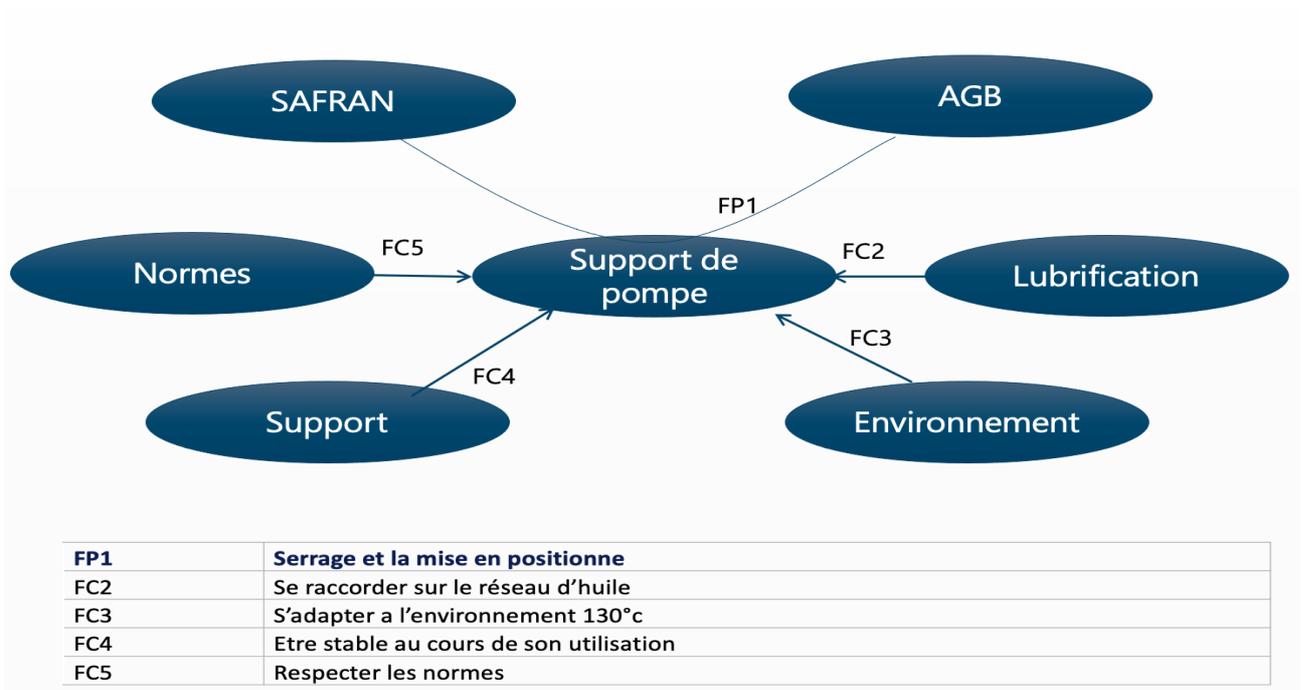
## V. Analyse fonctionnelle :

### a) Schéma du besoin (Bête à cornes) :



**Figure 37:** Diagramme de bête à cornes

### b) Diagramme de pieuvre :



**Figure 38 :** Diagramme de pieuvre

## VI. Planning de projet :

### **Pourquoi lancer le projet ?**

Garantir le passage du modèle de fonderie au modelé taille masse.

Problème à résoudre :

Comment le nouveau modèle va répondre aux contraintes exigées ?

### **Objectifs du projet :**

— étudier comparer la résistance du modèle de fonderie et le modèle taillé masse.

### **Date :**

— Début : 15 mars 2022

— Fin : 01 juillet 2022

### **Livrables :**

— Modèle Ansys

— Rapport de stage

— Présentation PowerPoint.

Critère de fin fonctionnelle :

—la validation du modèle taillé masse

### **Contraintes :**

— Utilisation du logiciel Ansys, Catia.

— Documents de référence confidentiels.

**Temps :** 5 mois

Lors de la planification d'un projet dans le milieu industriel, on utilise un outil nommé "charte de projet" permettant de définir les objectifs et contraintes principales du projet. La charte du présent projet est détaillée ci-dessous.

<b>1 Formations pré-requises</b>		<b>21/03/22</b>	<b>12</b>	<b>03/04/22</b>
1.1	Formation turbo-réacteur / document fournis	21/03/22	2	22/03/22
1.2	Initiation logiciels : ANSYS Workbench -> documents + supports fournis	23/03/22	4	28/03/22
1.3	Préparation géométrique sur Workbench --> exemple; documents et vidéo	29/03/22	3	31/03/22
1.4	Maillage sur Workbench/ANSYS --> exemple; documents et vidéo	01/04/22	3	05/04/22
<b>2 Etude support pompe carburant / modèle fonderie</b>		<b>06/04/22</b>	<b>24</b>	<b>05/05/22</b>
2.1	Maillage / conditions aux limites / chargement	06/04/22	6	13/04/22
2.2	Etude de raideur sous chargement définis dans CDC / présentations des résultats	14/04/22	6	21/04/22
2.3	Etude dynamique sous conditions aux limites définis dans CDC / présentations des résultats	22/04/22	6	29/04/22
2.4	Etude statique sous chargement définis dans CDC / présentations des résultats	30/04/22	6	10/05/22
<b>3 Etude support pompe carburant / modèle taille masse</b>		<b>11/05/22</b>	<b>17</b>	<b>31/05/22</b>
3.1	Maillage / conditions aux limites / chargement	11/05/22	5	17/05/22
3.2	Etude de raideur sous chargement définis dans CDC / présentations des résultats	18/05/22	4	23/05/22
3.3	Etude dynamique sous conditions aux limites définis dans CDC / présentations des résultats	24/05/22	4	27/05/22
3.4	Etude statique sous chargement définis dans CDC / présentations des résultats	28/05/22	4	02/06/22
<b>4 Présentation + Rapport</b>		<b>03/06/22</b>	<b>21</b>	<b>29/06/22</b>
4.1	Présentation - étape 1 (formation)	03/06/22	3	07/06/22
4.2	Présentation - étape 2 (étude du modèle fonderie)	08/06/22	3	10/06/22
4.3	Présentation - étape 3 (étude du modèle taille masse)	11/06/22	5	17/06/22
4.4	Présentation - étape 2 et 3 (synthèse de comparaison)	18/06/22	5	24/06/22
4.5	Présentation - étape 4 (méthodologie workbench / ansys apprise)	25/06/22	5	01/07/22

# Chapitre 3 : Études statique et dynamique

---

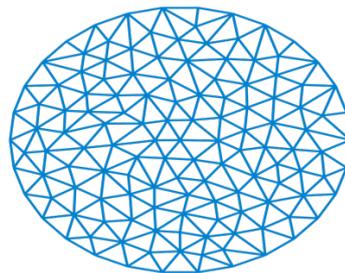
## I. Introduction :

Ce chapitre décrit de manière exhaustive le passage de modèle en fonderie au modèle en taille masse du support pompe carburant du TRENT 500. Le calcul sera divisé en deux parties : la première partie sera consacrée au calcul statique ( raideur , contraint sur le support ), tandis que la deuxième partie sera consacrée au calcul dynamique , pour voir l'influence de certains paramètres comme la température ,les charges, les condition au limites , le matériaux , etc.

Le calcul sera effectué à l'aide du logiciel **Workbench ANSYS V2021R2** .

### 1. Définition de maillage :

Un maillage est la discrétisation spatiale d'un milieu continu, ou aussi, une modélisation géométrique d'un domaine par des éléments proportionnés finis et bien définis. L'objet d'un maillage est de procéder à une simplification d'un système par un modèle représentant ce système et, éventuellement, son environnement, dans l'optique de simulations de calculs ou de représentations graphiques.



**Figure 39:**Maillage d'un disque par des triangles (triangulation).

Les éléments peuvent être tous de même nature - triangles, par exemple - ou de natures différentes - triangles et quadrilatères - auquel cas le maillage est dit hybride. Le plus fréquent est que les éléments soient linéaires, c'est-à-dire des polytopes conformes à la définition usuelle du triangle, tétraèdre, etc... mais il se peut aussi qu'ils soient polynomiaux de degré 2 ou plus, auquel cas on parle de maillage d'ordre (géométrique) élevé.

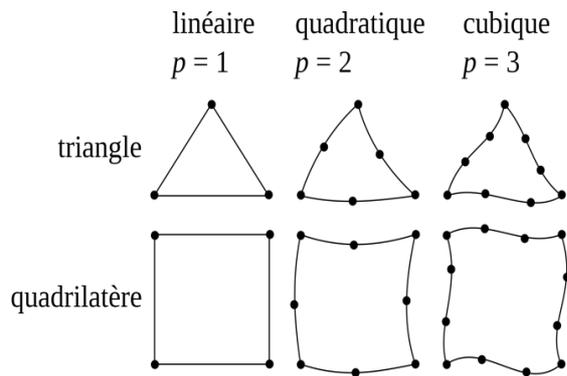


Figure : Principaux types d'éléments utilisés en 2D

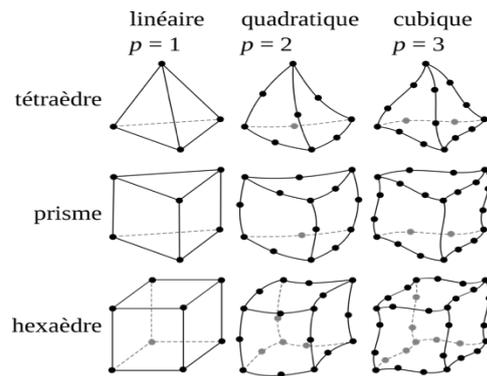


Figure : Principaux types d'éléments utilisés en 3D

## 2. Définition de raideur :

La raideur est la caractéristique qui indique la résistance à la déformation élastique d'un corps plus une pièce est raide, plus il faut lui appliquer un effort important pour obtenir une déflexion donnée. Dans certains secteurs, son inverse est appelé souplesse ou flexibilité. Pour d'autres, la souplesse est définie par au moins deux données, « l'amplitude » et « la force nécessaire au mouvement ». De ce fait, la souplesse ne peut rigoureusement pas être l'inverse de la raideur. La souplesse est une propriété extensive. On réserve le terme apparenté rigidité pour indiquer une raideur infinie.

La raideur, notée  $k$ , exprime la relation de proportionnalité entre la force  $F$  appliquée en un point et la déflexion  $x$  résultante en ce point :

$$k = \frac{F}{x}$$

où

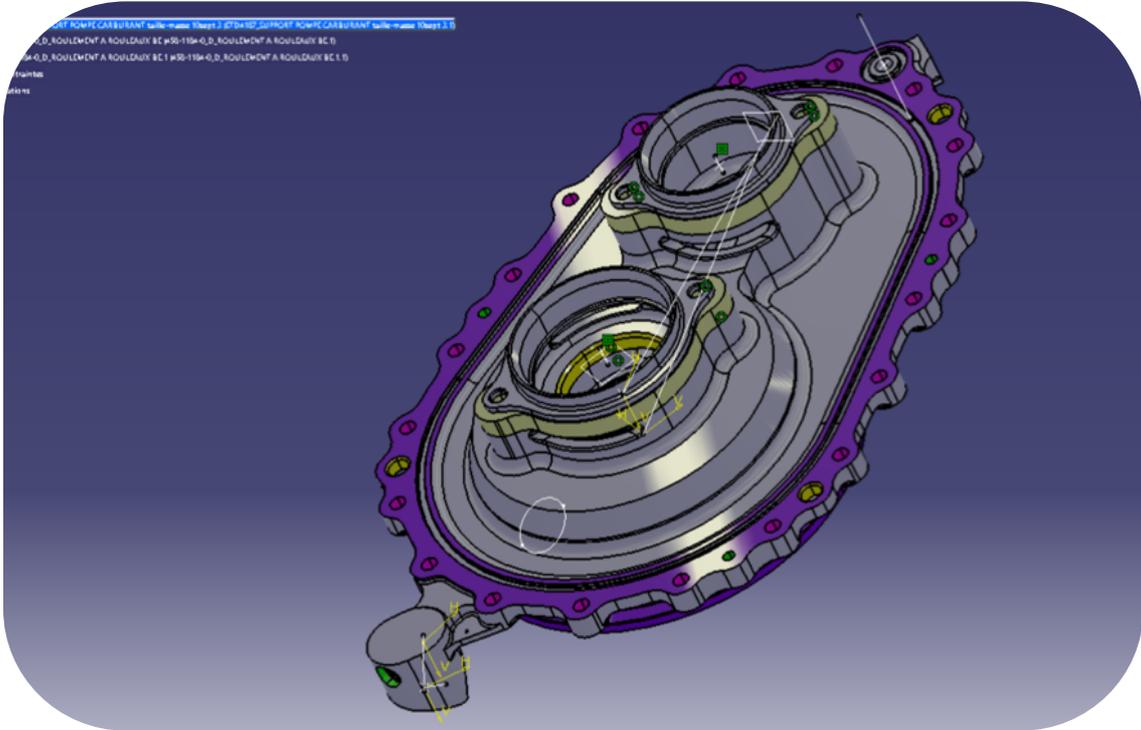
$F$  est la force appliquée ;

$x$  est la déflexion de la structure au point considéré.

## II. Données d'entrées :

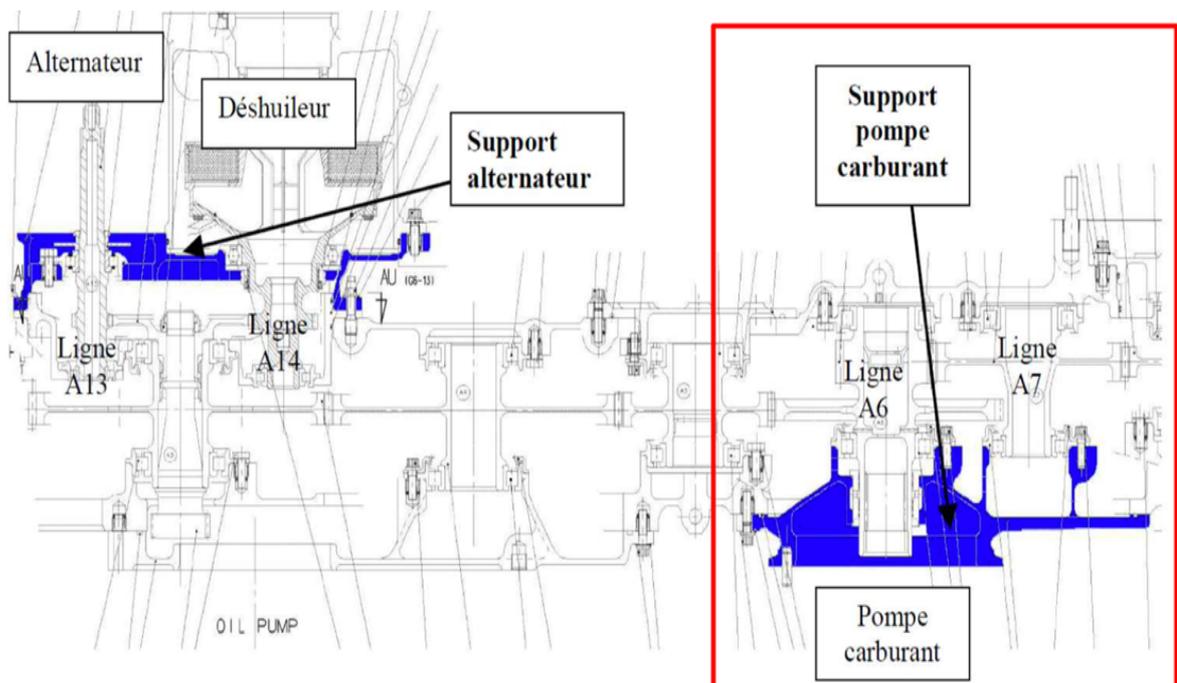
Les données d'entrée sont les suivantes :

- Modèles 3D de la pièce équipée,



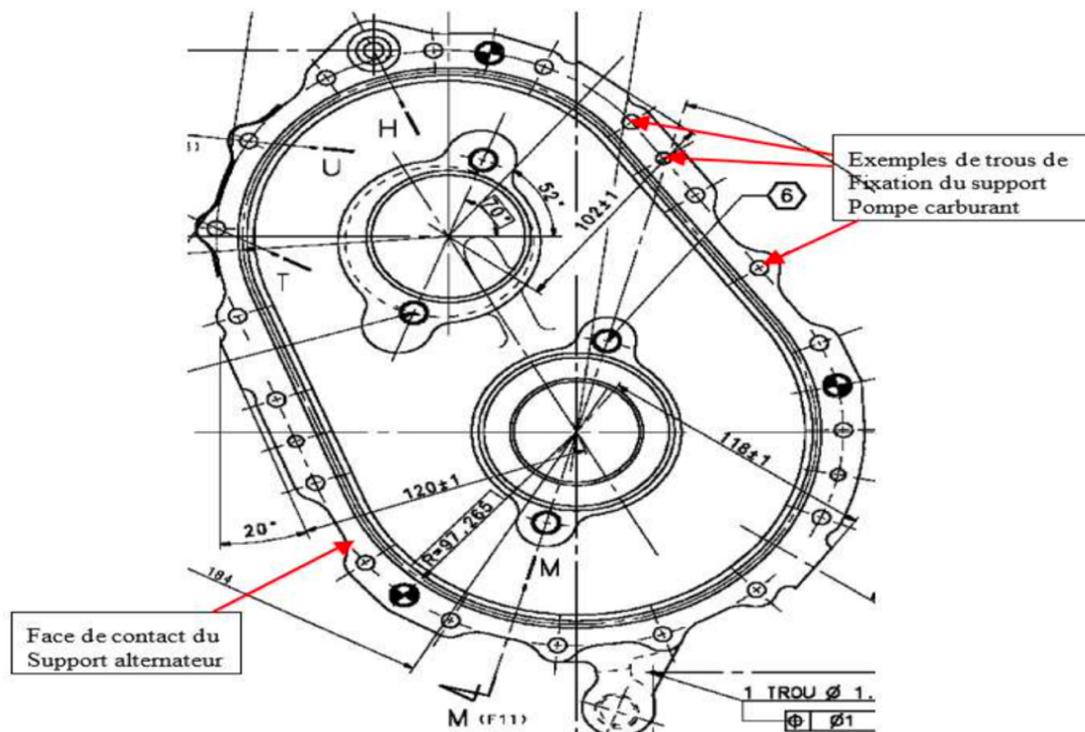
**Figure 40 :** Dessin de définition d'une partie d'AGB

- Plans d'ensemble de l'EGB,



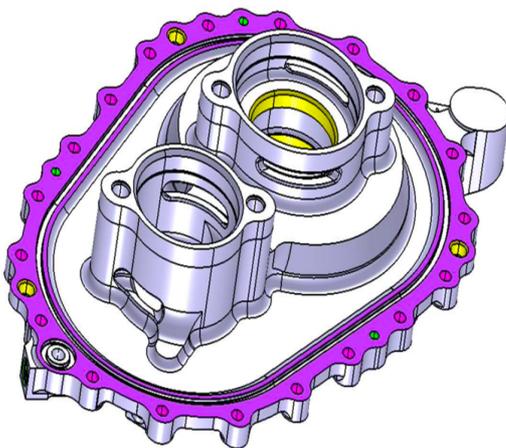
**Figure 41:** Dessin de définition d'une partie d'AGB

➤ Plans 2D de spécification des roulements à rouleaux montés sur les lignes A6, A7.

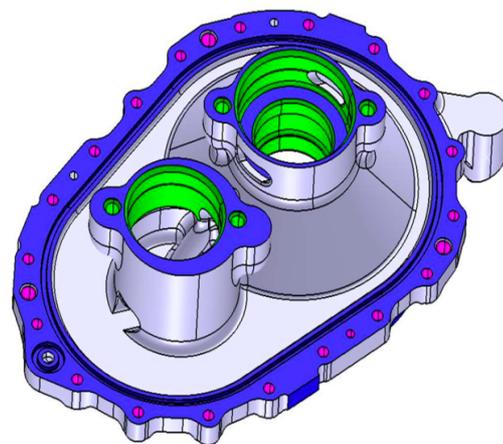


**Figure 42:** Vue de face de modèle taille masse

➤ Modèles 3D de spécification des roulements à rouleaux montés sur les lignes A6, A7.



**Figure 44:** Mode 3D modèle taille masse



**Figure 43:** Mode 3D modèle fonderie

➤ *Matériaux(2618A):*

Le choix des matériaux est une tâche fondamentale et très complexe. En effet, dans un nombre important de cas, il ne concerne pas seulement un aspect purement technique répondant à des exigences fonctionnelles, mais aussi à des attentes relevant des préférences des utilisateurs dans le cadre d'un marché spécifique. Ainsi, le choix des matériaux doit être analysé sous l'angle de l'ingénierie de matériaux mais aussi sur celle du design industriel, et tenir compte de toutes les informations qui lui seront associées.

Il est impératif d'effectuer le choix du couple matériau- procédé à partir des critères du cahier des charges et dans un contexte de développement durable.

- Le produit demande certaines performances de la part du matériau
- Le procédé impose des contraintes de fabrication ou de construction.

**2618A:** L'aluminium 2618A est un alliage à haute résistance contenant à la fois du cuivre (2%) et du magnésium (1,5%), conférant une bonne usinabilité et une bonne résistance aux attaques atmosphériques. En raison de sa capacité à fonctionner dans des applications à des températures plus élevées, le 2618A est couramment utilisé pour les pistons et les pièces d'avion en rotation. Alors qu'il s'agit traditionnellement d'un alliage aérospatial, il est devenu très populaire dans la production de pistons de course automobile et d'autres applications critiques de haute technologie .

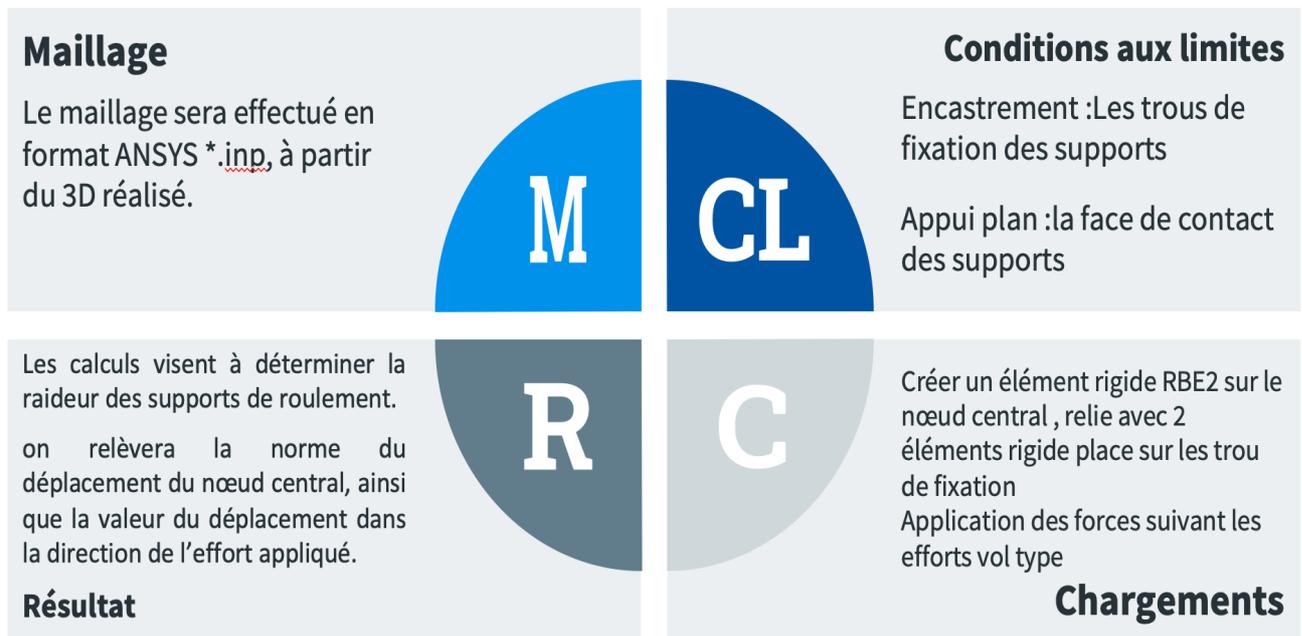
• Propriétés mécaniques typiques :

Matériel	Taille	Diamètre (mm)	Résistance à la traction min (N/mm <sup>2</sup> )	Limite d'élasticité min (N/mm <sup>2</sup> )	Allongement en 50 mm %
Alliage 2618A	Barre extrudée	<10	400	320	5

- Coefficient de Poisson :0,33
- Module de Young :75000MPa

Ansys aide les entreprises à numériser les connaissances de leur entreprise sur les matériaux, à choisir les bons matériaux pour leurs produits et à fournir des ressources pour l'éducation aux matériaux .

### III. Démarche de solution :



### IV. Détermination de la constante de raideur du support pompe carburant :

#### 1. Introduction :

L'objectif est de proposer un nouveau design pour le support pompe carburant équipant les EGB Trent, afin de permettre un passage en taille masse (machine conventionnelle), au lieu des pièces de fonderie actuelles.

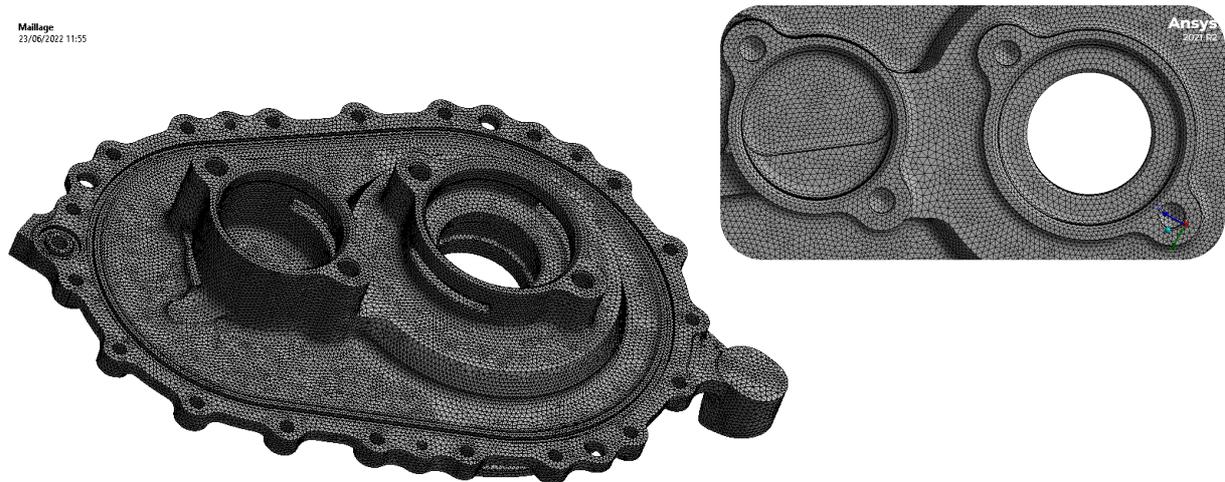
A noter qu'une étude sur le modèle fonderie est déjà été réalisée, donc on se base dans notre étude sur cette module pour comparais nous résultat avec la nouvelle module taille masse .

Le niveau de raideur du support devra être identique à celui du support de fonderie.

#### 2. Maillage :

On utilisé le tétraèdres comme méthode , le maillage sera raffiné aux abords des supports de roulement des lignes A6 et A7, notamment au niveau des lumières de lubrification et des trous de fixation pour réaliser des calculs de contact entre les bagues extérieures de roulement et les supports.

Le maillage sera effectué en format ANSYS \*.inp .



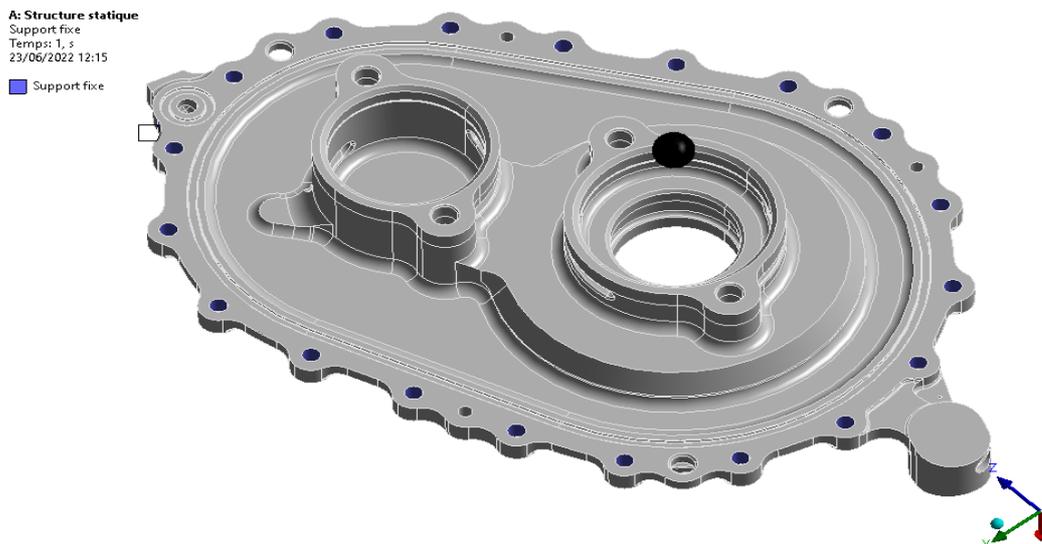
**Figure 45:**Maillage effectuée par ansys

### 3. Conditions aux limites :

En mécanique, la position d'une pièce par rapport à une autre doit souvent être précise, afin d'avoir une structure respectant les dimensions définies ou un mécanisme qui fonctionne bien.

Suivant à la mise en position de la pièce ont appliqué un encastrement sur les trous de fixation avec le carter EGB, ainsi un appui plan sur la face de contact des supports contre le carter EGB.

Encastrement :Les trous de fixation des supports :



**Figure 46:**Encastrement sur les trous de fixation

Appui plan : la face de contact des supports :

A: Structure statique  
 Déplacement distant  
 Temps: 1, s  
 23/06/2022 12:22

■ Déplacement distant  
 Composantes: 0, Libre, Libre mm  
 Rotation: Libre, 0, 0, °  
 Emplacement: 5,9588e-013, 19,811, 42,493 mm

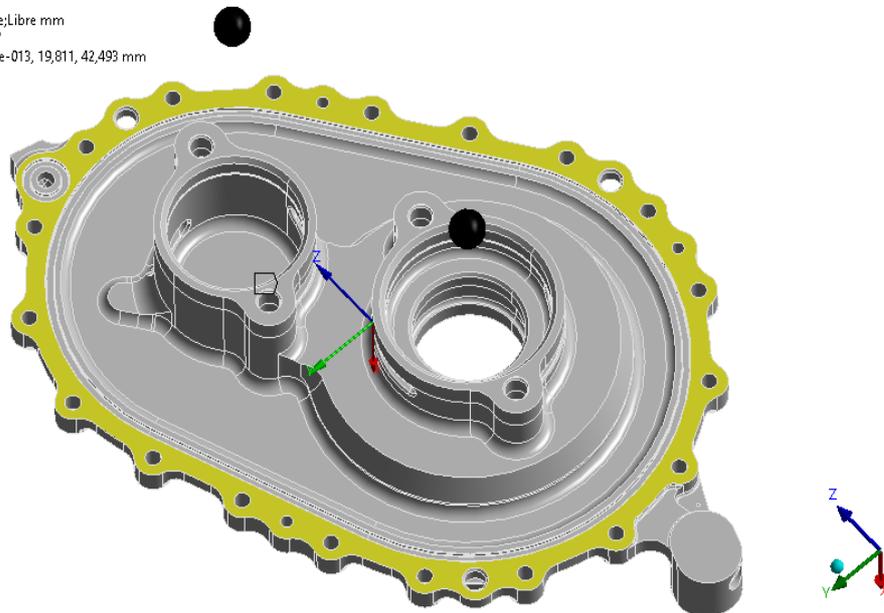


Figure 47: Appui plan sur surface de contact

4. Les charges appliquée :

Passant au chargement appliqué, on a créé des élément rigide (RBE2) pour relié les nœuds centrale des accueils de roulement A6 et A7 avec les points distants (RBE2) des trous de fixation, après on a appliqués les charge suivant les efforts vol type, Ce sens est défini par les flèches sur les schémas ci-dessous.

A: Structure statique  
 F2 A6  
 Temps: 1, s  
 23/06/2022 12:24

■ F1 A7: 1, N  
 ■ F1 A6: 1, N  
 ■ F2 A6: 1, N

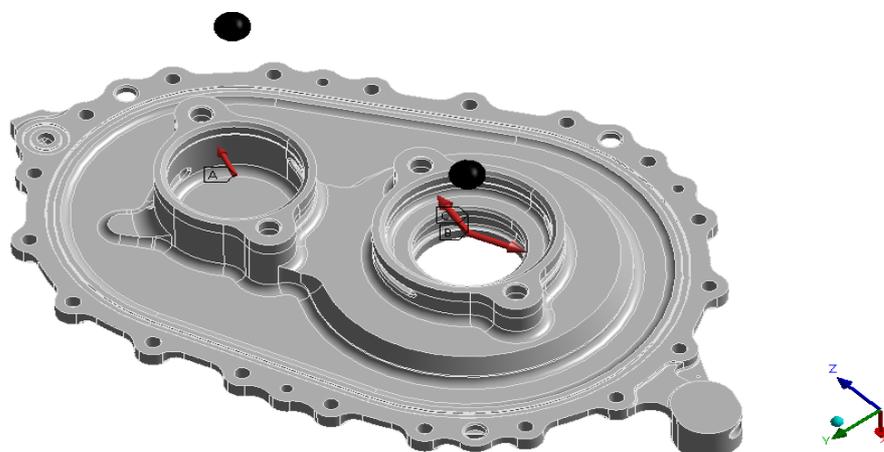


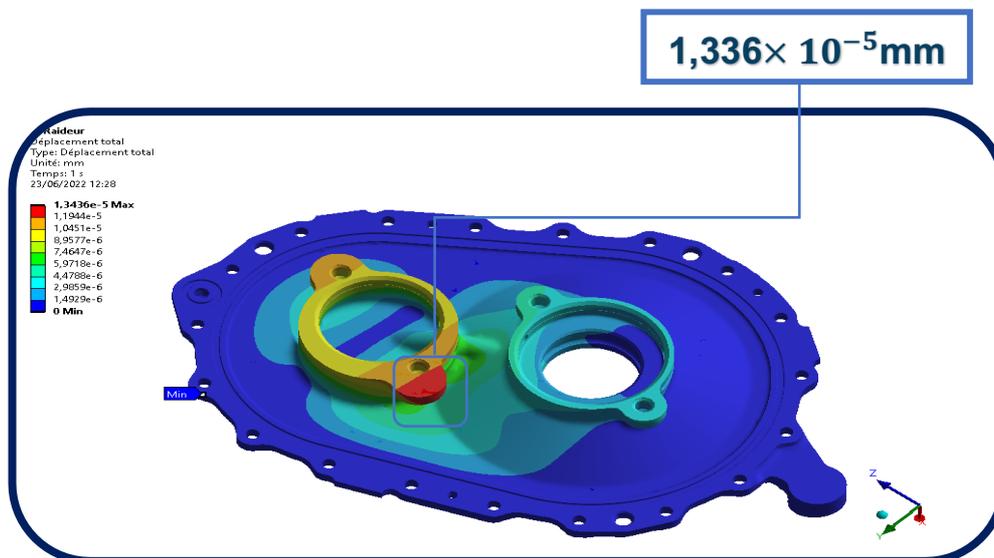
Figure : les charges applique sur les accuelles des roulement

Chargements	Valeur en N
<b>Force 1 A6 (77°)</b>	1
<b>Force 2 A6 (-68°)</b>	1
<b>Force 1 A7 (70°)</b>	1

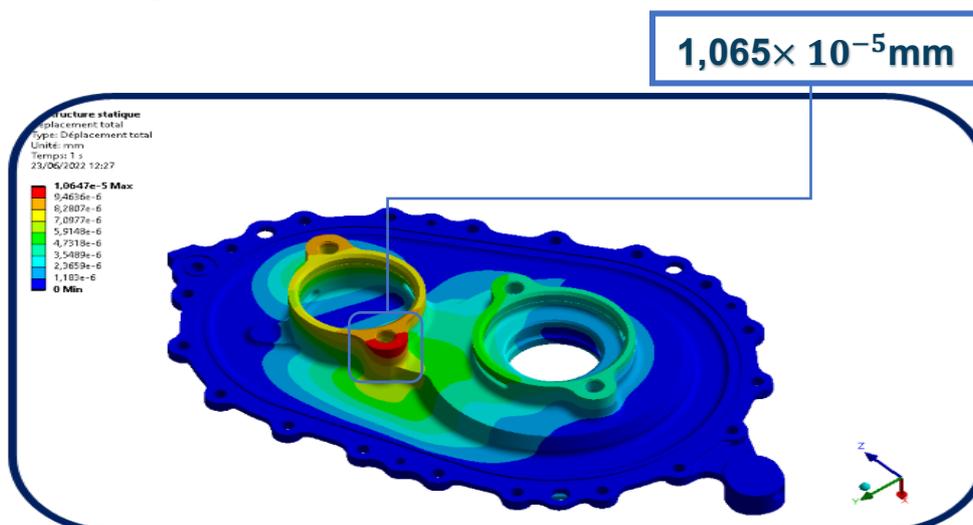
## 5. Résultat

### a) Déformation totale :

Les calculs visent à déterminer la raideur des supports de roulement. Pour chaque calcul, on relèvera la norme du déplacement du nœud central, ainsi que la valeur du déplacement dans la direction de l'effort appliqué. La raideur sera déterminée en utilisant le déplacement dans la direction de l'effort appliqué (Raideur = 1N / Déplacement du nœud central dans la direction de l'effort). Les raideurs pour chaque cas de calcul seront présentées.



**Figure 48:** Déformation totale modèle fonderie



**Figure 49 :** Déformation totale modèle taille masse

b) Calcul de raideur :

Le modèle réalisé en fonderie :

<b>Les forces appliqués</b>	<b>Force 1 A6 (77°)</b>	<b>Force 2 A6 (-68°)</b>	<b>Force 1 A7 (70°)</b>
<b>Déplacements suivant les efforts vol type(mm)</b>	<b>1,77E-06</b>	<b>2,60E-06</b>	<b>8,19E-06</b>
<b>la Raideur pour chaque force (N/mm)</b>	<b>5,65E+05</b>	<b>3,84E+05</b>	<b>1,22E+05</b>

Tableau 1:Résultat de raideur pour modèle fonderie

Le modèle réalisé en taillé masse (usinage) :

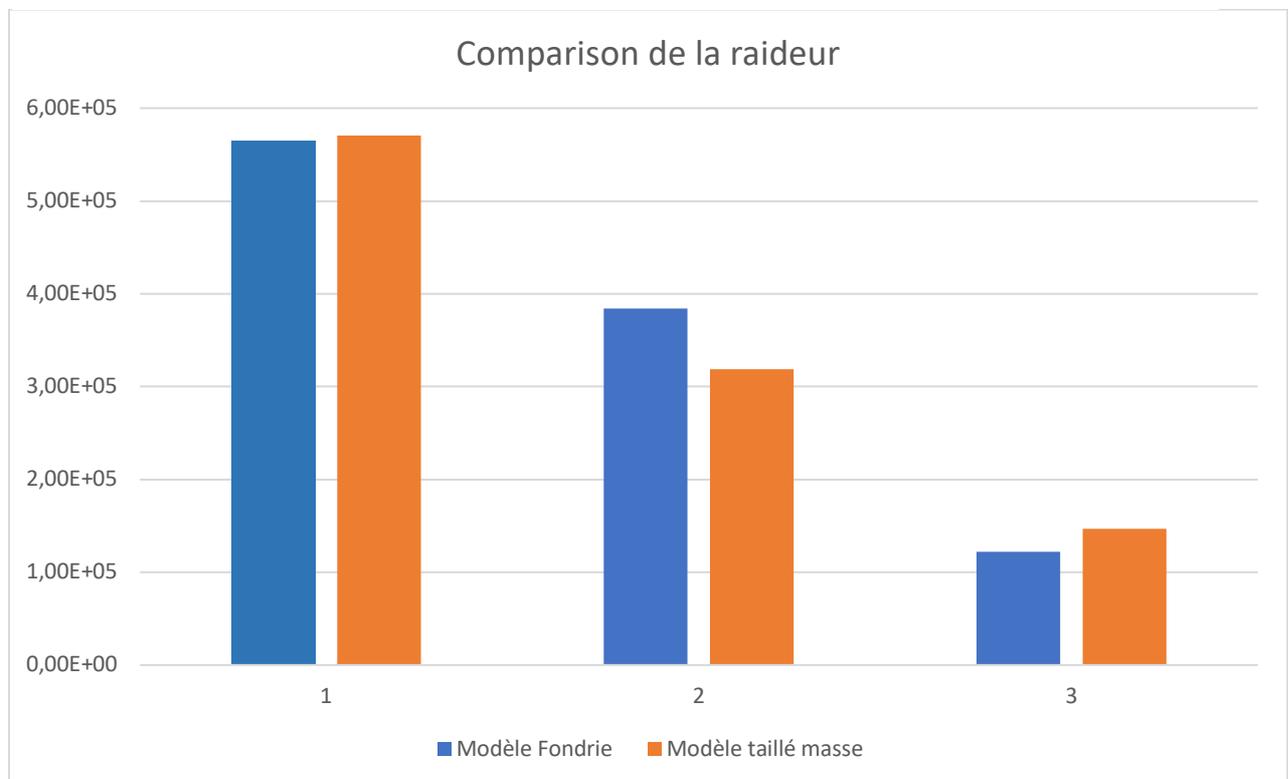
<b>Les forces appliqués</b>	<b>Force 1 A6 (77°)</b>	<b>Force 2 A6 (-68°)</b>	<b>Force 1 A7 (70°)</b>
<b>Déplacements suivant les efforts vol type(mm)</b>	<b>1,75E-06</b>	<b>3,13E-06</b>	<b>6,81E-06</b>
<b>la Raideur pour chaque force (N/mm)</b>	<b>5,71E+05</b>	<b>3,19E+05</b>	<b>1,47E+05</b>

Tableau 2:Résultat de raideur pour modèle taille masse

Comparaison de la raideur entre les deux modèles :

Raideur		
Modèle Fonderie	Modèle taillé masse	Écart
5,65E+05	5,71E+05	1%
3,84E+05	3,19E+05	-17%
1,22E+05	1,47E+05	20%

**Tableau 3: comparaison des résultats de raideur pour les deux modèles**



**Figure 50: comparaison des résultats de raideur pour les deux modèles**

*c) Conclusion :*

Après avoir simulé les résultats statiques, on voit la valeur maximale de déformation totale critique au niveau du trou de fixation de la ligne A7 ( $\epsilon_1 = 1,336 \times 10^{-5} \text{ mm}$ ,  $\epsilon_2 = 1,065 \times 10^{-5} \text{ mm}$ ), ce qui montre que le nouveau module résiste plus par rapport à l'enceinte. Passant maintenant aux raideurs, notre objectif est de faire une comparaison de module taillé massé par rapport au module fonderie, pour le premier et le troisième cas de charge la raideur de la taillée masse dépasse celle de fonderie, sauf le deuxième cas de charge, alors on va passer au calcul dynamique pour déterminer la cause de cette différence au niveau du deuxième cas de charge.

## V. Calcul de structure MODAL :

L'analyse modale permet d'obtenir les fréquences propres d'une pièce ou d'une structure dans son milieu : air, eau, ... avec sa déformée.

### 1. Rappelle :

L'équation linéaire du mouvement pour une vibration libre, non amortie, est la suivante :

$$[M]\{\ddot{u}\} + [K]\{u\} = \{0\}$$

Supposons un mouvement harmonique :

$$\begin{aligned}\{u\} &= \varnothing \sin(\omega t + \theta) \\ \{\ddot{u}\} &= -\omega^2 \varnothing \sin(\omega t + \theta)\end{aligned}$$

En substituant  $\{u\}$  et  $\{\ddot{u}\}$  dans l'équation directrice donne une équation de valeur propre :

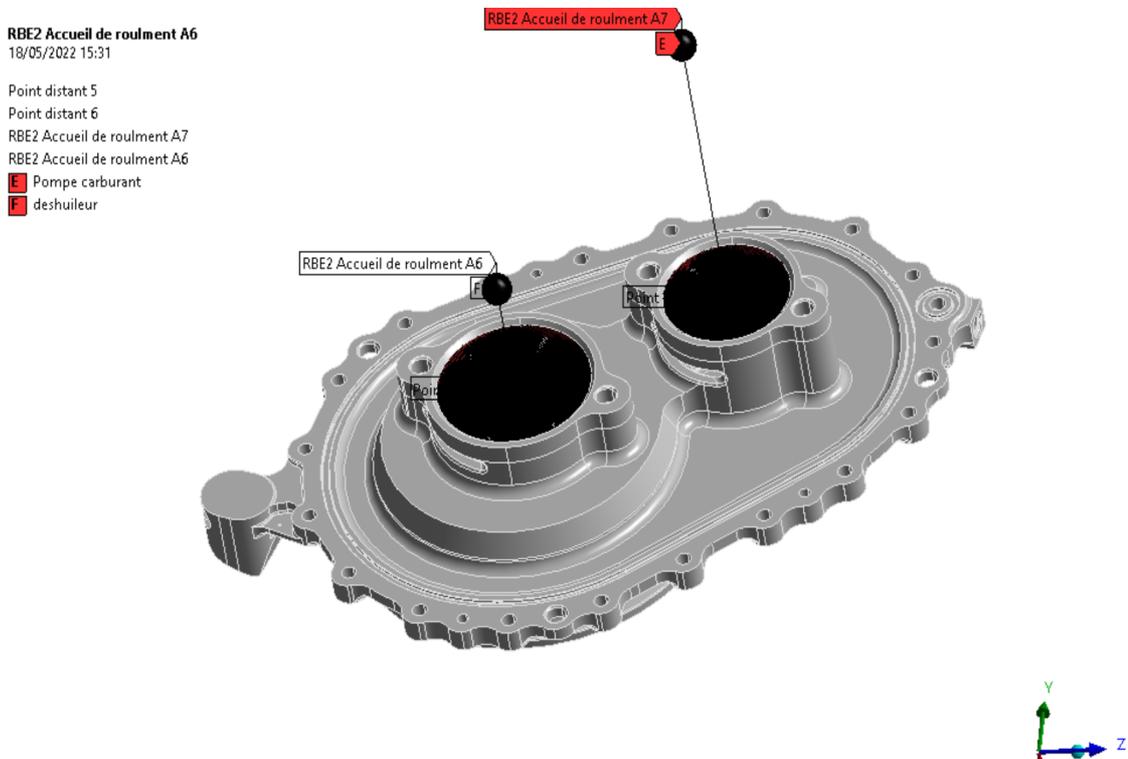
$$([K] - \omega^2[M])\{\varnothing\} = 0$$

Alors on va résoudre cette équation pour les modes propres de chaque modèle.

### 2. Chargement :

Création des masses :

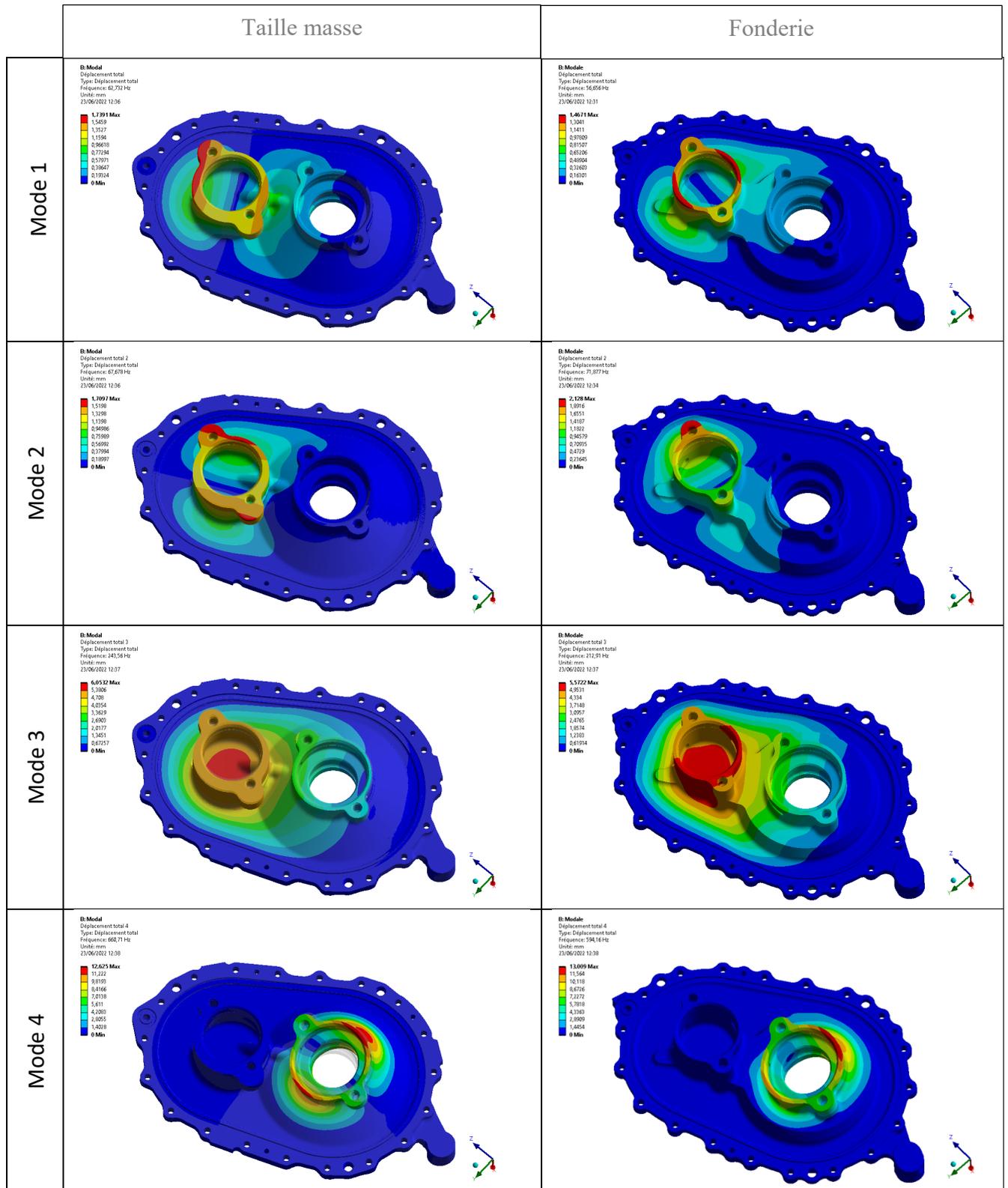
- Pompe carburante modifiée de 36,3 kg à 37,7 kg, Son porte-à-faux est de 157 mm.
- Déshuileur est de 2,43 kg, son porte-à-faux du PMA est de 62 mm.

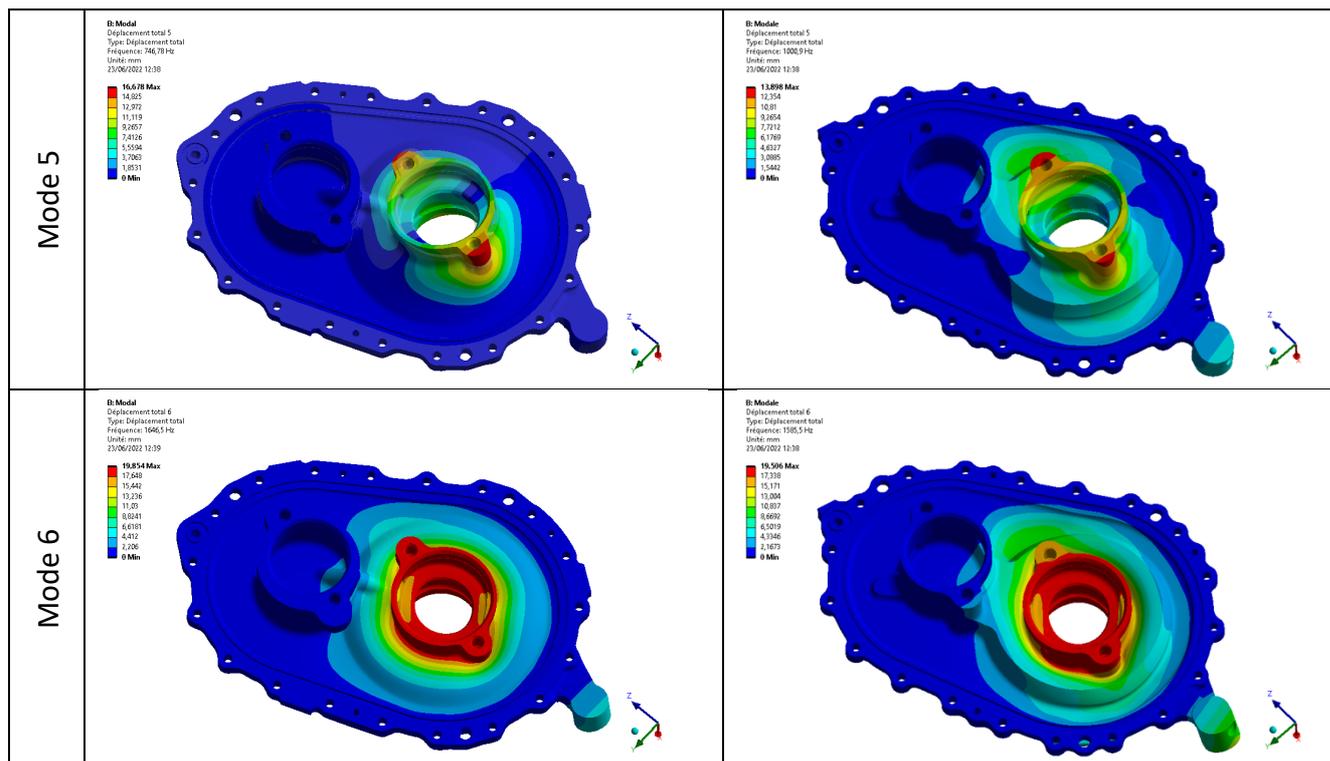


**Figure 51:** l'élément rigide et les masses applique

### 3. Résultats :

Visualisation de la déformée avec une amplification de 6.



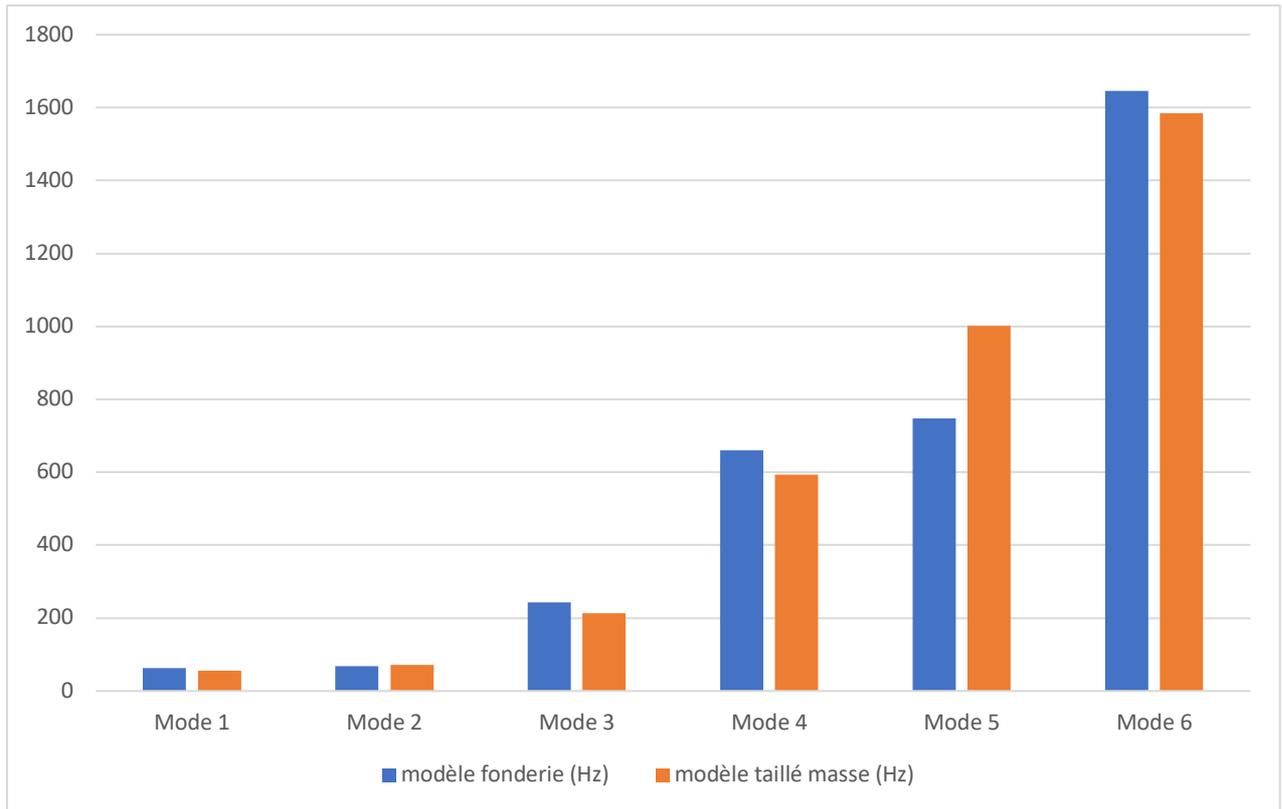


#### 4. Comparaison des modes :

Nous comparons les solutions obtenues en dynamique modale sur base avec différents modes .

Les modes propres	Modèle fonderie (Hz)	Modèle taillé masse (Hz)	Écart
<b>Mode 1</b>	<b>62,732</b>	<b>56,656</b>	<b>-10%</b>
<b>Mode 2</b>	<b>67,678</b>	<b>71,877</b>	<b>6%</b>
<b>Mode 3</b>	<b>243,56</b>	<b>212,91</b>	<b>-13%</b>
<b>Mode 4</b>	<b>660,71</b>	<b>594,16</b>	<b>-10%</b>
<b>Mode 5</b>	<b>746,78</b>	<b>1000,9</b>	<b>34%</b>
<b>Mode 6</b>	<b>1646,5</b>	<b>1585,5</b>	<b>-4%</b>

**Tableau 4:** Comparaison des modes propre pour les deux modèles



**Figure 52:** comparaison des modes propre pour les deux modèle

### 5. Conclusion :

La figure ci-dessus donne les courbes obtenues par l'analyse de six modes .les écarts constatés entre les deux courbes sont plus importants pour cinquième mode (34%). les résultats montre que les deux modules déplace par la même façon avec des fréquences propre très proches entre eux ,Les deux courbes obtenues sont très proches l'une de l'autre , cela veut dire que le module taille masse est acceptable .

## VI. Calcul de contrainte sur le support :

### 1. Introduction :

Si plusieurs forces sont exercées simultanément sur un matériau, celui-ci peut tendre à se déformer de différentes façons. On appelle contrainte l'effet que ces forces ont sur le matériau.

### 2. Assemblage :

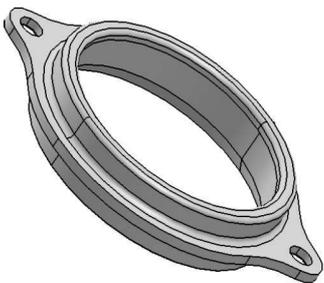


Figure :Bague extérieures de roulement de ligne A6

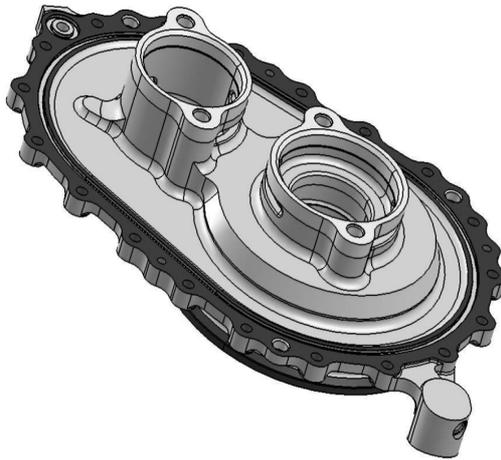
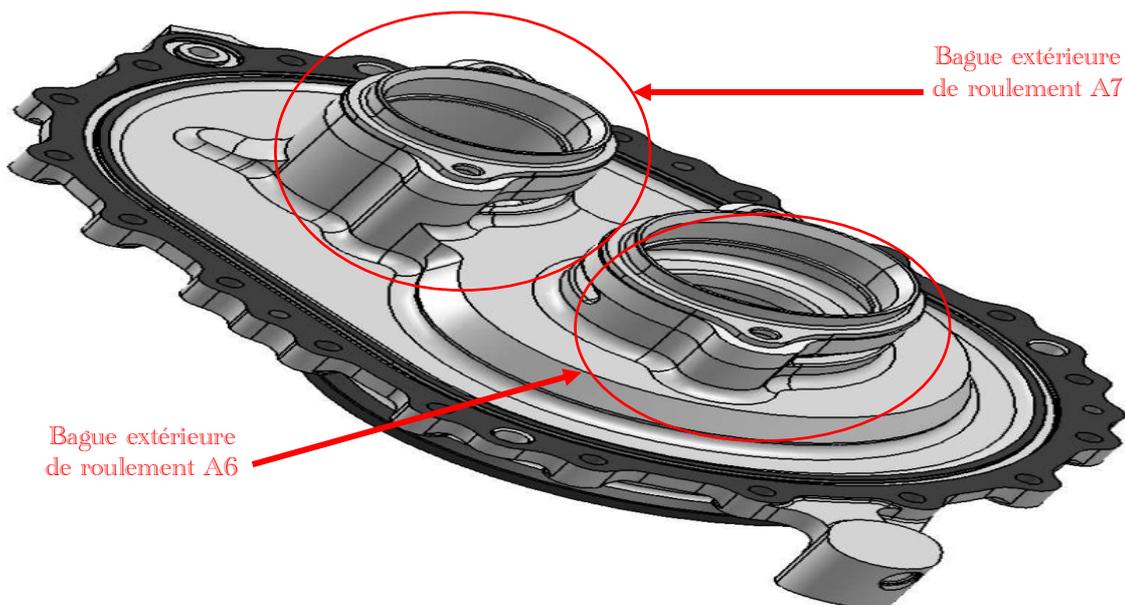


Figure :Support de pompe



Figure :Bague extérieures de roulement de ligne A7

=

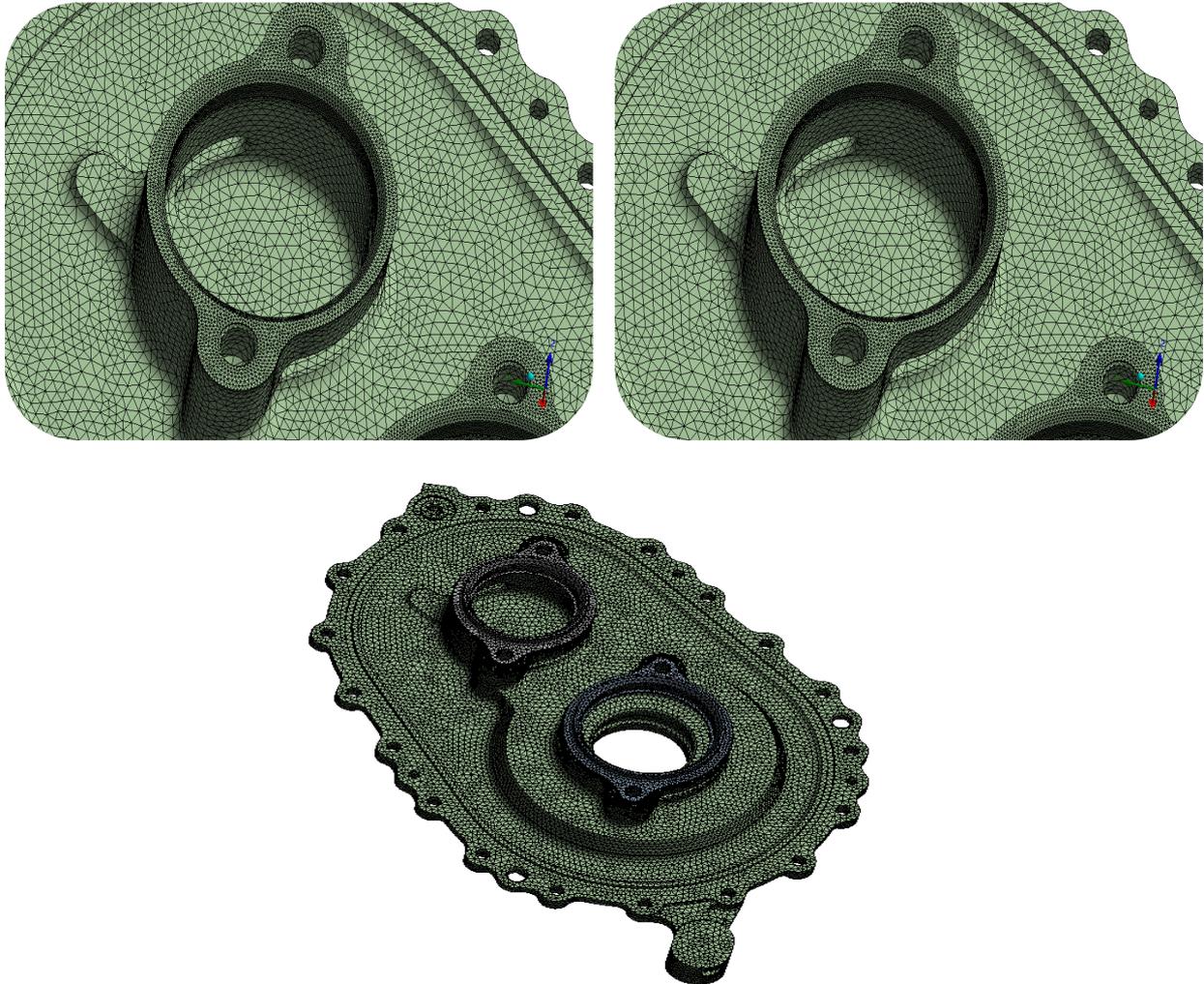


**Figure 53:**Assemblage de modèle taille masse

### 3. Maillage :

Les bagues extérieures des roulements des lignes A6, A7 seront assemblées sur les supports de roulement correspondant. Au contact entre bague extérieure et support, sur le diamètre de centrage, on appliquera un maillage particulier sur les modèles de la bague et du support : le maillage sera défini structuré parabolique. Les arêtes seront courbes et tous les nœuds du maillage de la surface seront placés sur le même diamètre, afin de pouvoir appliquer une condition de contact entre la bague et le support.

L'utilisation du tétraèdre comme méthode de maillage. La diminution de la taille des éléments au niveau des accueils de roulement et aussi dans la face de contact des bagues extérieur.

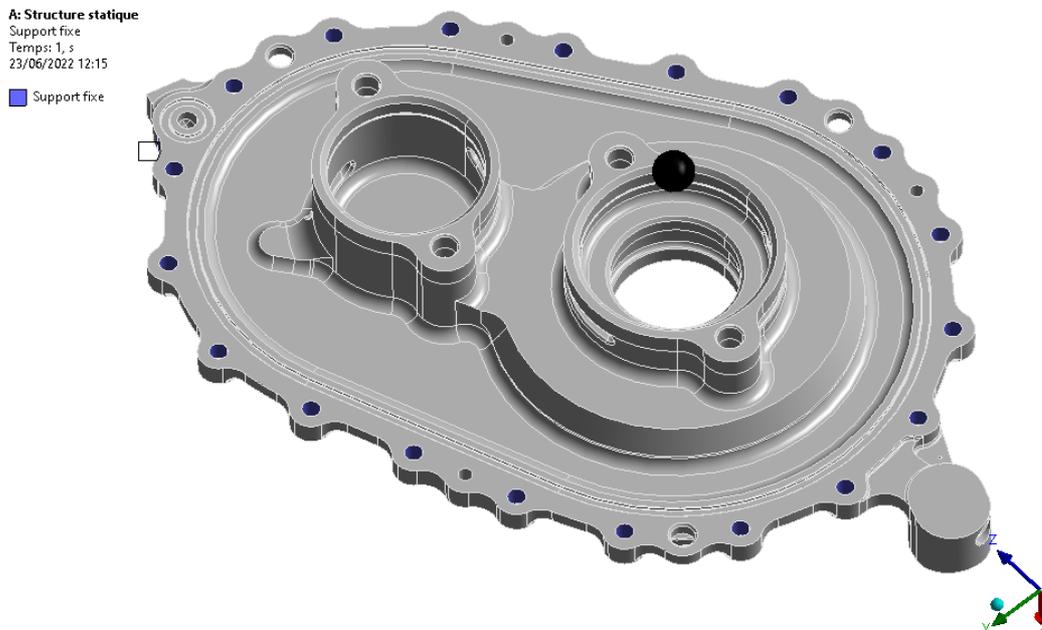


**Figure 54:**Maillage réalisé sur Ansys modèle taille masse assemble avec les bagues des roulements

#### 4. Les conditions aux limites :

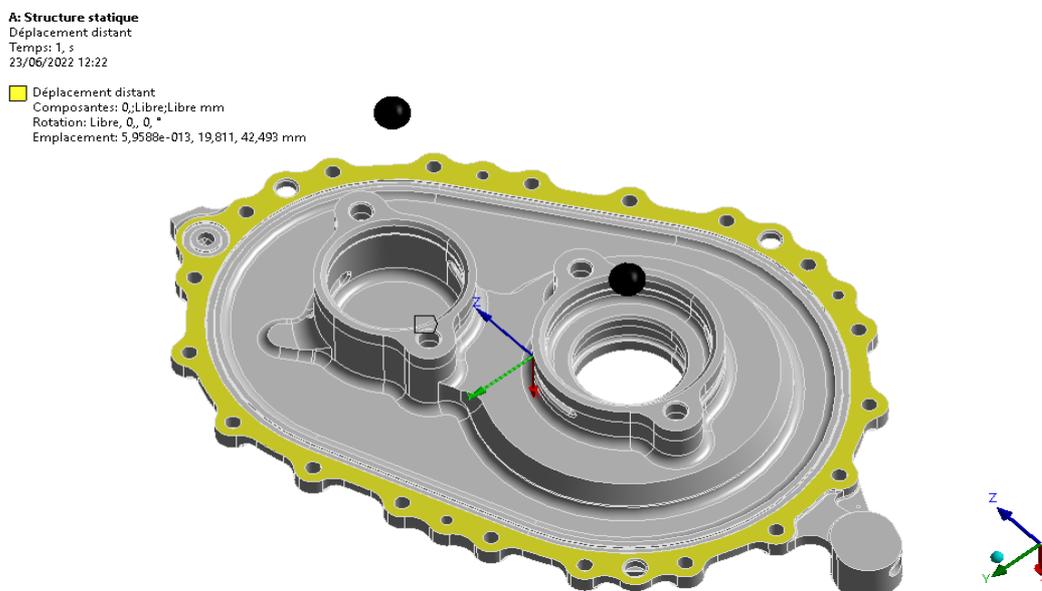
On a appliqué un encastrement sur les trous de fixation, et un appui plan sur la face de contact conter le carter EGB.

Encastrement :Les trous de fixation des supports :



**Figure 55:** Encastrement sur le trou de fixation.

Appui plan :la face de contact des supports :

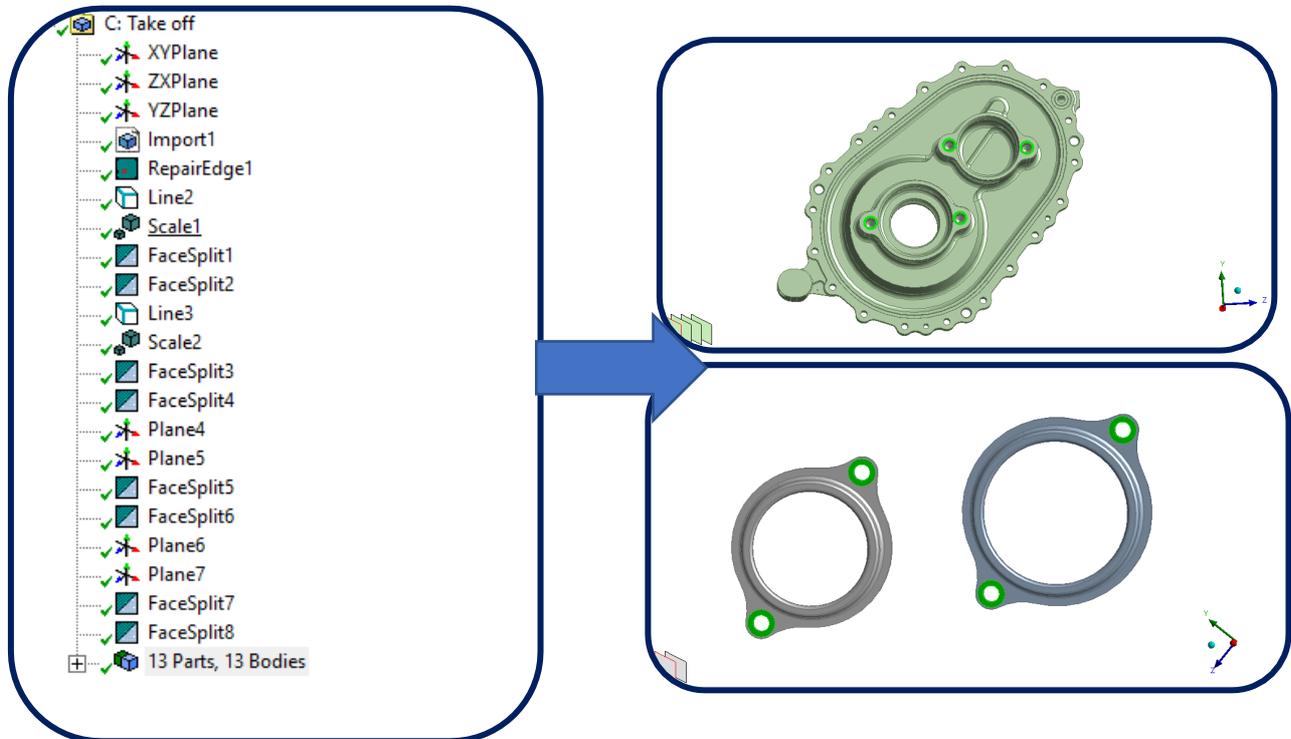


**Figure 56:** Appui plan sur surface de contacte

## 5. Contact :

### i. Contact collé :

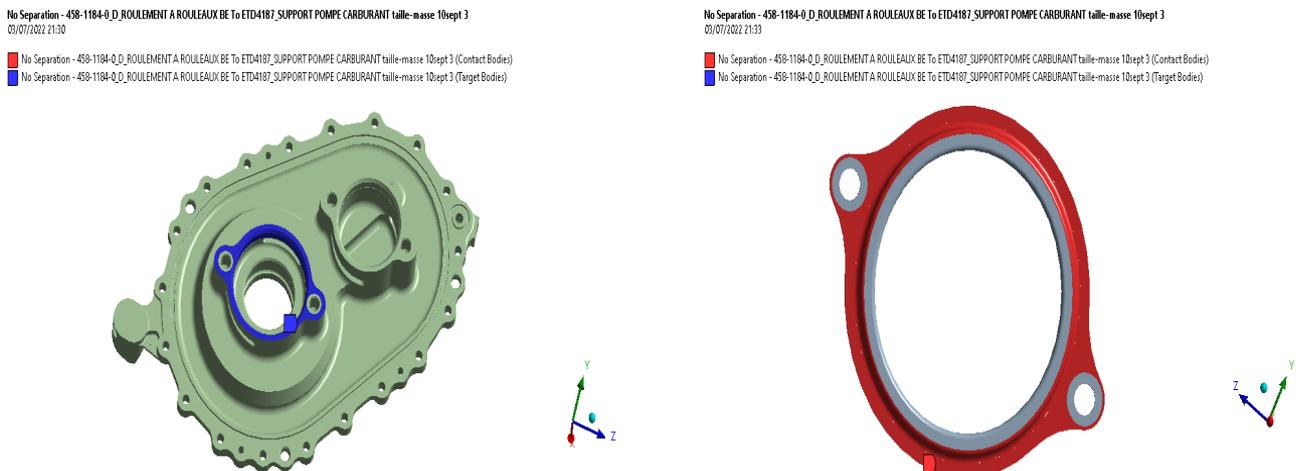
On a extrait les surfaces circulaire autour des trous de fixation et on a appliqué un contact collé pour fixer les bagues extérieures.



**Figure 57:** contact colle sur les roulements

### ii. Contact non sépare

On a sélectionné les faces de contacts des accueils de roulements et les faces de contact de roulement, afin d'Appliqué un contact séparé.



**Figure 58:**Contact non sépare sur les roulements

## 6. Les charges applique :

### i. Take off :

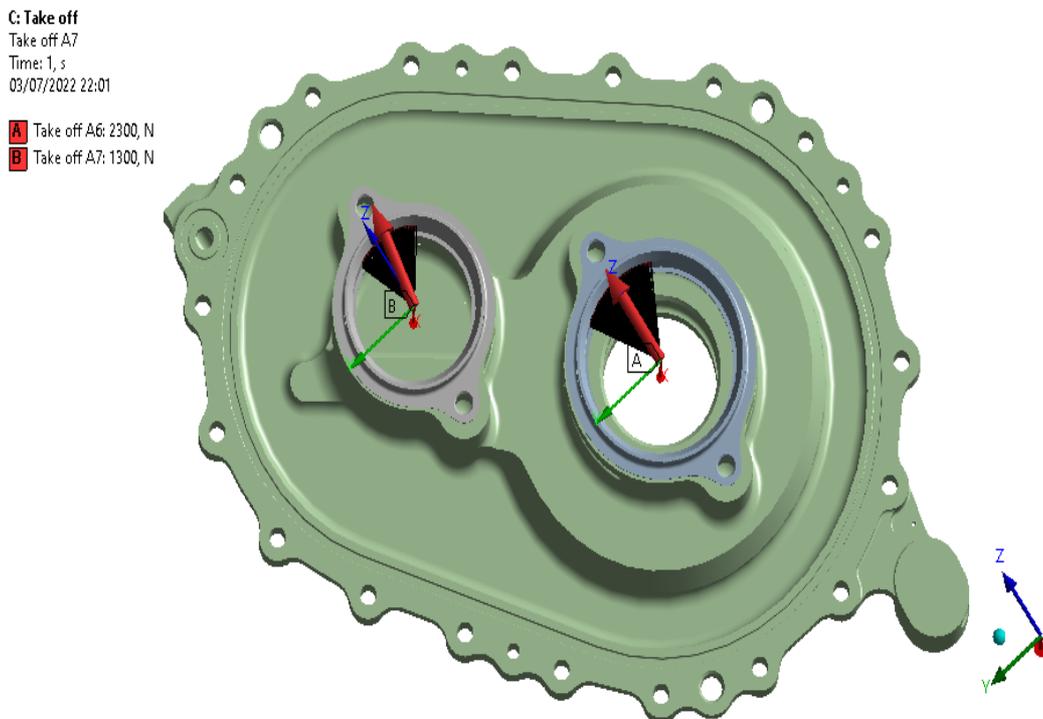
Nœud central relié par RBE3 aux nœuds de la paroi de la bague extérieure du roulement selon un secteur angulaires de 60.

Application des forces de type Take off, le sens est défini par :

	Chargements	valeur en N
<b>A6</b>	<b>Take off (90°)</b>	<b>2300</b>
<b>A7</b>	<b>Take off (80°)</b>	<b>1300</b>

**Tableau 5:**les valeurs de charge de type take off

Les flèches sur les schémas ci-dessous :



**Figure 59:**les flèche des charges (take off )

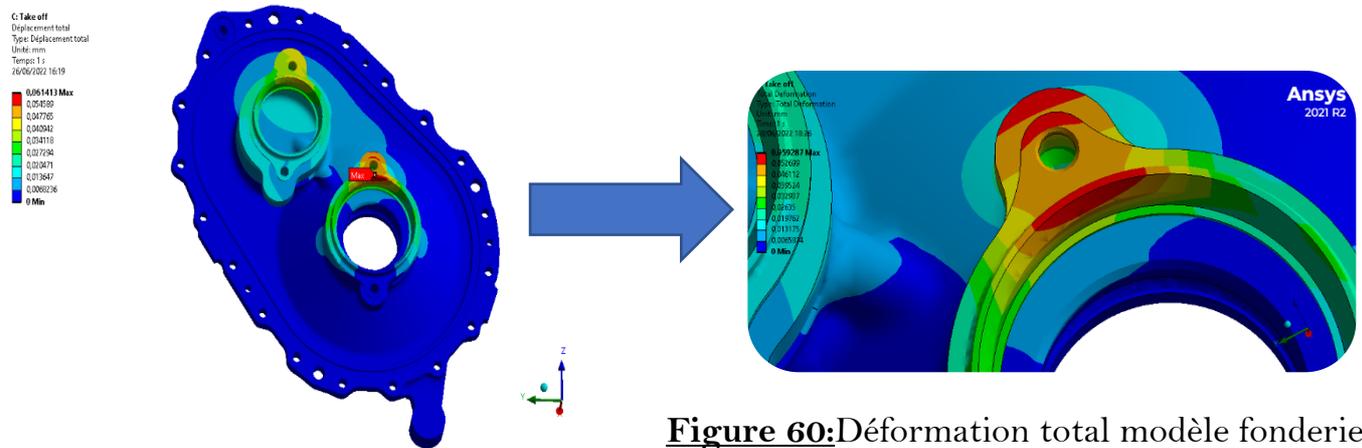
### • Résultats (type "TAKE OFF") :

Les calculs visent à déterminer les contraintes de Von Mises et la déformation dans les supports. Pour chaque calcul on relèvera La marge par rapport à la limite élastique minimale à 130°C sera calculée.

- Déformation :

**Le modèle réalisé en fonderie :**

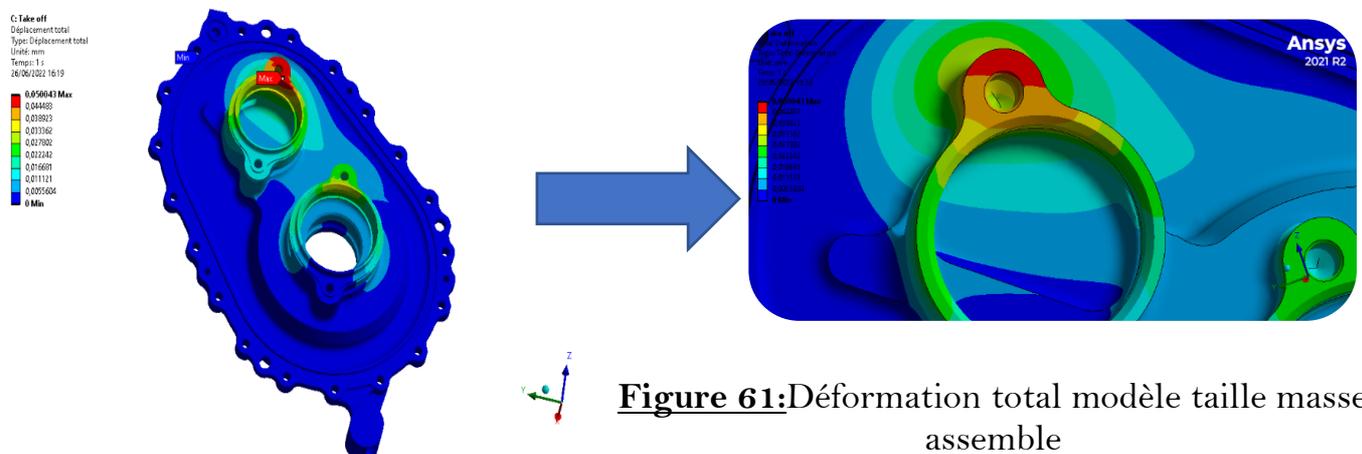
La déformation atteint le maximum dans la zone du trou de fixation de la ligne A6 avec un déplacement de  $5,4632e-002$  mm



**Figure 60:** Déformation total modèle fonderie assemble

**Le modèle réalisé en taillé masse (usinage) :**

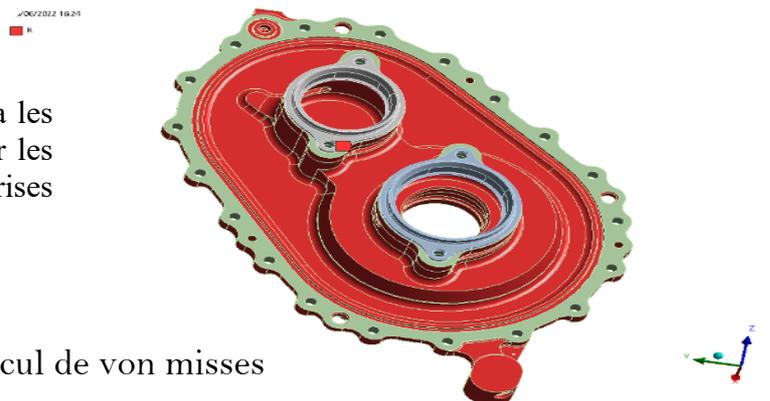
La déformation atteint le maximum dans la zone du trou de fixation de la ligne A7 avec un déplacement de  $4,8127e-002$  mm



**Figure 61:** Déformation total modèle taille masse assemble

- Contraintes de Von mises :

Pour l'analyse des contraintes, on séparera les contraintes réalistes de celles générées par les conditions aux limites, qui ne seront pas prises en compte dans le calcul de la marge.

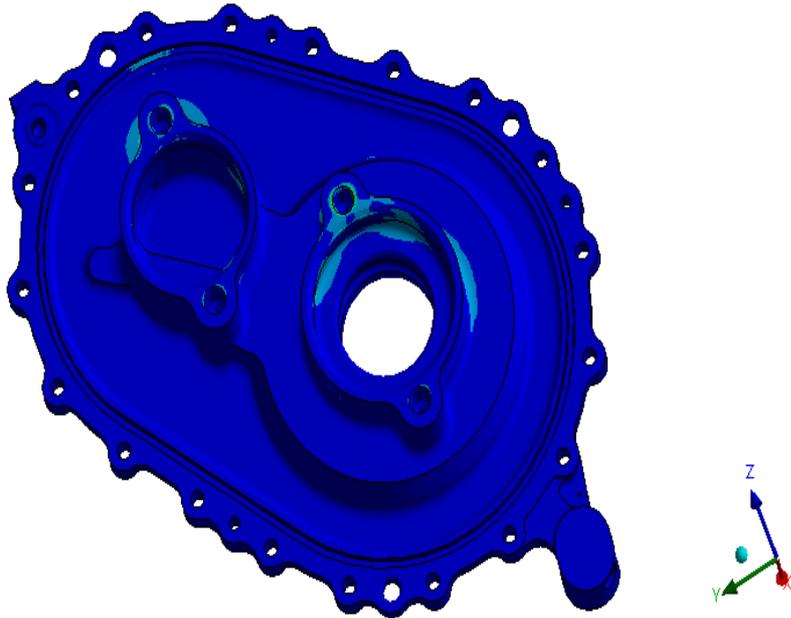
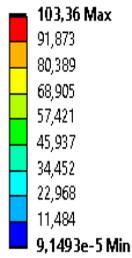


**Figure 62:** partie sélection pour le calcul de von mises



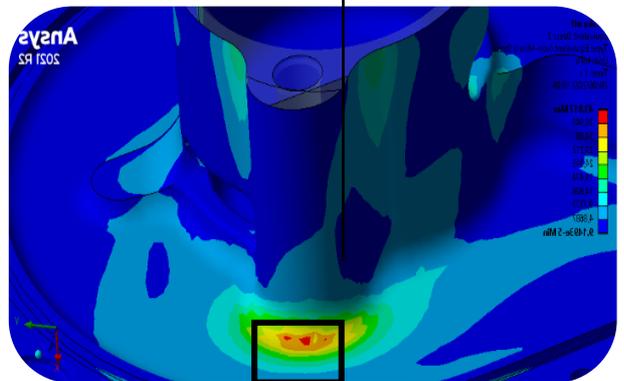
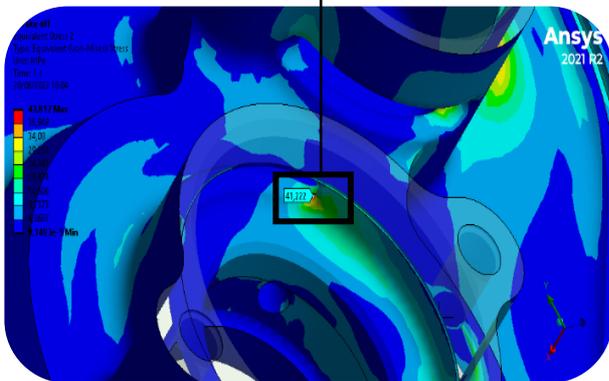
**Le modèle réalisé en taillé masse (usinage) :**

C: Take off  
Equivalent Stress  
Type: Equivalent (von-Mises) Stress  
Unit: MPa  
Time: 1 s  
28/06/2022 17:49



**41,2 MPA**

**43,8 MPA**



Le maximum de la contrainte de von mises est : 43,817 MPa  
La contraint von mises atteint une valeur de 41 ,222 MPa au niveau de la lumière de lubrification.

ii. Shear torque :

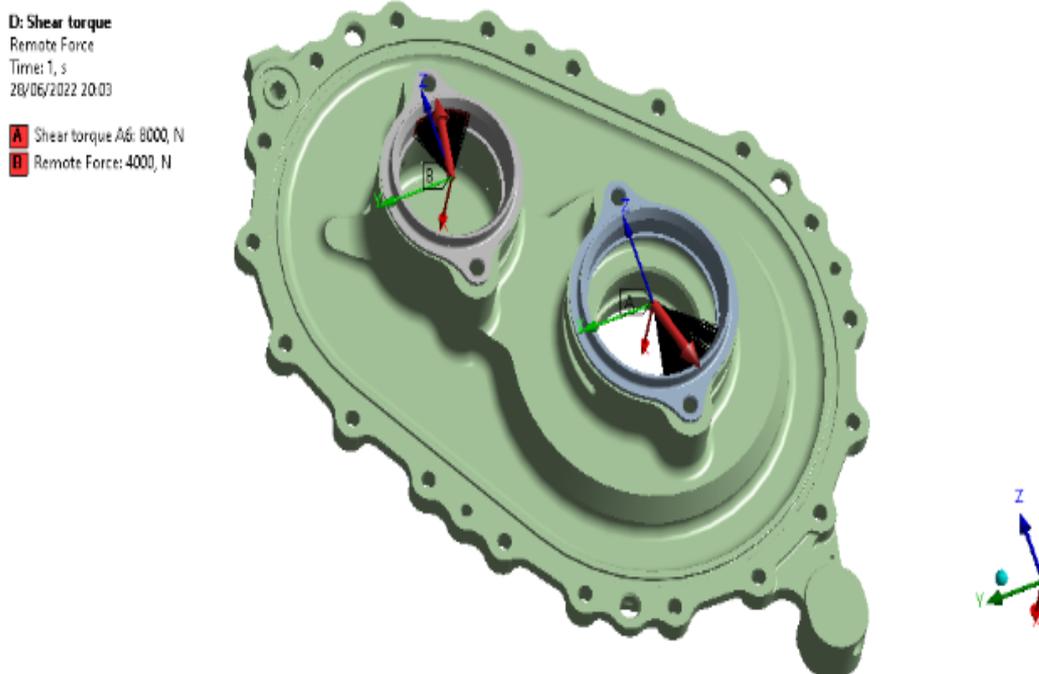
Nœud central relié par RBE3 aux nœuds de la paroi de la bague extérieure du roulement selon un secteur angulaires de 60°.

Application des forces de type shear torque.

	Chargements	valeur en N
<b>A6</b>	<b>Shear torque (-70°)</b>	<b>8000</b>
<b>A7</b>	<b>Shear torque(80°)</b>	<b>4000</b>

**Tableau 63** : les valeurs de charge de type shear torque

Le sens est défini par les flèches sur les schémas ci-dessous.



**Figure 63**: les flèche des charges (shear torque )

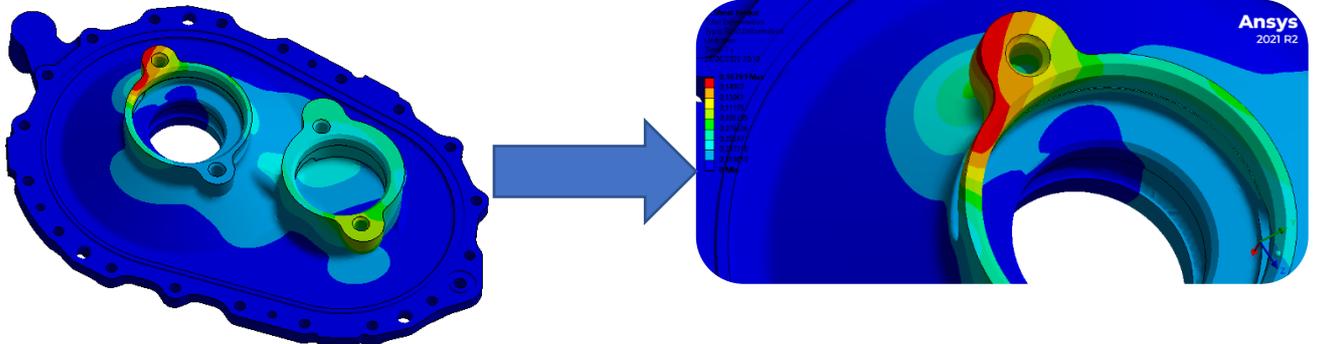
• Résultats (type "Shear torque") :

Les calculs visent à déterminer les contraintes de Von Mises et la déformation dans les supports. Pour chaque calcul on relèvera La marge par rapport à la limite élastique minimale à 130°C sera calculée.

- **Déformation**

**Le modèle réalisé en fonderie :**

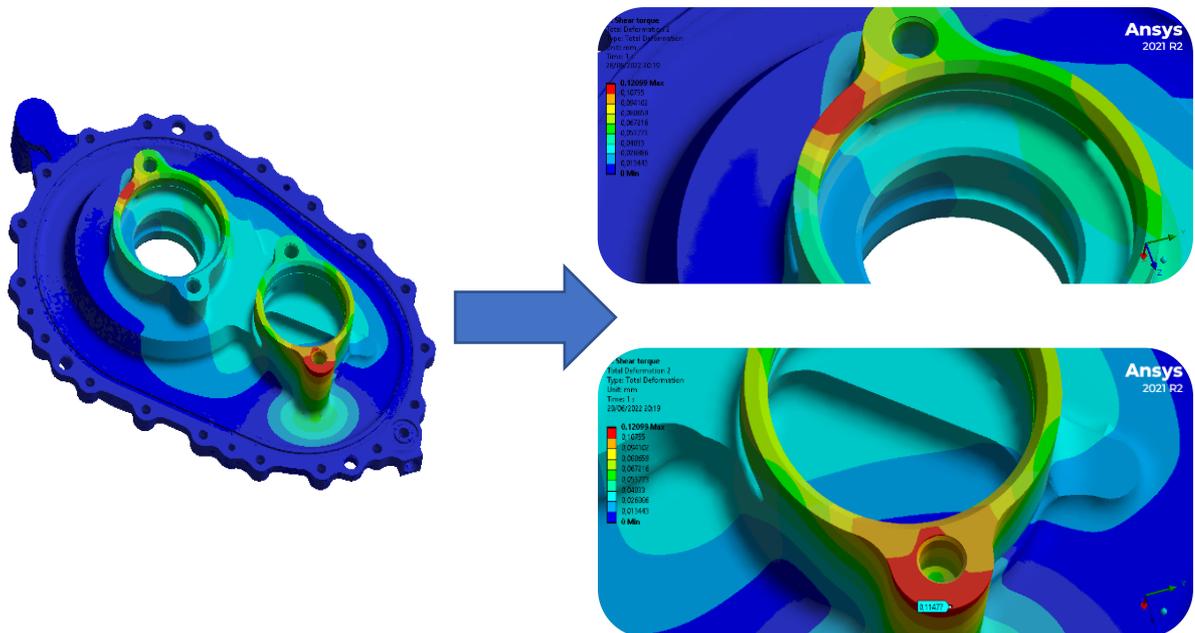
La déformation atteint le maximum dans la zone du trou de fixation de la ligne A6 avec un déplacement de 0,16793 mm



**Figure 64: Déformation total modèle fonderie assemble**

**Le modèle réalisé en taillé masse (usinage) :**

La déformation atteint le maximum dans la zone du support de roulement A6 avec un déplacement de 0,12099 mm, et dans les trous de fixation de la ligne A7 0,11477 mm



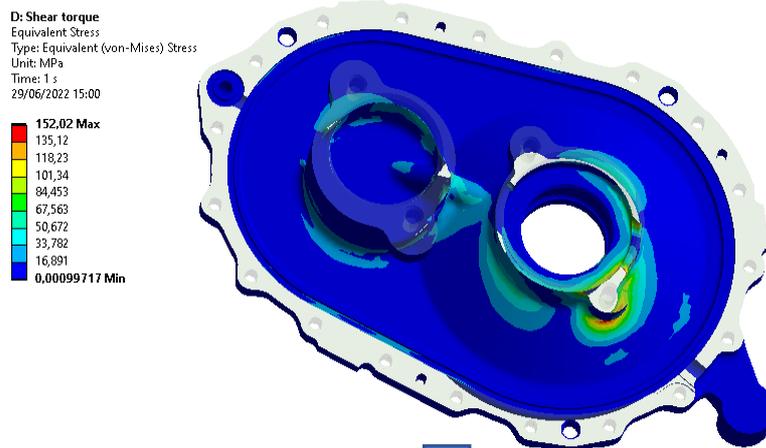
**Figure 65: Déformation total modèle taille masse assemble**

- **Contraints de Von mises :**

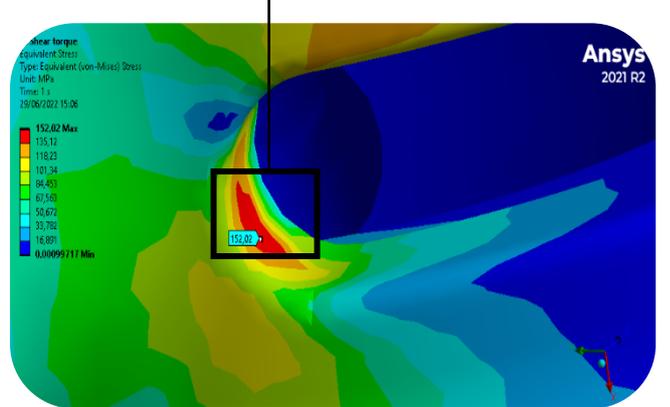
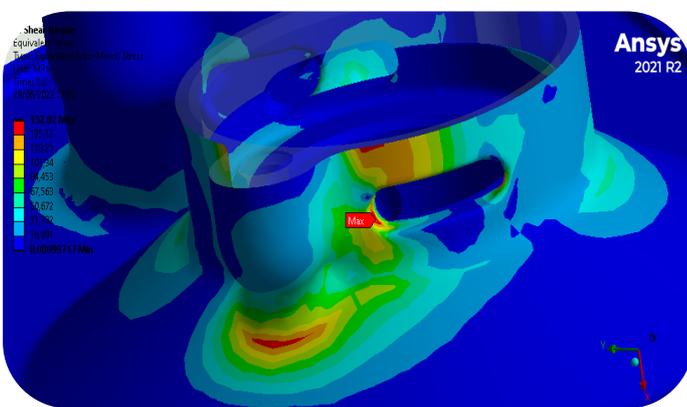
Pour l'analyse des contraintes, on séparera les contraintes réalistes de celles générées par les conditions aux limites, qui ne seront pas prises en compte dans le calcul de la marge.



**Le modèle réalisé en fonderie :**

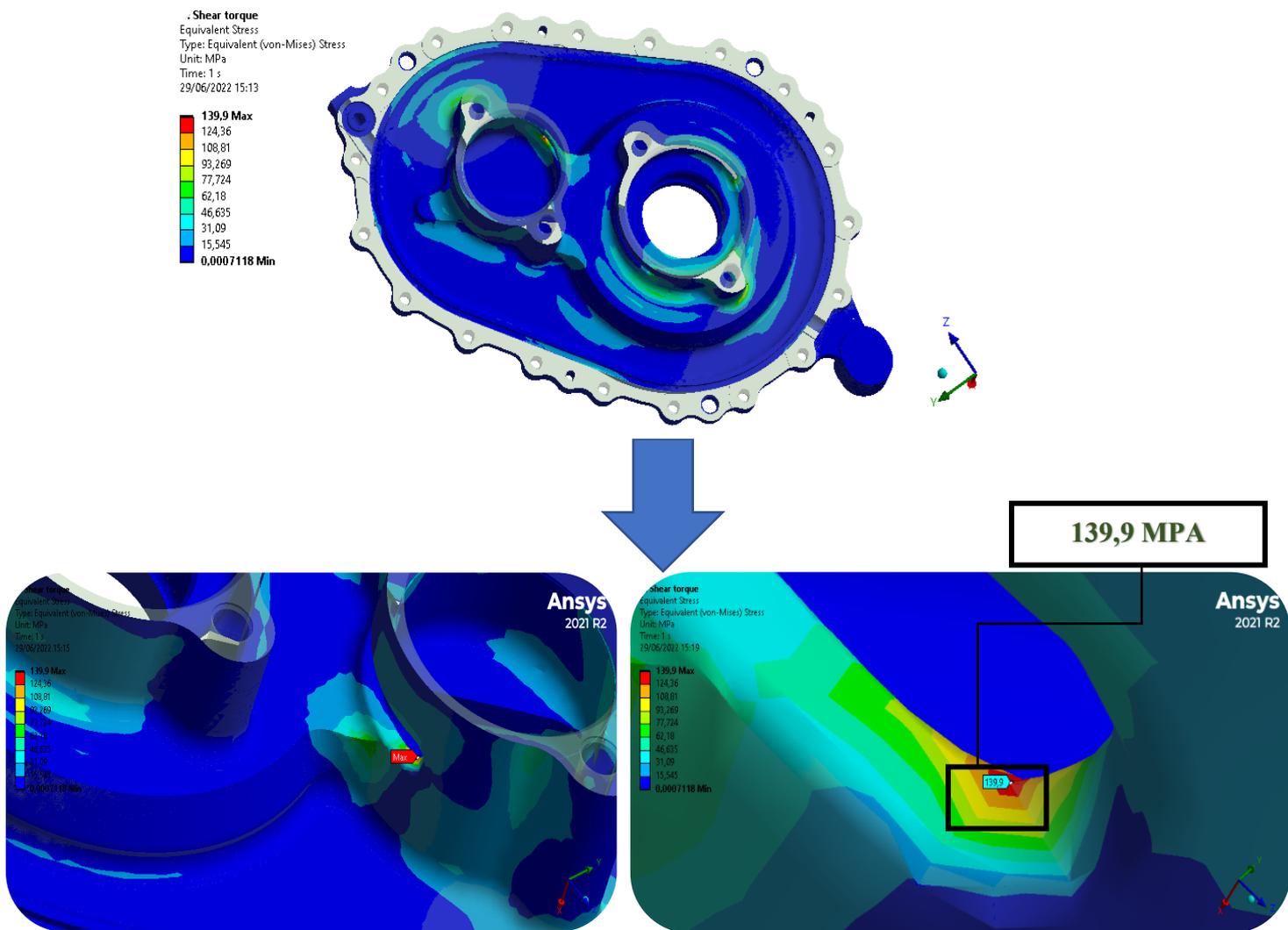


**152,02 MPA**



La contraint Von mises atteint le maximum au niveau du trou de lubrification de huile 152,02 MPa .

**Le modèle réalisé en taillé masse (usinage) :**



La contrainte Von mises atteint le maximum au niveau du trou de lubrification de huile 139,9 MPA

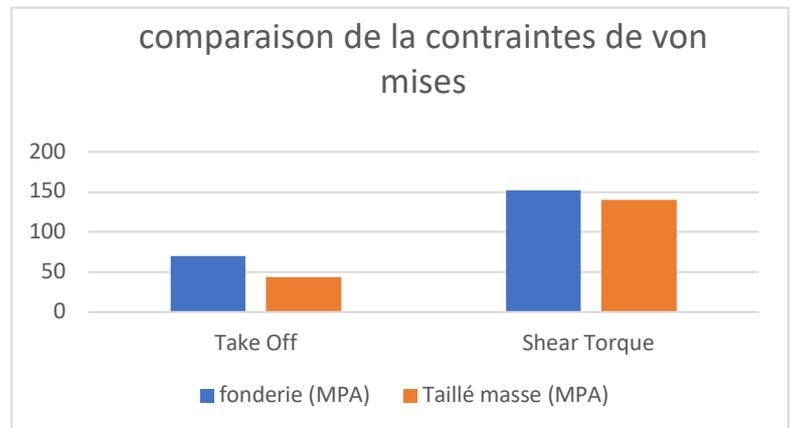
**7. Conclusion :**

Type de chargement	Contraintes de Von mises		Écart
	Fonderie (MPa)	Taillé masse (MPa)	
Take Off	70,174	43,817	38%
Shear Torque	152,02	139,9	8%

**Tableau 7:** comparaison entre les contraintes de von mises pour les deux modèles

- Comparaison de la contrainte de Von mises entre les deux modèles

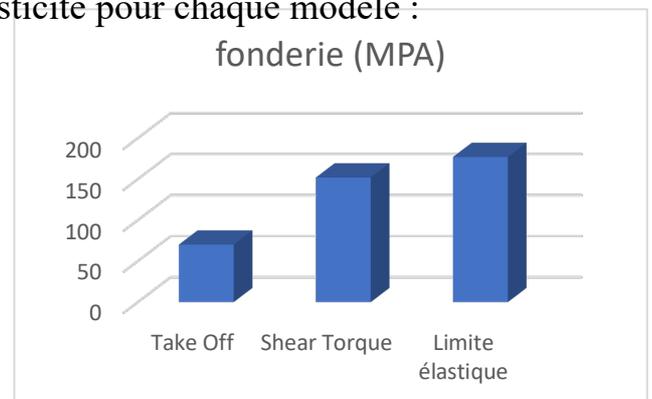
Après avoir l'application du calcul en éléments finis, on a constaté que la contraintes de Von mises appliqué au modèle de fonderie dans les deux cas de charge est très grand que celle du modèle taillé masse.



Contrainte de Von mises VS la limite d'élasticité pour chaque modèle :

**Le modèle réalisé en fonderie :**

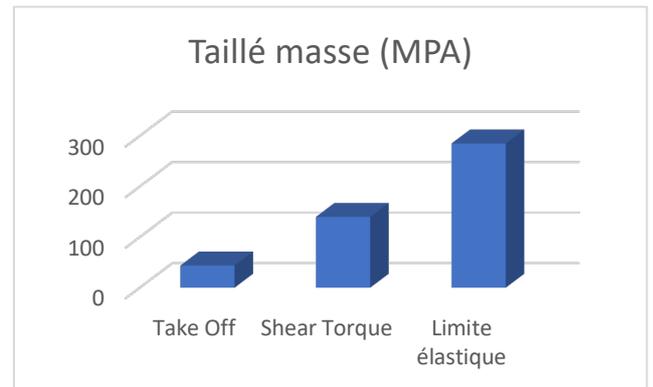
Type de chargement	fonderie (MPA)
Take Off	70,174
Shear Torque	152,02
Limite élastique	177



**Figure 66:** Contrainte de Von mises VS la limite d'élasticité modèle fonderie

**Le modèle réalisé en taillé masse (usinage) :**

Type de chargement	Taillé masse (MPa)
Take Off	43,817
Shear Torque	139,9
Limite élastique	285



**Figure 67:** Contrainte de Von mises VS la limite d'élasticité modèle taille mases

- Évaluation des résultats :

D'après les résultats extrait de l'analyse de contraintes de Von mises, on conclut que n'aura pas de déformation plastique car la contrainte de Von mises inferieur à la limite Élastique.

# Conclusion générale

Au terme de ce travail, nous avons pu atteindre les objectifs tracés au début de l'étude et fixés dans le cahier des charges globales. L'analyse faite sur les moteurs nous permet de bien comprendre le fonctionnement de différentes parties du moteurs, ainsi avec les directives de mon encadrant et mes tuteurs j'ai pu acquérir de nouveau outil de travail.

Ce PFE a été l'occasion aussi de se familiariser avec le logiciel Ansys Workbench via les différents problèmes qu'on avait rencontré lors de l'élaboration du programme de calcul.

Les résultats et les courbes obtenues ont permis d'arriver à conclusion suivante : nous pouvons optimisé le poids de support de pompe , en manipulant sur l'épaisseur de notre pièce avec le respect des marges de sécurité .

Comme perspectives on propose pour les projets d'avenir d'intégrer les matériaux composites qui a un impact très important sur les le poids d'avion et qui est en relation très étroite avec la consommation d'énergie et bien d'autres paramètres. De plus, l'avantage de ces matériaux réside dans leur anisotropie facilement maîtrisée par le concepteur qui peut ainsi ajuster la rigidité et la résistance en fonction des sollicitations extérieures. Ainsi, l'immense avantage des matériaux composites est qu'ils peuvent être optimisés pour chaque application où les renforts peuvent être placés exactement au moment où ils sont nécessaires. Cette optimisation se traduit par une haute performance de ces matériaux, qui sont souvent de loin les plus légers pour une résistance mécanique donnée. prenant en compte plusieurs critères afin de répondre aux normes de sécurité.

Enfin, ce stage m'a permis d'une part de percevoir les grands enjeux du marché aéronautique et les défis que confronte toute entreprise, et d'autre part de mettre en exerce les connaissances acquises durant mes études à la FST de FES. Ce fût incontestablement une expérience riche d'un point de vue personnel et professionnel.

# Bibliographie :

- Site official SAFRAN Engineering Services: <https://www.safran-group.com/fr>
- Mechanical Simulation Boost: <https://www.youtube.com/channel/UC9zunYMB8IwFpscuz4IzqDA>
- L'avionnaire : <https://www.lavionnaire.fr/Sommaire.php>
- Mécastyle : <https://www.mecastyle.com/calcul-de-structure-lineaire-modal-thermique-dynamique-choc>
- Beau et Alan Daniels : <https://beaudaniels.com/aviation-technical-cutaway-illustrations>
- Wikipédia : <https://fr.wikipedia.org/wiki/Turbor%C3%A9acteur>