Rotor 5

- Français
- English

Downloadable files
×

Open access

Git project

About

Rotor 5 is part of a research program to study the effects of blade row solidity on efficiency and stall margin of an axial-flow compressor rotor. It is one of a series of rotors designed with varying blade solidity achieved by changing the blade chord length : rotor 3 with a tip solidity of 1.3, rotor 4 with a tip solidity of 1.1 and rotor 5 with a tip solidity of 1.5. The results showed that the efficiency and pressure ratio were higher for a rotor with a blade tip solidity of 1.5 than for a rotor with a solidity of 1.1.

Then, another series of tests has been conducted with blade tip solidities of 1.3 (rotor 14), 1.5 (rotor 8), and 1.7 (rotor 12). Tip solidity are being changed by varying the number of blades while maintaining the same velocity diagrams and flow path. These stages were designed such that the tip solidity of both the rotor and stator blades are the same.

- Original technical report [1]:

```
@TechReport{ball1972design,
  author           = {Ball, Calvin L. and Janetzke, David C. and Reid,
L.},
  date             = {1972},
  institution      = {NASA Lewis Research Center Cleveland, OH, United
States},
  title            = {Performance of 1380-foot-per-second-tip-speed axial-
flow compressor rotor with blade tip solidity of 1.5},
  number           = {NASA-TM X-2379},
  url              = {https://ntrs.nasa.gov/citations/19720007339},
}
```

- Picture :

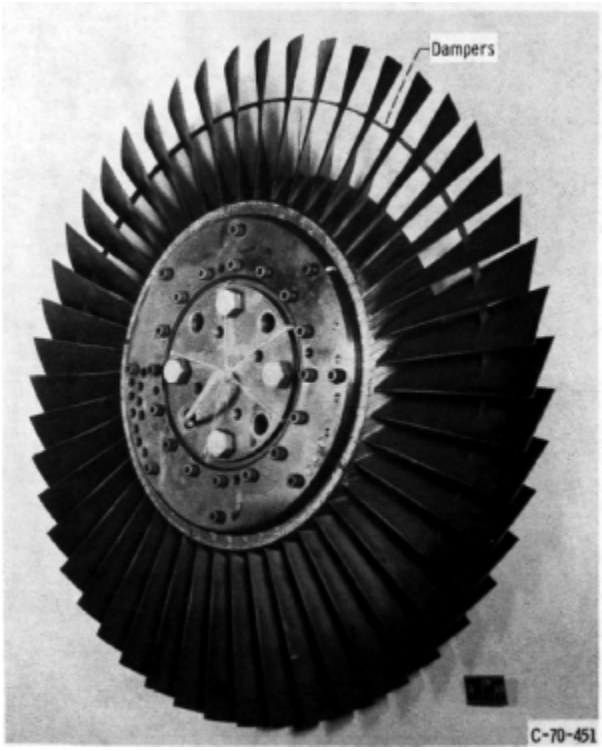


Fig1. https://ntrs.nasa.gov/citations/19720007339 p.71

Useful documents

- downloadable models (Git project)
  - NASA technical report (.pdf)
  - geometrical parameters file (.csv), usable as input of OpenMCAD[2] to generate reference blade models.

Reference blade

The **reference blade** is defined with multiple-circular arc profiles[3] given in the original NASA report[1]. Corresponding models are computed with the open-source code OpenMCAD[2].

Geometry

The geometry of rotor 5 is described in the original NASA report by the following tables. The length are in inches and the angles in degrees.

TABLE III. - BLADE GEOMETRY FOR ROTOR 5

RP	PERCENT SPAN	RADII RI	RC	BLADE ANGLES KIC	KTC	KOC	DELTA INC
TIP	0.	9.885	9.770	62.55	58.60	49.50	1.95
1	7.	9.651	9.504	61.52	57.06	48.60	2.26
2	12.	9.440	9.322	60.48	55.71	48.06	2.61
3	31.	8.559	8.588	56.16	50.45	44.90	3.82
4	40.	8.102	8.222	54.00	48.06	42.42	4.36
5	43.	7.985	8.129	53.44	47.37	41.24	4.49
6	45.	7.868	8.038	52.94	46.66	40.30	4.61
7	48.	7.740	7.937	52.38	45.88	39.80	4.75
8	50.	7.638	7.854	51.86	45.25	38.55	4.86
9	72.	6.546	7.019	47.35	37.94	28.70	5.94
10	88.	5.639	6.387	44.55	31.48	18.60	6.56
11	93.	5.352	6.204	43.92	29.46	15.90	6.68
HUB	100.	5.000	5.940	43.25	27.01	10.00	6.80

RP	BLADE THICKNESSES TI	TM	TO	AXIAL DIMENSIONS ZMC	ZTC	ZOC	CONE ANGLE
TIP	0.020	0.059	0.020	0.554	0.554	1.008	-5.700
1	0.020	0.064	0.020	0.558	0.558	1.061	-4.700
2	0.020	0.068	0.020	0.560	0.560	1.097	-3.750
3	0.020	0.085	0.020	0.576	0.576	1.233	1.000
4	0.020	0.094	0.020	0.608	0.608	1.290	4.150
5	0.020	0.096	0.020	0.615	0.615	1.306	4.950
6	0.020	0.098	0.020	0.622	0.622	1.321	5.850
7	0.020	0.101	0.020	0.630	0.630	1.338	6.500
8	0.020	0.103	0.020	0.636	0.636	1.352	7.400
9	0.020	0.124	0.020	0.697	0.697	1.489	15.500
10	0.020	0.141	0.020	0.742	0.742	1.595	23.600
11	0.020	0.147	0.020	0.755	0.755	1.627	26.600
HUB	0.020	0.153	0.020	0.772	0.772	1.673	30.300

Aerodynamic design

	unit	value
pressure ratio	[-]	1.8
mass flow	[kg/s]	29.6
tip speed	[m/s]	420.6
tip solidity	[-]	1.5
aspect ratio	[-]	2.3
number of blades	[-]	47
nominal rotation speed ω_n	[rad/s]	1675.51

Material properties

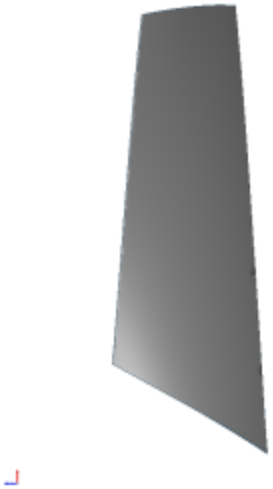
Rotor 3 is made of a 200-grade maraging steel, but the exact material properties are not provided in the NASA report. The following properties are considered :

	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[2].

pressure side



suction side

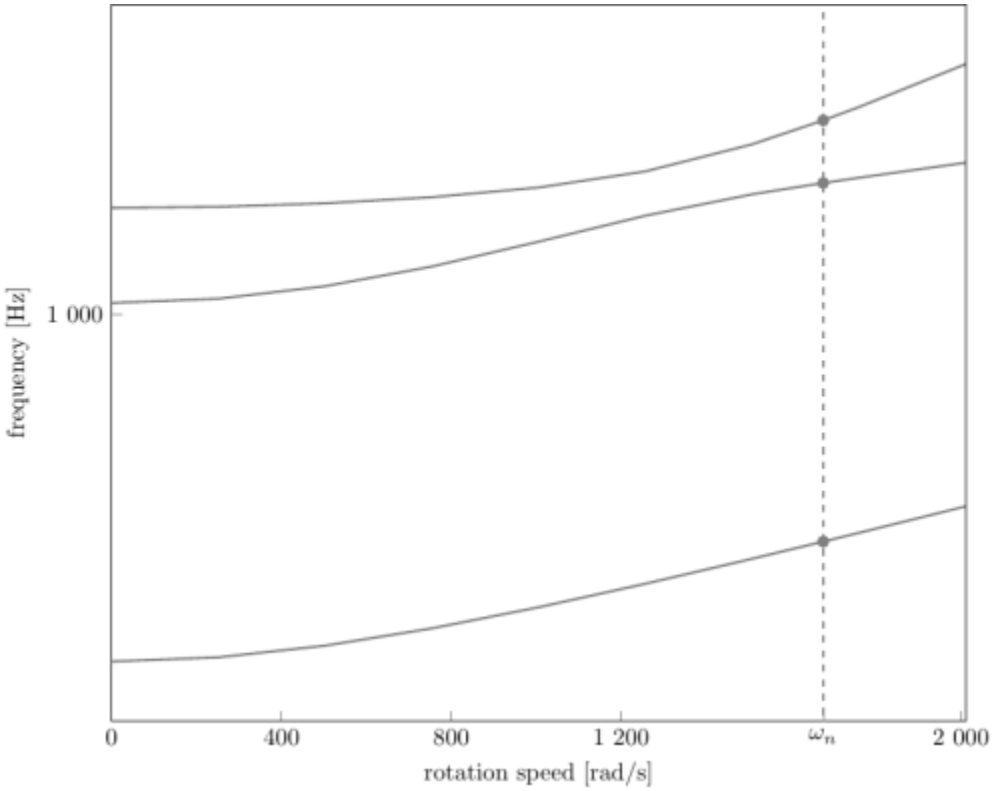
Natural frequencies

First three natural frequencies (with clamped root) for the mesh computed with OpenMCAD[2]:

Mode	Type	Natural angular frequency (rad/sec)	Natural frequency (Hz)
1	1B	1678.29	267.11
2	2B	6437.44	1024.55
3	1T	7699.42	1225.40

Campbell diagram

Evolution of the natural frequencies of the first 3 vibration modes, as a function of rotation speed, for the mesh computed with OpenMCAD[2]:



Campbell diagram computed with a linear centrifugal preload, with clamped root (nominal rotation speed ω_n = 1 675.51 rad/s)

- graph (.pdf)

}

- Campbell data (.csv)

Initial blade

The **initial blade** is defined with in-house LAVA parameters[4] 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	1682.57	267.79
2	2B	6442.90	1025.42
3	1T	7737.43	1231.45

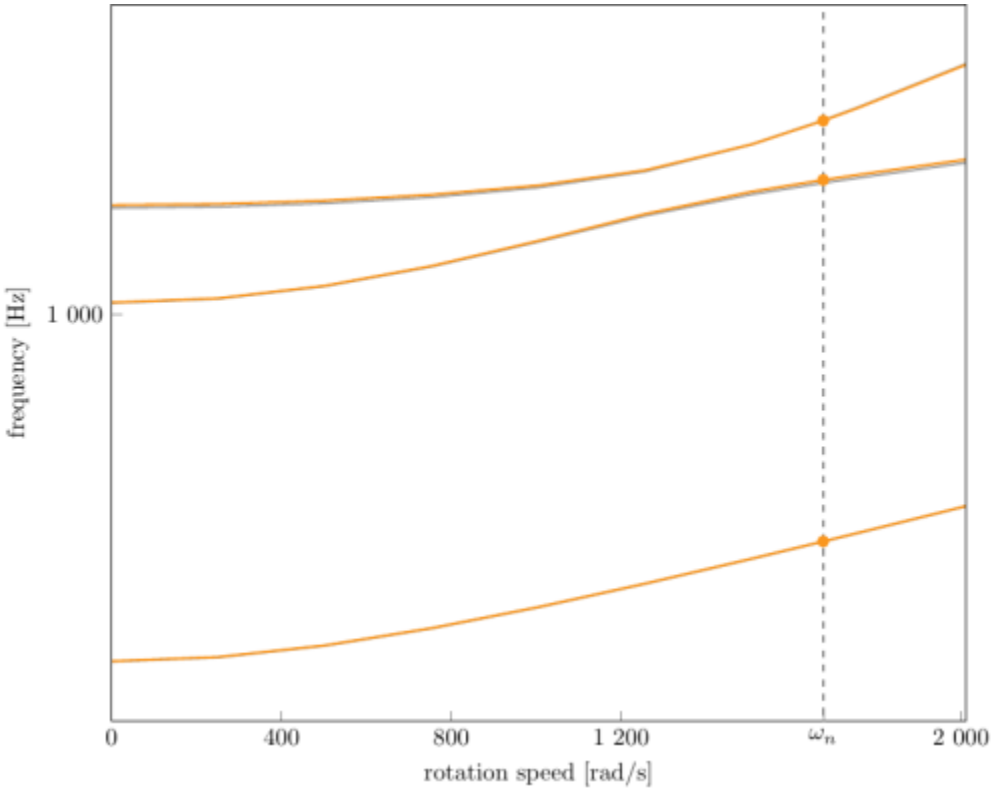
- from the reduced order model:

Mode	Type	Natural angular frequency (rad/sec)	Natural frequency (Hz)
1	1B	1682.64	267.80

Mode	Type	Natural angular frequency (rad/sec)	Natural frequency (Hz)
2	2B	6445.67	1025.86
3	1T	7739.12	1231.72

Campbell diagram

Comparison of the evolution of the natural frequencies of the first 3 vibration modes, as a function of rotation speed for the initial and the reference blade:



Campbell diagram computed with a linear centrifugal preload, with clamped root (nominal speed ω_n = 1 675.51 rad/s),

initial blade (orange), reference blade (gray)

- graph (.pdf)
- Campbell data (.csv)

Fichiers téléchargeables
×

Libre accès

lien vers le projet Git

À propos

Le rotor 5 fait partie d'un programme de recherche visant à étudier les effets de la solidité de la rangée d'aubes sur le rendement et la marge de décrochage d'un rotor de compresseur à flux axial. Il fait partie d'une série de rotors conçus avec une solidité d'aube variable obtenue en modifiant la longueur de la corde de l'aube : le rotor 3 possédant une solidité en tête de 1.3, le rotor 4 possédant une solidité en tête de 1.1 et le rotor 5 possédant une solidité en tête de 1.5. Les résultats ont montré que le rendement et le taux de compression étaient plus élevés pour un rotor avec une solidité en tête 1.5 que pour un rotor avec une solidité de 1.1.

Ensuite, une autre série d'essais a été menée avec des solidité en tête de 1,3 pour le rotor 14, 1.5 pour le rotor 8 et 1.7 pour le rotor 12. Ces solidités sont modifiées en faisant varier le nombre d'aubes tout en conservant les mêmes triangles de vitesse et le même trajet d'écoulement. Ces étages ont été conçus de manière à ce que la solidité en tête du rotor et du stator soit la même.

- Rapport technique original [1]:

```
@TechReport{ball1972design,
  author           = {Ball, Calvin L. and Janetzke, David C. and Reid,
L.},
  date             = {1972},
  institution      = {NASA Lewis Research Center Cleveland, OH, United
States},
  title            = {Performance of 1380-foot-per-second-tip-speed axial-
flow compressor rotor with blade tip solidity of 1.5},
  number           = {NASA-TM X-2379},
  url              = {https://ntrs.nasa.gov/citations/19720007339},
}
```

- Photographie :

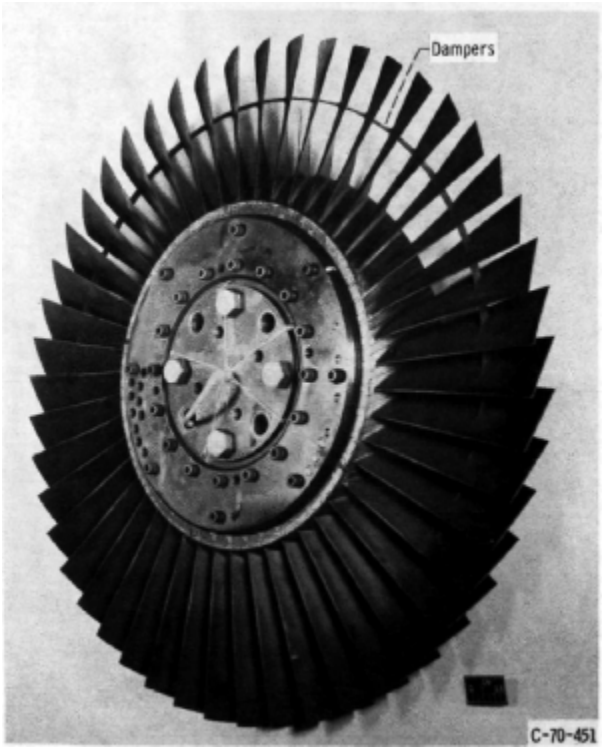


Fig1. https://ntrs.nasa.gov/citations/19720007339 p.71

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[2] pour générer l'aube de référence

Aube de référence

L'**aube de référence** est définie par des profils de type arcs circulaires multiples[3], donnés dans le rapport technique original de la NASA[1]. Les modèles associés sont obtenus avec le code en libre accès OpenMCAD[2].

Géométrie

La géométrie du rotor 5 est décrite dans le rapport d'origine de la NASA par les tableaux suivants. Les grandeurs sont en pouces et en degrés.

TABLE III. - BLADE GEOMETRY FOR ROTOR 5

RP	PERCENT SPAN	RADII RI	RADII RC	BLADE ANGLES KIC	BLADE ANGLES KTC	BLADE ANGLES KOC	DELTA INC
TIP	0.	9.885	9.770	62.55	58.60	49.50	1.95
1	7.	9.651	9.504	61.52	57.06	48.60	2.26
2	12.	9.440	9.322	60.48	55.71	48.06	2.61
3	31.	8.559	8.588	56.16	50.45	44.90	3.82
4	40.	8.102	8.222	54.00	48.06	42.42	4.36
5	43.	7.985	8.129	53.44	47.37	41.24	4.49
6	45.	7.868	8.038	52.94	46.66	40.30	4.61
7	48.	7.740	7.937	52.38	45.88	39.80	4.75
8	50.	7.638	7.854	51.86	45.25	38.55	4.86
9	72.	6.546	7.019	47.35	37.94	28.70	5.94
10	88.	5.639	6.387	44.55	31.48	18.60	6.56
11	93.	5.352	6.204	43.92	29.46	15.90	6.68
HUB	100.	5.000	5.940	43.25	27.01	10.00	6.80

RP	BLADE THICKNESSES TI	BLADE THICKNESSES TM	BLADE THICKNESSES TO	AXIAL DIMENSIONS ZMC	AXIAL DIMENSIONS ZTC	AXIAL DIMENSIONS ZOC	CONE ANGLE
TIP	0.020	0.059	0.020	0.554	0.554	1.008	-5.700
1	0.020	0.064	0.020	0.558	0.558	1.061	-4.700
2	0.020	0.068	0.020	0.560	0.560	1.097	-3.750
3	0.020	0.085	0.020	0.576	0.576	1.233	1.000
4	0.020	0.094	0.020	0.608	0.608	1.290	4.150
5	0.020	0.096	0.020	0.615	0.615	1.306	4.950
6	0.020	0.098	0.020	0.622	0.622	1.321	5.850
7	0.020	0.101	0.020	0.630	0.630	1.338	6.500
8	0.020	0.103	0.020	0.636	0.636	1.352	7.400
9	0.020	0.124	0.020	0.697	0.697	1.489	15.500
10	0.020	0.141	0.020	0.742	0.742	1.595	23.600
11	0.020	0.147	0.020	0.755	0.755	1.627	26.600
HUB	0.020	0.153	0.020	0.772	0.772	1.673	30.300

Caractéristiques aérodynamiques

	unités	valeurs
taux de compression	[-]	1,8
débit massique	[kg/s]	29,6
vitesse en tête	[m/s]	420,6
solidité en tête	[-]	1,5
allongement	[-]	2,3
nombre d'aubes	[-]	47
vitesse de rotation nominale ω_n	[rad/s]	1675,51

Propriétés matériau

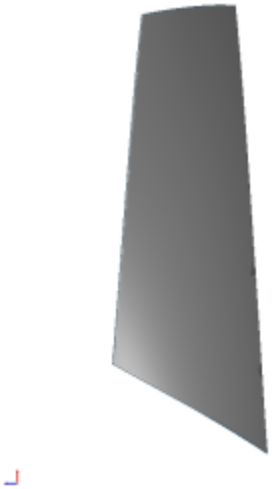
Le matériau du rotor 5 est un alliage à base de nickel : un acier maraging de grade 200, mais ses caractéristiques ne sont pas fournies. Les propriétés considérées sont :

	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[2].

intrados



extrados

Fréquences propres

Fréquences des trois premiers modes (noeuds du pied d'aube encastrés) pour le maillage obtenu avec OpenMCAD[2] :

Mode	Type	Pulsation propre (rad/sec)	Fréquence propre (Hz)
1	1F	1678,29	267,11
2	2F	6437,44	1024,55
3	1T	7699,42	1225,40

Diagramme de Campbell

Évolution des fréquences propres des 3 premiers modes, en fonction de la vitesse de rotation, pour le maillage obtenu avec OpenMCAD[2]:

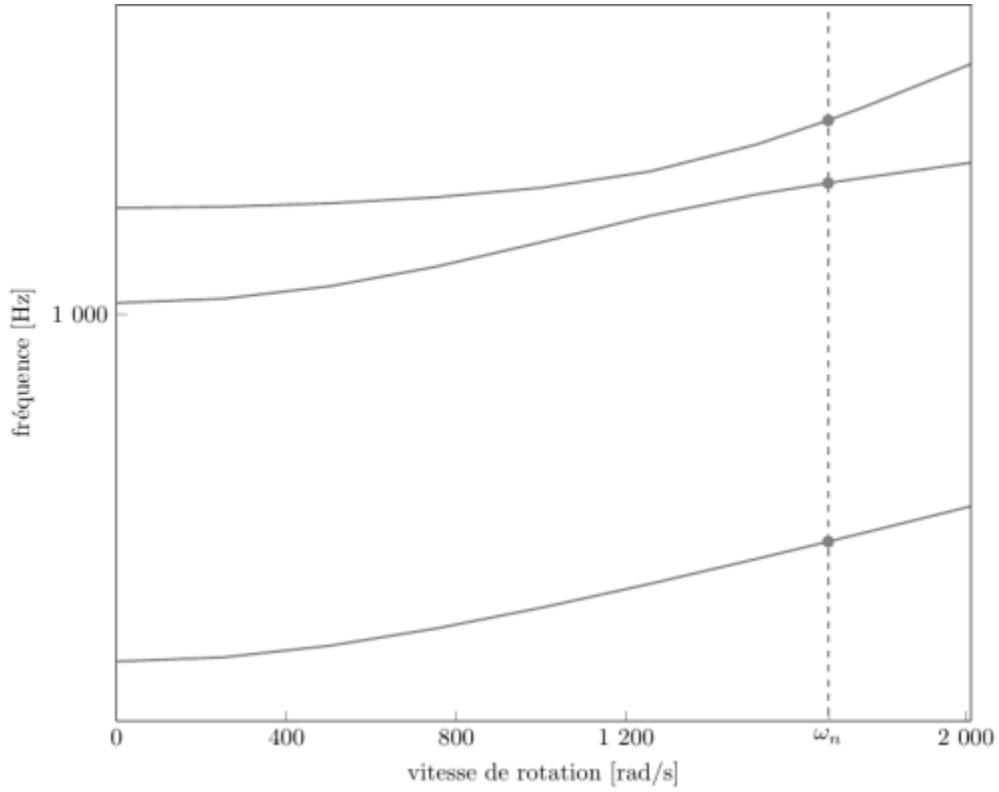


diagramme de Campbell calculé avec une précharge centrifuge linéaire, noeuds du pied d'aube encastrés (vitesse nominale ω_n = 1 675,51 rad/s)

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

Aube initiale

L' **aube initiale** est définie par des paramètres spécifiques au LAVA[4] 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	1682,57	267,79
2	2F	6442,90	1025,42
3	1T	7737,43	1231,45

- pour le modèle réduit :

Mode	Type	Pulsation propre (rad/sec)	Fréquence propre (Hz)
1	1F	1682,64	267,80
2	2F	6445,67	1025,86

Mode	Type	Pulsation propre (rad/sec)	Fréquence propre (Hz)
3	1T	7739,12	1231,72

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:

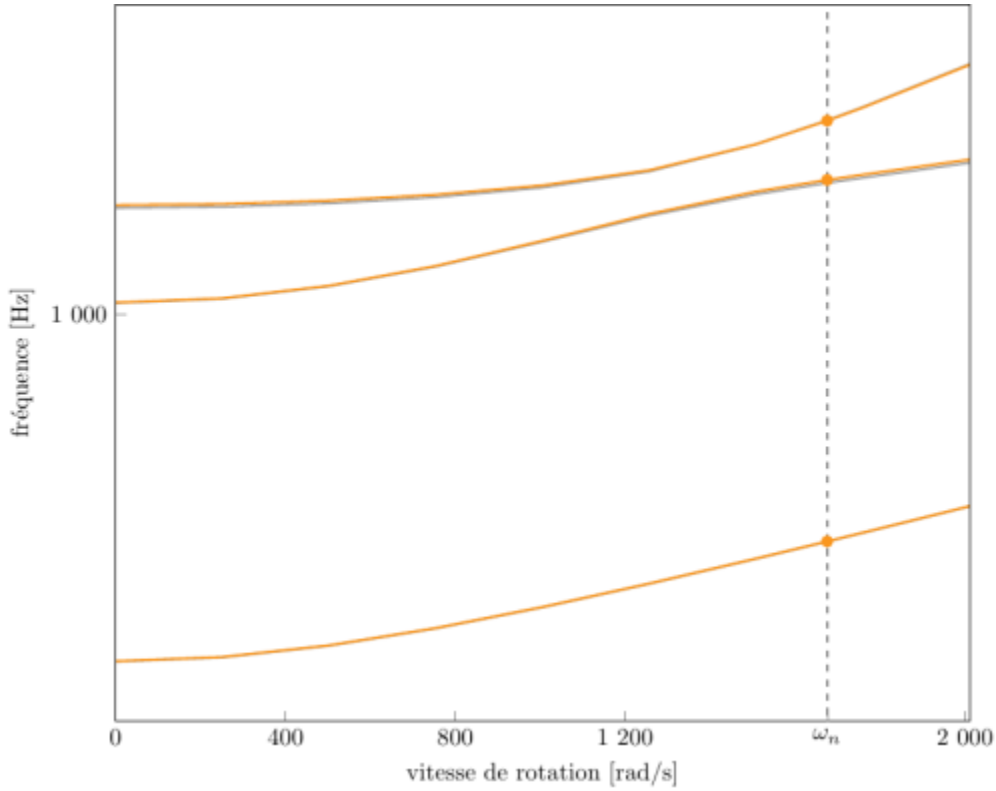


diagramme de Campbell calculé avec une précharge centrifuge linéaire, noeuds du pied d'aube encastrés (vitesse nominale ω_n = 1 675,51 rad/s),

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

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

---

1. [a, b, c, d] Ball *et al*, «Performance of 1380-foot-per-second-tip-speed axial-flow compressor rotor with blade tip solidity of 1.5 » 1972. pdf
2. [a, b, c, d, e, f, g, h, i, j] Kojtych S., Batailly A. «OpenMCAD, an open blade generator: from Multiple-Circular-Arc profiles to Computer-Aided Design model» 2022. open source code
3. [a, b] Crouse *et al*. «A computer program for composing compressor blading from simulated circular-arc elements on conical surfaces » 1969. NASA-TN-D-5437. pdf
4. [a, b] 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

Document issu de la page wiki:
https://lava-wiki.meca.polymtl.ca/public/modeles/rotor_05/accueil

Dernière mise à jour: **2024/08/05 15:46**