Rotor 25A

- Français
- English

Downloadable files
×

Open access

Git project

About

Rotor 25A is part of a research program to study the effects of aspect ratio, diffusion factor, and solidity on rotors. To do so, experimental studies have been conducted on a series of high-hub-tip-radius-ratio compressor stages representative of the middle and latter stages of axial-flow compressors. In fact, 14 middle stages were tested to assess the effects on performance of varying both diffusion through the rotor and stator blades and blade aspect ratio. Among these 14 stages, there are rotors 23B, 24A, 25A, 26B, 27A and 28B. Both the tip diameter and the hub-tip radius ratio were held constant throughout each stage at 50.8 centimeters and 0.8, respectively.

- Original technical report [(cite:britsch1979design>Britsch *et al*. «Design and overall performance of four highly loaded, high speed inlet stages for an advanced high-pressure-ratio core compressor » 1979. pdf)]:

```
@TechReport{britsch1979design,
  author           = {Britsch, Werner R. and Osborn, Walter M. and
Laessig, Mark R.},
  date             = {1979},
  institution      = {NASA Lewis Research Center Cleveland, OH, United
States},
  title            = {Effects of Diffusion Factor, Aspect Ratio, and
Solidity on Overall Performance of 14 Compressor Middle Stages},
  number           = {NASA-TP-1523},
  url              = {https://ntrs.nasa.gov/citations/19790025039},
}
```

- Picture :

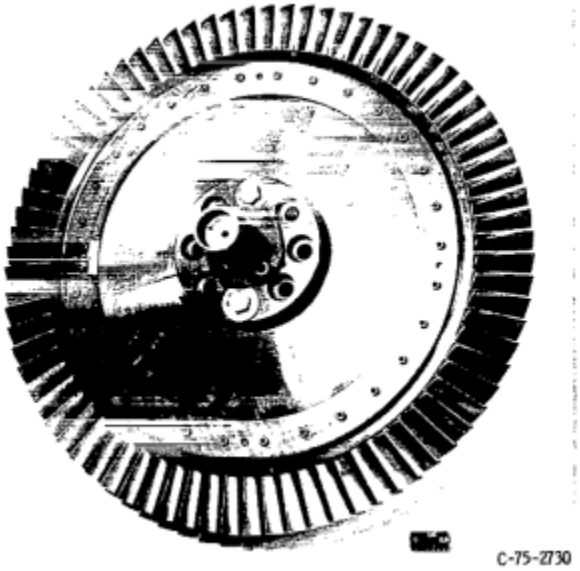


Fig1. https://ntrs.nasa.gov/citations/19790025039 p.101

Useful documents

- downloadable models (Git project)
  - NASA technical report (.pdf)
  - geometrical parameters file (.csv), usable as input of OpenMCAD[(cite:Kojtych_2022_gene_aubes>Kojtych S., Batailly A. «OpenMCAD, an open blade generator: from Multiple-Circular-Arc profiles to Computer-Aided Design model» 2022. open source code)] to generate reference blade models.

Reference blade

The **reference blade** is defined with multiple-circular arc profiles[(cite:Crouse_1969_computer)] given in the original NASA report[(cite:britsch1979design)]. Corresponding models are computed with the open-source code OpenMCAD[(cite:Kojtych_2022_gene_aubes)].

Geometry

The geometry of rotor 25A is described in the original NASA report by the following tables. The length are in centimeters and the angles in degrees.

TABLE 10. – BLADE GEOMETRY FOR ROTOR 25A

RP	PERCENT SPAN	RADII RI	RADII RO	BLADE ANGLES KIC	BLADE ANGLES KTC	BLADE ANGLES KOC	DELTA INC	CONE ANGLE
TIP	0.	25.400	25.400	64.62	56.28	53.40	1.15	0.057
1	5.	25.167	25.146	64.39	56.05	53.01	1.34	-0.958
2	10.	24.911	24.892	64.14	55.75	52.54	1.54	-0.850
3	15.	24.655	24.638	63.88	55.37	51.95	1.74	-0.741
4	30.	23.885	23.876	63.07	54.11	49.96	2.33	-0.399
5	50.	22.857	22.860	61.95	52.31	46.98	3.08	0.114
6	70.	21.829	21.844	60.75	50.34	43.49	3.79	0.559
7	85.	21.057	21.082	59.80	48.67	40.34	4.30	0.935
8	90.	20.798	20.828	59.47	48.04	39.11	4.47	1.069
9	95.	20.540	20.574	59.14	47.29	37.61	4.63	1.202
HUB	100.	20.320	20.320	58.86	46.62	36.02	4.76	0.057

RP	BLADE THICKNESSES TI	BLADE THICKNESSES TM	BLADE THICKNESSES TO	AXIAL DIMENSIONS ZIC	AXIAL DIMENSIONS ZMC	AXIAL DIMENSIONS ZTC	AXIAL DIMENSIONS ZOC
TIP	0.051	0.075	0.051	0.115	0.689	1.003	1.365
1	0.051	0.079	0.051	0.112	0.692	0.997	1.374
2	0.051	0.084	0.051	0.109	0.694	0.989	1.384
3	0.051	0.088	0.051	0.105	0.696	0.982	1.395
4	0.051	0.100	0.051	0.091	0.703	0.958	1.432
5	0.051	0.117	0.051	0.072	0.713	0.922	1.484
6	0.051	0.132	0.051	0.047	0.720	0.878	1.539
7	0.051	0.143	0.051	0.026	0.726	0.841	1.585
8	0.051	0.147	0.051	0.018	0.728	0.827	1.602
9	0.051	0.150	0.051	0.008	0.730	0.813	1.622
HUB	0.051	0.153	0.051	-0.000	0.731	0.800	1.643

Aerodynamic design

	unit	value
pressure ratio	[-]	1.238
mass flow	[kg/s]	9.46
tip speed	[m/s]	243.8
tip solidity	[-]	1.2
aspect ratio	[-]	2
number of blades	[-]	77
rotative speed	[rad/s]	960.28

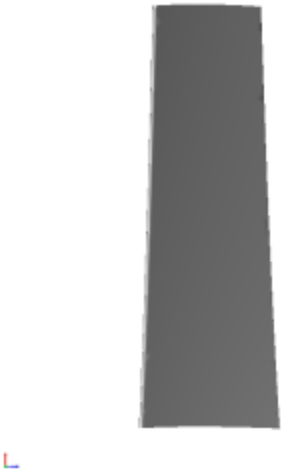
Material properties

The original material of the rotor 25A is not defined in the NASA report. A 200-grade maraging steel is considered:

	unit	value
alloy	[-]	18-Ni-200-maraging
Young's modulus	[GPa]	180
density	[kg/m3]	8000
Poisson's ratio	[-]	0.3
yield stress	[GPa]	1.38

CAD model

The CAD model is computed with the open source code OpenMCAD[(cite:Kojtych_2022_gene_aubes)].



pressure side



suction side

Natural frequencies

First three natural frequencies (with clamped root) for the mesh computed with OpenMCAD[(cite:Kojtych_2022_gene_aubes)]:

Mode	Type	Natural angular frequency (rad/sec)	Natural frequency (Hz)
1	1B	513.866	3228.72
2	1T	1761.13	11065.51
3	2B	2396.81	15059.6

Initial blade

The **initial blade** is defined with in-house LAVA parameters[(cite:Kojtych_2022_Methodology)] computed from the reference blade CAD model. The initial blade is usually used as starting point for an optimization process. Its geometry is similar to the one of the reference blade.

Natural frequencies

First three natural frequencies (with clamped root)

- from the whole mesh:

Mode	Type	Natural angular frequency (rad/sec)	Natural frequency (Hz)
1	1B	515.413	3238.44
2	1T	1767.43	11105.09
3	2B	2404.22	15106.16

- from the reduced order model:

Mode	Type	Natural angular frequency (rad/sec)	Natural frequency (Hz)
1	1B	515.422	3238.49
2	1T	1767.63	11106.35
3	2B	2405.19	15112.25

Fichiers téléchargeables
×

Libre accès

https://gitlab.lava.polymtl.ca/depots_publics/modeles/catalogue_aubes/-/tree/master/rotor25a lien vers le projet Git

À propos

Le rotor 25A fait partie d'un programme de recherche visant à étudier les effets de l'allongement, du facteur de diffusion et de la solidité des rotors. Pour ce faire, des études expérimentales ont été menées sur une série d'étages de compresseurs à fort rapport entre les rayons du moyeu et de la tête d'aube, représentatifs des étages moyens et avancés des compresseurs à flux axial. En effet, 14 étages intermédiaires ont été testés pour évaluer les effets sur les performances de la variation de la diffusion et de l'allongement des aubes. Parmi ces 14 étages, on trouve les rotors 23B, 24A, 25A, 26B, 27A et 28B. Le diamètre de l'extrémité des aubes et le rapport entre les rayons du moyeu et de la tête d'aube ont été maintenus constants tout au long de chaque étage, respectivement à 50,8 centimètres et 0,8.

- Rapport technique original [(cite:britsch1979design>)]:

```
@TechReport{britsch1979design,
  author          = {Britsch, Werner R. and Osborn, Walter M. and
Laessig, Mark R.},
  date            = {1979},
  institution     = {NASA Lewis Research Center Cleveland, OH, United
States},
  title           = {Effects of Diffusion Factor, Aspect Ratio, and
Solidity on Overall Performance of 14 Compressor Middle Stages},
  number          = {NASA-TP-1523},
  url             = {https://ntrs.nasa.gov/citations/19790025039},
```

```
}
```

- Photographie :

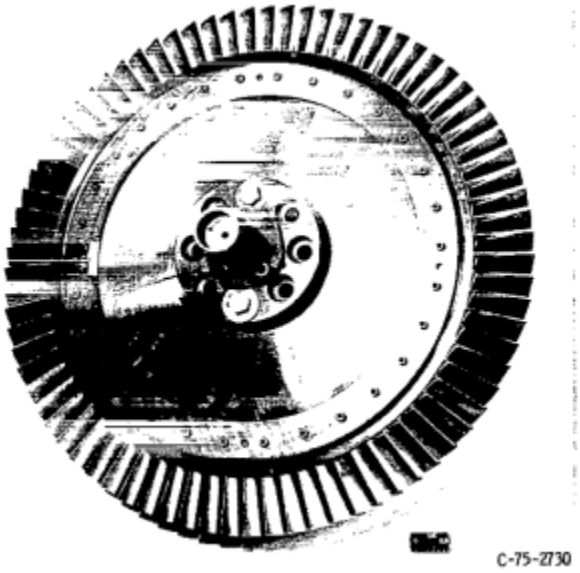


Fig1. https://ntrs.nasa.gov/citations/19790025039 p.101

Documents utiles

- modèles téléchargeables (lien vers projet Git)
  - rapport technique original de la NASA (.pdf)
  - fichier de paramètres géométriques (.csv), utilisable en entrée de OpenMCAD[(cite:Kojtych_2022_gene_aubes>)] pour générer l'aube de référence

Aube de référence

L'**aube de référence** est définie par des profils de type arcs circulaires multiples[(cite:Crouse_1969_computer>Crouse *et al*. «A computer program for composing compressor blading from simulated circular-arc elements on conical surfaces » 1969. NASA-TN-D-5437. pdf)], donnés dans le rapport technique original de la NASA[(cite:britsch1979design)]. Les modèles associés sont obtenus avec le code en libre accès OpenMCAD[(cite:Kojtych_2022_gene_aubes)].

Géométrie

La géométrie du rotor 25A est décrite dans le rapport d'origine de la NASA par les tableaux suivants. Les grandeurs sont en centimètres et en degrés.

TABLE 10. – BLADE GEOMETRY FOR ROTOR 25A

RP	PERCENT SPAN	RADII RI	RADII RO	BLADE ANGLES KIC	BLADE ANGLES KTC	BLADE ANGLES KOC	DELTA INC	CONE ANGLE
TIP	0.	25.400	25.400	64.62	56.28	53.40	1.15	0.057
1	5.	25.167	25.146	64.39	56.05	53.01	1.34	-0.958
2	10.	24.911	24.892	64.14	55.75	52.54	1.54	-0.850
3	15.	24.655	24.638	63.88	55.37	51.95	1.74	-0.741
4	30.	23.885	23.876	63.07	54.11	49.96	2.33	-0.399
5	50.	22.857	22.860	61.95	52.31	46.98	3.08	0.114
6	70.	21.829	21.844	60.75	50.34	43.49	3.79	0.559
7	85.	21.057	21.082	59.80	48.67	40.34	4.30	0.935
8	90.	20.798	20.828	59.47	48.04	39.11	4.47	1.069
9	95.	20.540	20.574	59.14	47.29	37.61	4.63	1.202
HUB	100.	20.320	20.320	58.86	46.62	36.02	4.76	0.057

RP	BLADE THICKNESSES TI	BLADE THICKNESSES TM	BLADE THICKNESSES TO	AXIAL DIMENSIONS ZIC	AXIAL DIMENSIONS ZMC	AXIAL DIMENSIONS ZTC	AXIAL DIMENSIONS ZOC
TIP	0.051	0.075	0.051	0.115	0.689	1.003	1.365
1	0.051	0.079	0.051	0.112	0.692	0.997	1.374
2	0.051	0.084	0.051	0.109	0.694	0.989	1.384
3	0.051	0.088	0.051	0.105	0.696	0.982	1.395
4	0.051	0.100	0.051	0.091	0.703	0.958	1.432
5	0.051	0.117	0.051	0.072	0.713	0.922	1.484
6	0.051	0.132	0.051	0.047	0.720	0.878	1.539
7	0.051	0.143	0.051	0.026	0.726	0.841	1.585
8	0.051	0.147	0.051	0.018	0.728	0.827	1.602
9	0.051	0.150	0.051	0.008	0.730	0.813	1.622
HUB	0.051	0.153	0.051	-0.000	0.731	0.800	1.643

Caractéristiques aérodynamiques

	unités	valeurs
taux de compression	[-]	1,238
débit massique	[kg/s]	9,46
vitesse en tête	[m/s]	243,8
solidité en tête	[-]	1,2
allongement	[-]	2
nombre d'aubes	[-]	77
vitesse de rotation nominale ω_n	[rad/s]	960,28

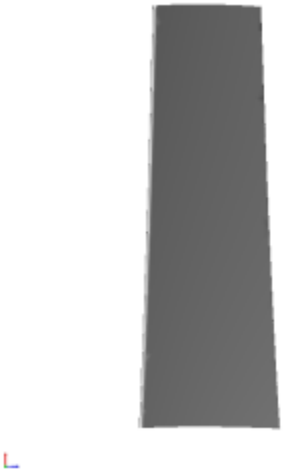
Propriétés matériau

Le matériau original du rotor 25A n'est pas défini dans le rapport de la NASA. Un acier maraging de grade 200 est considéré :

	unité	valeurs
alliage	[-]	18-Ni-200-maraging
module d'Young	[GPa]	180
masse volumique	[kg/m3]	8000
coefficient de Poisson	[-]	0,3
limite élastique	[GPa]	1,38

Modèle CAO

Le modèle CAO est obtenu avec OpenMCAD[(cite:Kojtych_2022_gene_aubes)].



intrados



extrados

Fréquences propres

Fréquences des trois premiers modes (noeuds du pied d'aube encastrés) pour le maillage obtenu avec OpenMCAD[(cite:Kojtych_2022_gene_aubes)] :

Mode	Type	Pulsation propre (rad/sec)	Fréquence propre (Hz)
1	1F	3228,72	513,866
2	1T	11065,51	1761,13
3	2F	15059,6	2396,81

Diagramme de Campbell

Évolution des fréquences propres des 3 premiers modes, en fonction de la vitesse de rotation, pour le maillage obtenu avec OpenMCAD[(cite:Kojtych_2022_gene_aubes)]:

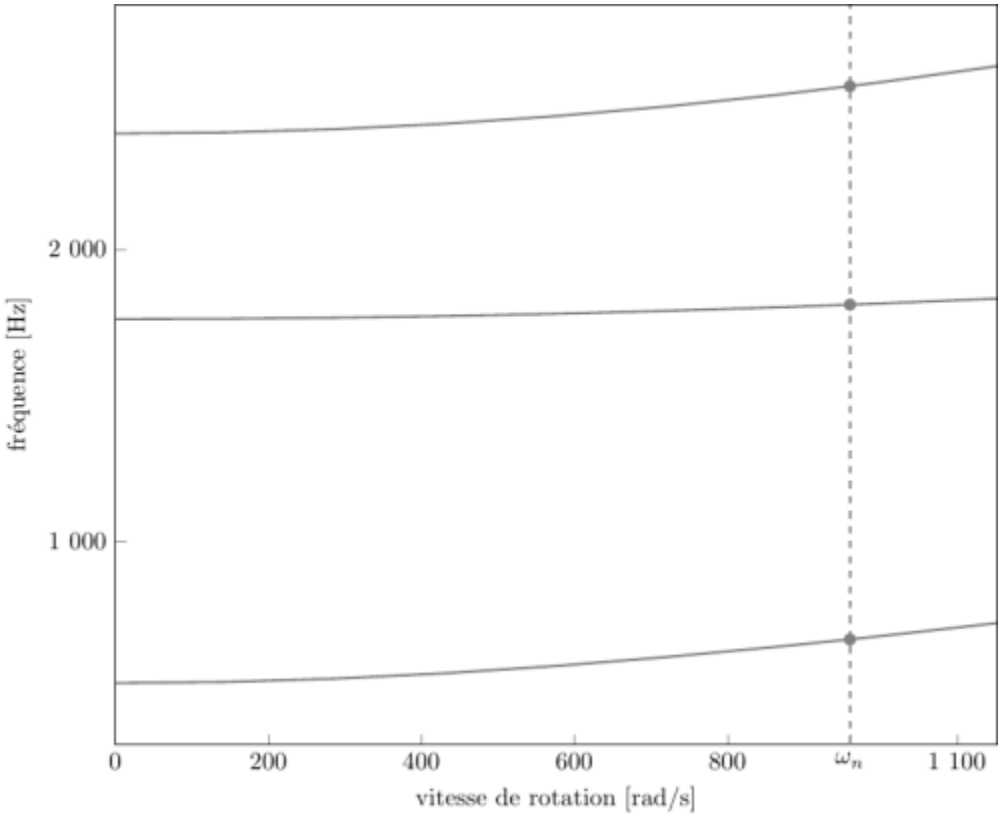


diagramme de Campbell calculé avec une précharge centrifuge linéaire, noeuds du pied d'aube encastrés (vitesse nominale ω_n = 960,28 rad/s)

- graphique (.pdf)
- données du Campbell (.csv)

Aube initiale

L'**aube initiale** est définie par des paramètres spécifiques au LAVA[(cite:Kojtych_2022_Methodology>Kojtych S. *et al*. «Methodology for the Redesign of Compressor Blades Undergoing Nonlinear Structural Interactions: Application to Blade-Tip/Casing Contacts » 2022. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 145, No. 5. pdf)] obtenus à partir du modèle CAO de l'aube de référence. L'aube initiale est classiquement utilisée comme point de départ dans le cadre de procédures d'optimisation; sa géométrie est similaire à celle de l'aube de référence.

Fréquences propres

Fréquences des trois premiers modes (noeuds du pied d'aube encastrés),

- pour le maillage complet :

Mode	Type	Pulsation propre (rad/sec)	Fréquence propre (Hz)
1	1F	515,413	3238,44
2	1T	1767,43	11105,09
3	2F	2404,22	15106,16

- pour le modèle réduit :

Mode	Type	Pulsation propre (rad/sec)	Fréquence propre (Hz)
1	1F	515,422	3238,49
2	1T	1767,63	11106,35
3	2F	2405,19	15112,25

Diagramme de Campbell

Comparaison de l'évolution des fréquences propres des 3 premiers modes, en fonction de la vitesse de rotation, pour l'aube initiale et de référence:

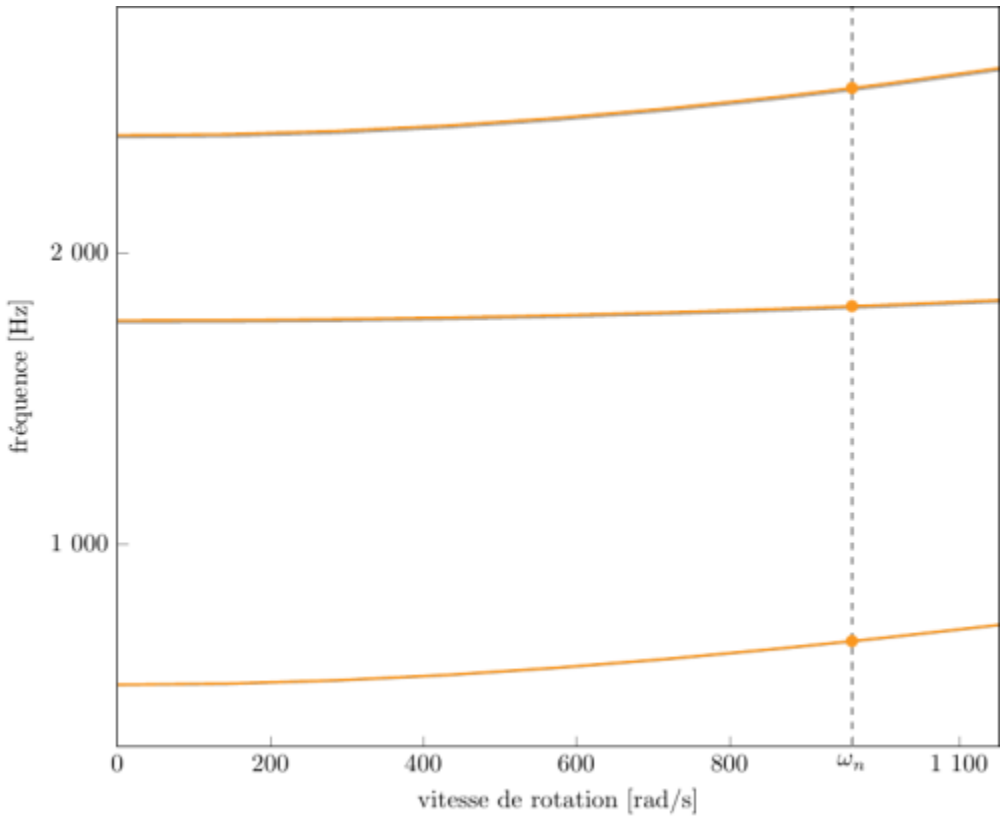


diagramme de Campbell calculé avec une précharge centrifuge linéaire, noeuds du pied d'aube encastrés (vitesse nominale ω_n = 960,28 rad/s),

aube initiale (orange), aube de référence (grise)

- graphique (.pdf)
- données du Campbell (.csv)

Document issu de la page wiki:
https://wiki.lava.polymtl.ca/public/modeles/rotor_25a/accueil?rev=1722262756

Dernière mise à jour: **2024/07/29 10:19**