

Rotor 14

- [Français](#)
- [English](#)

Downloadable files

×

Open access

[Git project](#)

About

Rotor 14 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 to further study the effects of solidity : rotor 8 with a tip solidity of 1.5, rotor 12 with a tip solidity of 1.7 and rotor 14 with a tip solidity of 1.3. 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{moore1972design,
  author      = {Moore, R. D. and Urasek, Donald C. and Osborn,
Walter M.},
  date       = {1972},
  institution = {NASA Lewis Research Center Cleveland, OH, United
States},
  title      = {Performance of a single-stage transonic compressor
with a blade-tip solidity of 1.3},
  number     = {NASA-TM X-2645},
  url       = {https://ntrs.nasa.gov/citations/19730002275},
}
```

- Picture :

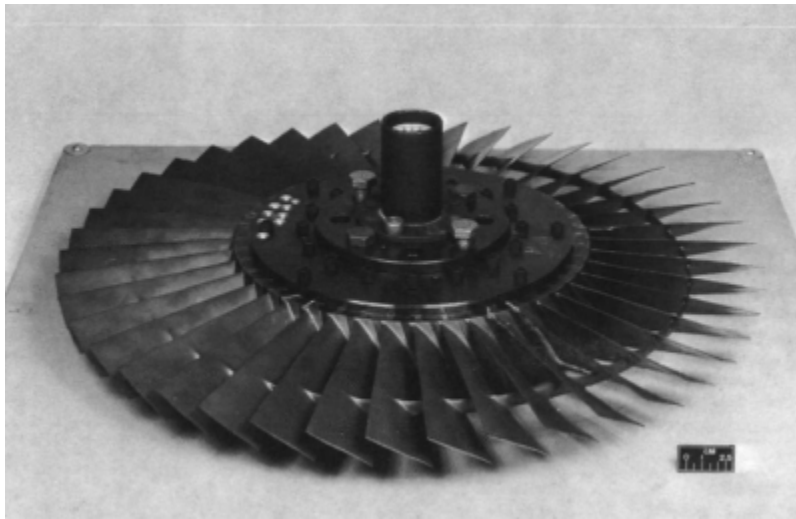


Fig1. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19730002275> p.62

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 14 is described in the original NASA report](#) by the following tables. The length are in centimeters and the angles in degrees.

TABLE IV. - BLADE GEOMETRY FOR ROTOR 14

RP	PERCENT RADII			BLADE ANGLES			DELTA INC	CONE ANGLE
	SPAN	RI	RO	KIC	KTC	KOC		
TIP	0.	25.082	24.701	62.89	61.15	50.70	2.49	-9.441
1	5.	24.562	24.193	61.63	60.18	50.30	2.73	-8.828
2	10.	24.016	23.685	60.36	59.00	49.68	2.99	-7.638
3	30.	21.752	21.653	55.88	53.60	45.06	4.07	-1.988
4	43.	20.289	20.383	53.42	50.38	40.63	4.75	1.770
5	45.	19.991	20.129	52.94	49.75	39.58	4.89	2.540
6	48.	19.692	19.875	52.47	49.11	38.44	5.03	3.321
7	50.	19.391	19.621	52.01	48.47	37.24	5.16	4.108
8	53.	19.088	19.367	51.55	47.82	35.98	5.30	4.900
9	70.	16.900	17.589	48.44	43.56	24.97	6.21	10.840
10	90.	14.191	15.557	45.34	40.14	5.19	7.09	18.729
11	95.	13.464	15.049	44.72	39.86	-1.71	7.24	20.942
HUB	100.	12.700	14.541	44.16	39.81	-9.35	7.37	23.380

RP	BLADE THICKNESSES			AXIAL DIMENSIONS			
	TI	TM	TO	ZIC	ZMC	ZTC	ZOC
TIP	0.051	0.152	0.051	1.000	2.071	2.484	3.291
1	0.051	0.162	0.051	0.955	2.071	2.451	3.329
2	0.051	0.172	0.051	0.907	2.069	2.412	3.371
3	0.051	0.216	0.051	0.715	2.054	2.209	3.556
4	0.051	0.244	0.051	0.605	2.042	2.047	3.673
5	0.051	0.250	0.051	0.583	2.039	2.012	3.698
6	0.051	0.256	0.051	0.561	2.036	1.975	3.722
7	0.051	0.262	0.051	0.539	2.032	1.937	3.748
8	0.051	0.267	0.051	0.517	2.029	1.898	3.773
9	0.051	0.309	0.051	0.357	1.999	1.593	3.958
10	0.051	0.359	0.051	0.141	1.944	1.168	4.171
11	0.051	0.373	0.051	0.075	1.923	1.044	4.217
HUB	0.051	0.387	0.051	0.000	1.899	0.909	4.259

Aerodynamic design

	unit	value
pressure ratio	[-]	1.75
mass flow	[kg/s]	29.5
tip speed	[m/s]	423
tip solidity	[-]	1.3
aspect ratio	[-]	2.4
number of blades	[-]	43
nominal rotation speed ω_n	[rad/s]	1686

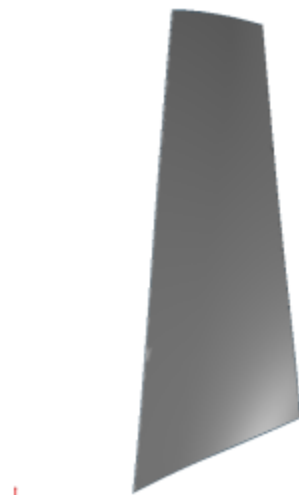
Material properties

The original material of the rotor 14 is not defined in the NASA report. A 200-grade maraging steel is considered:

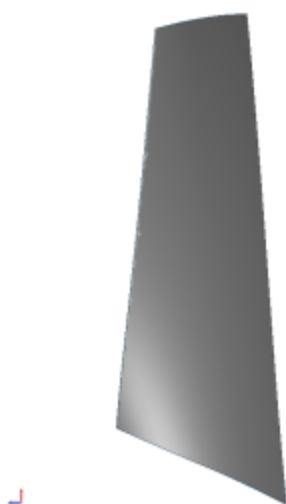
	unit	value
alloy	[-]	18-Ni-200-maraging
Young's modulus	[GPa]	180
density	[kg/m ³]	8000
Poisson's ratio	[-]	0.3
yield stress	[GPa]	1.38

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	1739.36	276.827
2	2B	6240.69	993.237
3	1T	8434.99	1342.47

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 $\omega_n = 1\,686$ 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:

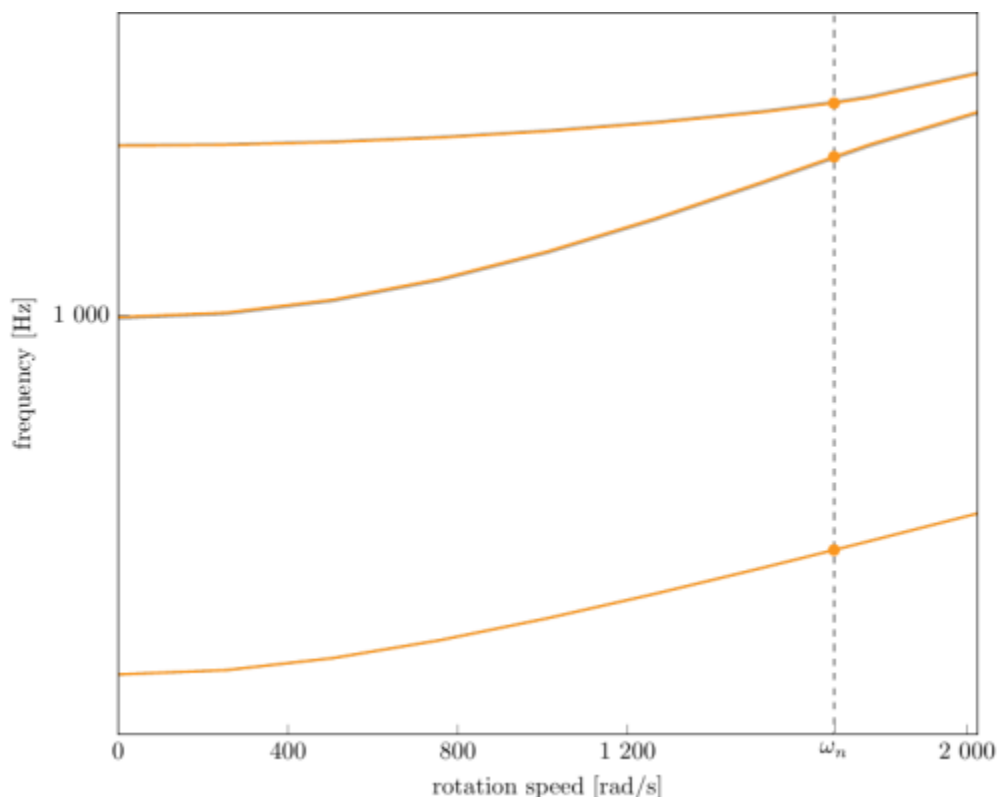
Mode	Type	Natural angular frequency (rad/sec)	Natural frequency (Hz)
1	1B	1739.44	276.841
2	2B	6259.56	996.24
3	1T	8425.56	1340.97

- from the reduced order model:

Mode	Type	Natural angular frequency (rad/sec)	Natural frequency (Hz)
1	1B	1739.51	276.851
2	2B	6261.91	996.614
3	1T	8428.64	1341.46

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 $\omega_n = 1\ 686$ 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 14 fait partie d'un programme de recherche visant à étudier les effets de la solidité des rangées d'aubes sur l'efficacité et la marge de décrochage d'un rotor de compresseur à flux axial. Il fait partie d'une série de rotors conçus pour étudier plus profondément les effets de la solidité : le rotor 8 avec une solidité en tête de 1.5, le rotor 12 avec une solidité en tête de 1.7 et le rotor 14 avec une solidité en tête de 1.3. La solidité est modifiée 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{moore1972design,  
  author      = {Moore, R. D. and Urasek, Donald C. and Osborn,  
Walter M.},  
  date        = {1972},  
  institution = {NASA Lewis Research Center Cleveland, OH, United  
States},  
  title       = {Performance of a single-stage transonic compressor  
with a blade-tip solidity of 1.3},  
  number      = {NASA-TM X-2645},  
  url         = {https://ntrs.nasa.gov/citations/19730002275},  
}
```

- Photographie :

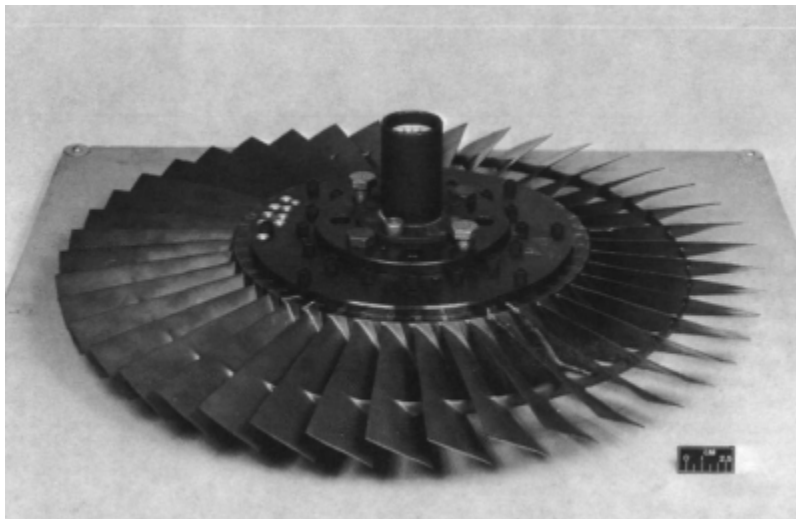


Fig1. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19730002275> p.62

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 14 est décrite dans le [rapport d'origine de la NASA](#) par les tableaux suivants. Les grandeurs sont en centimètres et en degrés.

TABLE IV. - BLADE GEOMETRY FOR ROTOR 14

RP	PERCENT RADII		BLADE ANGLES			DELTA		CONE ANGLE
	SPAN	R1 RO	KIC	KTC	KOC	INC		
TIP	0.	25.082 24.701	62.89	61.15	50.70	2.49	-9.441	
1	5.	24.562 24.193	61.63	60.18	50.30	2.73	-8.828	
2	10.	24.016 23.685	60.36	59.00	49.68	2.99	-7.638	
3	30.	21.752 21.653	55.88	53.60	45.06	4.07	-1.988	
4	43.	20.289 20.383	53.42	50.38	40.63	4.75	1.770	
5	45.	19.991 20.129	52.94	49.75	39.58	4.89	2.540	
6	48.	19.692 19.875	52.47	49.11	38.44	5.03	3.321	
7	50.	19.391 19.621	52.01	48.47	37.24	5.16	4.108	
8	53.	19.088 19.367	51.55	47.82	35.98	5.30	4.900	
9	70.	16.900 17.589	48.44	43.56	24.97	6.21	10.840	
10	90.	14.191 15.557	45.34	40.14	5.19	7.09	18.729	
11	95.	13.464 15.049	44.72	39.86	-1.71	7.24	20.942	
HUB	100.	12.700 14.541	44.16	39.81	-9.35	7.37	23.380	

RP	BLADE THICKNESSES			AXIAL DIMENSIONS			
	TJ	TM	TO	ZIC	ZMC	ZTC	ZOC
TIP	0.051	0.152	0.051	1.000	2.071	2.484	3.291
1	0.051	0.162	0.051	0.955	2.071	2.451	3.329
2	0.051	0.172	0.051	0.907	2.069	2.412	3.371
3	0.051	0.216	0.051	0.715	2.054	2.209	3.556
4	0.051	0.244	0.051	0.605	2.042	2.047	3.673
5	0.051	0.250	0.051	0.583	2.039	2.012	3.698
6	0.051	0.256	0.051	0.561	2.036	1.975	3.722
7	0.051	0.262	0.051	0.539	2.032	1.937	3.748
8	0.051	0.267	0.051	0.517	2.029	1.898	3.773
9	0.051	0.309	0.051	0.357	1.999	1.593	3.958
10	0.051	0.359	0.051	0.141	1.944	1.168	4.171
11	0.051	0.373	0.051	0.075	1.923	1.044	4.217
HUB	0.051	0.387	0.051	0.000	1.899	0.909	4.259

Caractéristiques aérodynamiques

	unités	valeurs
taux de compression	[-]	1,75
débit massique	[kg/s]	29,5
vitesse en tête	[m/s]	423
solidité en tête	[-]	1,3
allongement	[-]	2,4
nombre d'aubes	[-]	43
vitesse de rotation nominale ω_n	[rad/s]	1686

Propriétés matériau

Le matériau original du rotor 14 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

	unité	valeurs
module d'Young	[GPa]	180
masse volumique	[kg/m ³]	8000
coefficient de Poisson	[-]	0,3
limite élastique	[GPa]	1,38

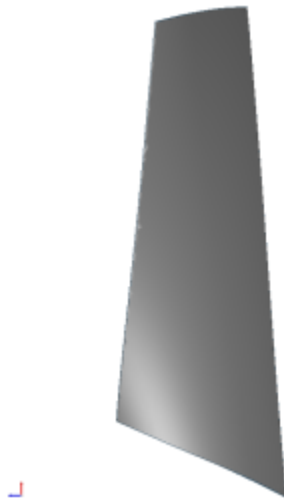
Modèle CAO

Le modèle CAO est obtenu avec OpenMCAD^[2].

intrados



extrados



Fréquences propres

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

Mode	Type	Pulsation propre (rad/sec)	Fréquence propre (Hz)
1	1F	1739,36	276,83
2	2F	6240,69	993,24

Mode	Type	Pulsation propre (rad/sec)	Fréquence propre (Hz)
3	1T	8434,99	1342,47

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]:

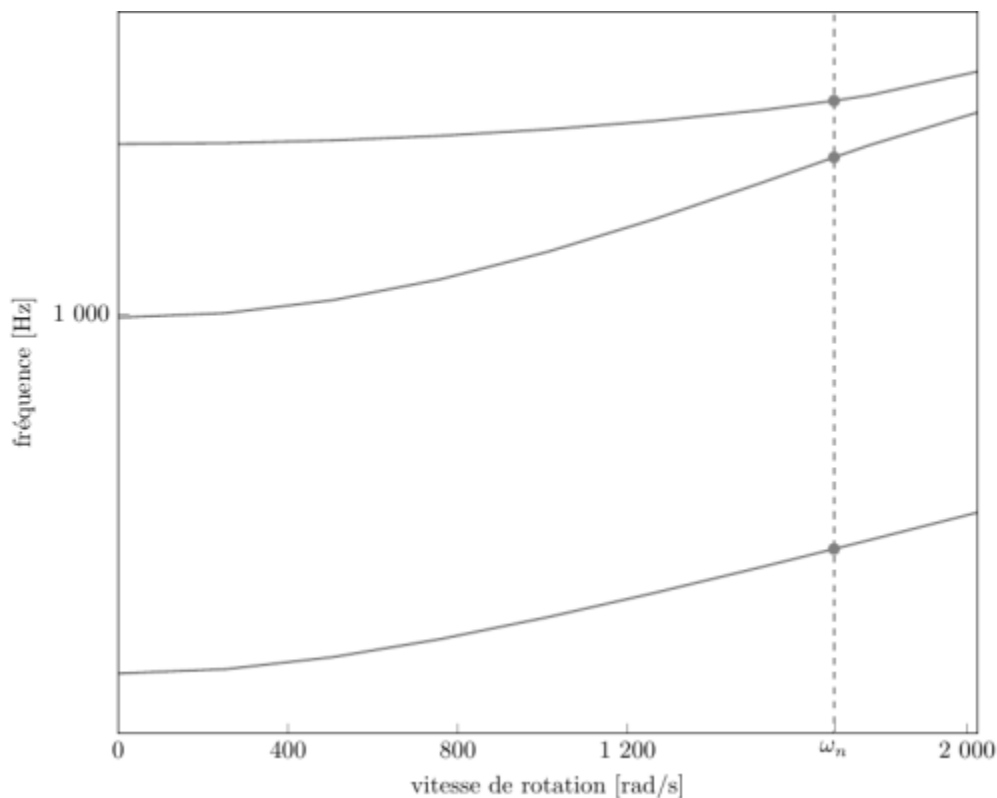


diagramme de Campbell calculé avec une précharge centrifuge linéaire, noeuds du pied d'aube encastrés (vitesse nominale $\omega_n = 1\,686$ rad/s)

- 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	1739,44	276,841
2	2F	6259,56	996,24
3	1T	8425,56	1340,97

- pour le modèle réduit :

Mode	Type	Pulsation propre (rad/sec)	Fréquence propre (Hz)
1	1F	1739,51	276,851
2	2F	6261,91	996,614
3	1T	8428,64	1341,46

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:

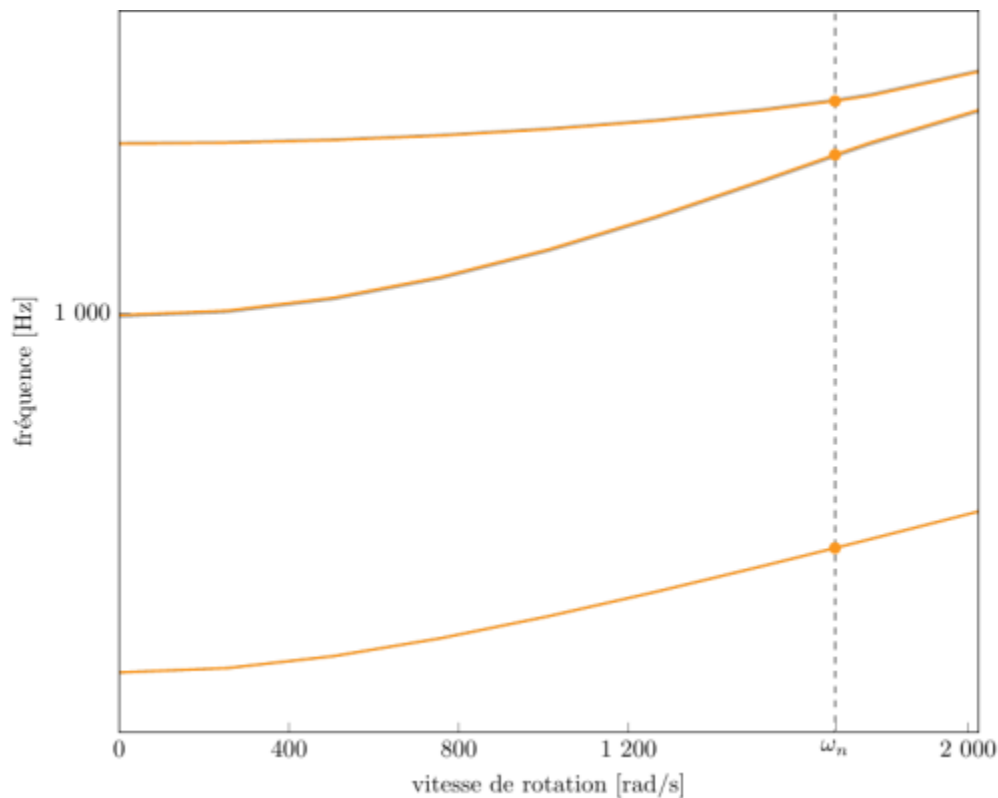


diagramme de Campbell calculé avec une précharge centrifuge linéaire, noeuds du pied d'aube encastrés (vitesse nominale $\omega_n = 1\,686$ rad/s),

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

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

1. ^{a, b, c, d} Moore *et al* «Performance of a single-stage transonic compressor with a blade-tip solidity of 1.3 » 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_14/accueil?rev=1722887690

Dernière mise à jour: **2024/08/05 15:54**