Rotor 6

- Français
- English

Downloadable files
×

Open access

Git project

About

Rotor 6 is part of a research program to study the effects of blade shape on efficiency and stall margin. A series of transonic rotors, including rotor 6 and 7, were design with the same exit total pressure distribution to investigate the effects of blade shape.

- Original technical report [(cite:reid1973design>Reid L., Kovich G., «Overall and blade-element performance of a transonic compressor stage with multiple-circular-arc blades at tip speed of 419 meters per second » 1973. pdf)]:

```
@TechReport{reid1973design,
  author           = {Reid, Lonnie and Kovich, George},
  date             = {1973},
  institution      = {NASA Lewis Research Center Cleveland, OH, United
States},
  title            = {Overall and blade-element performance of a transonic
compressor stage with multiple-circular-arc blades at tip speed of 419
meters per second},
  number           = {NASA-TM X-2731},
  url              = {https://ntrs.nasa.gov/citations/19730011268},
}
```

- Picture :

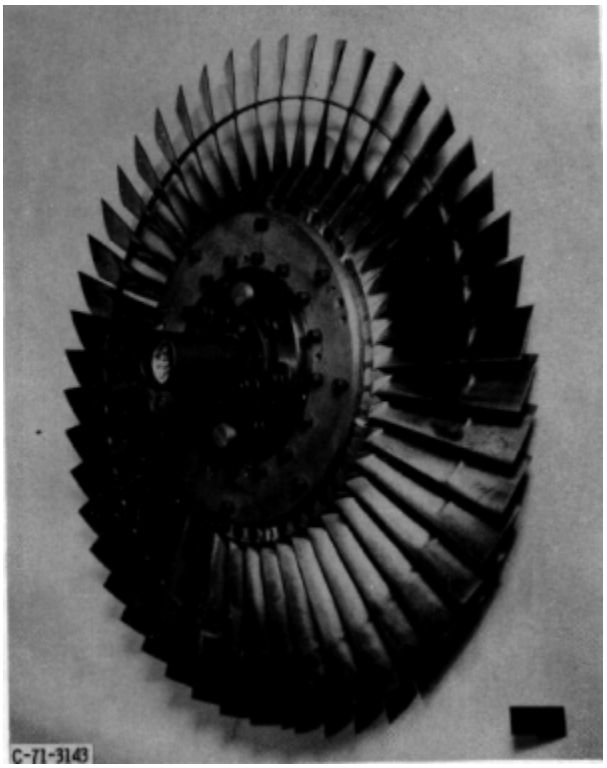


Fig1. https://ntrs.nasa.gov/citations/19730011268 p.63

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:reid1973design)]. Corresponding models are computed with the open-source code OpenMCAD[(cite:Kojtych_2022_gene_aubes)].

Geometry

The geometry of rotor 6 is described in the original NASA report by the following tables. The lengths are in centimeters and the angles in degrees.

TABLE IV. - BLADE GEOMETRY FOR ROTOR 6

RP	PERCENT SPAN	RADII RI	RO	BLADE ANGLES KIC	KTC	KOC	DELTA INC	CONE ANGLE
TIP	0.	25.024	24.938	61.27	59.53	48.55	2.57	-2.167
1	5.	24.681	24.443	60.39	58.83	48.51	2.75	-5.794
2	10.	24.151	23.949	59.08	57.74	48.33	3.03	-4.776
3	30.	21.932	21.972	54.43	53.07	45.16	4.18	0.842
4	40.	20.778	20.983	52.27	50.40	42.35	4.77	4.083
5	43.	20.485	20.736	51.75	49.69	41.52	4.91	4.922
6	45.	20.190	20.489	51.22	48.96	40.63	5.06	5.771
7	48.	19.893	20.242	50.70	48.23	39.71	5.21	6.638
8	50.	19.593	19.995	50.19	47.49	38.76	5.35	7.520
9	70.	17.083	18.018	46.38	41.40	29.63	6.46	15.492
10	90.	14.203	16.041	44.06	36.61	17.09	7.30	26.699
11	95.	13.376	15.546	43.89	36.11	13.27	7.42	30.360
HUB	100.	12.736	15.052	43.87	35.93	9.32	7.48	31.741

RP	BLADE THICKNESSES TI	TM	TO	AXIAL DIMENSIONS ZIC	ZMC	ZTC	ZOC
TIP	0.051	0.149	0.051	0.773	1.843	2.194	3.055
1	0.051	0.156	0.051	0.745	1.843	2.171	3.087
2	0.051	0.167	0.051	0.704	1.844	2.134	3.119
3	0.051	0.211	0.051	0.541	1.834	1.941	3.257
4	0.051	0.233	0.051	0.460	1.826	1.818	3.335
5	0.051	0.239	0.051	0.440	1.825	1.785	3.356
6	0.051	0.245	0.051	0.420	1.823	1.752	3.378
7	0.051	0.251	0.051	0.399	1.821	1.716	3.399
8	0.051	0.257	0.051	0.377	1.817	1.677	3.418
9	0.051	0.305	0.051	0.206	1.791	1.336	3.578
10	0.051	0.360	0.051	0.055	1.755	0.947	3.709
11	0.051	0.376	0.051	0.023	1.741	0.845	3.728
HUB	0.051	0.389	0.051	0.000	1.728	0.768	3.745

Aerodynamic design

	unit	value
pressure ratio	[-]	1.63
mass flow	[kg/s]	29.6
tip speed	[m/s]	419
tip solidity	[-]	1.3
aspect ratio	[-]	2.5
number of blades	[-]	47
nominal rotation speed ω_n	[rad/s]	1675.51

Material properties

The material of rotor 6 is not defined in the original NASA report. A 200-grade maraging steel is considered:

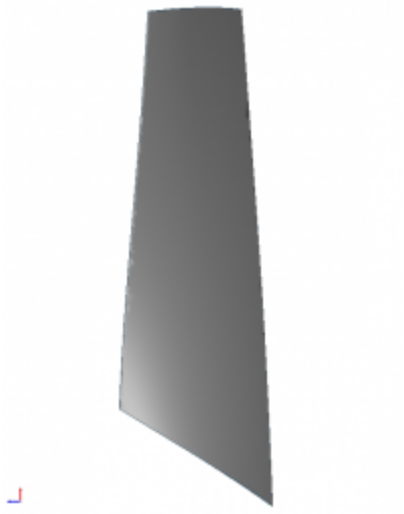
	unit	value
alloy	[-]	18-Ni-200-maraging
Young's modulus	[GPa]	180
density	[kg/m3]	8000
Poisson's ratio	[-]	0.3
yield stress	[GPa]	1.38

CAD model

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



pressure side



suction side

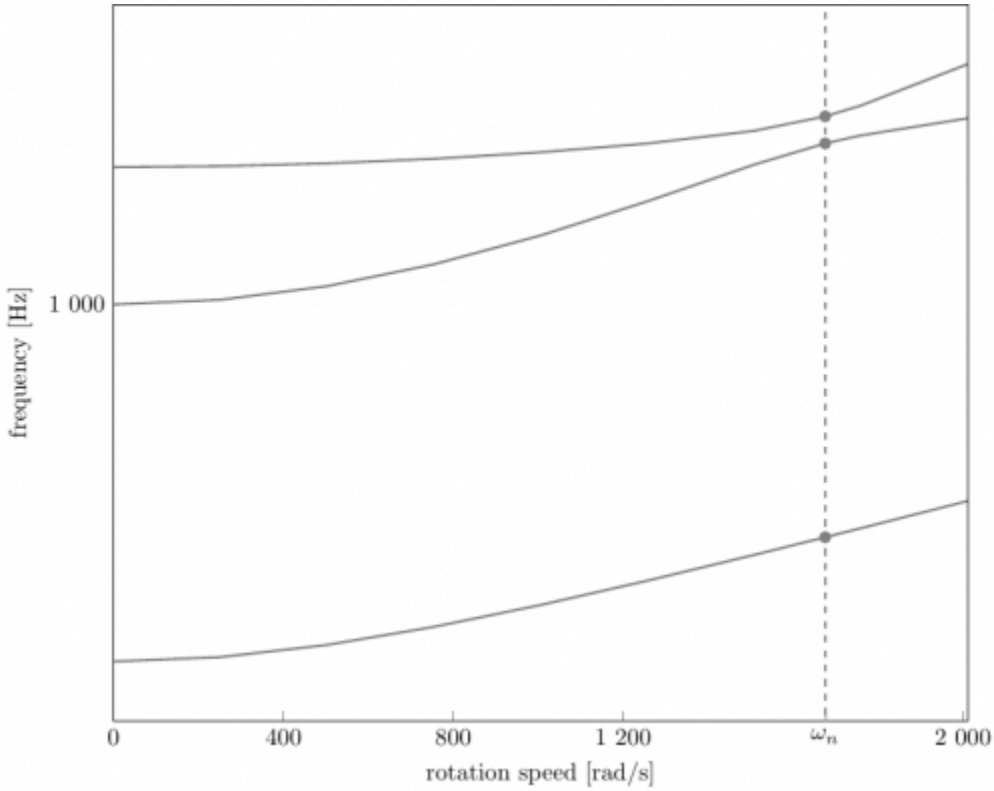
Natural frequencies

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	1640.38	261.075
2	2B	6276.11	998.874
3	1T	8059.88	1282.77

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[(cite:Kojtych_2022_gene_aubes)]:



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[(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	1645.39	261.872
2	2B	6297.39	1002.26
3	1T	8100.85	1289.29

- from the reduced order model:

Mode	Type	Natural angular frequency (rad/sec)	Natural frequency (Hz)
1	1B	1644.74	261.77
2	2B	6299.96	1002.67

Mode	Type	Natural angular frequency (rad/sec)	Natural frequency (Hz)
3	1T	8102.8	1289.6

Fichiers téléchargeables
×

Libre accès

lien vers le projet Git

À propos

Le rotor 6 fait partie d'un programme de recherche visant à étudier les effets de la forme des pales sur l'efficacité et la marge de décrochage. Une série de rotors transsoniques ont été conçus avec la même distribution de pression totale de sortie pour étudier les effets de la forme des pales. On retrouve par exemple le rotor 6 et 7.

- Rapport technique original [(cite:reid1973design>)]:

```
@TechReport{reid1973design,
  author           = {Reid, Lonnie and Kovich, George},
  date             = {1973},
  institution      = {NASA Lewis Research Center Cleveland, OH, United
States},
  title            = {Overall and blade-element performance of a transonic
compressor stage with multiple-circular-arc blades at tip speed of 419
meters per second},
  number           = {NASA-TM X-2731},
  url              = {https://ntrs.nasa.gov/citations/19730011268},
}
```

- Photographie :

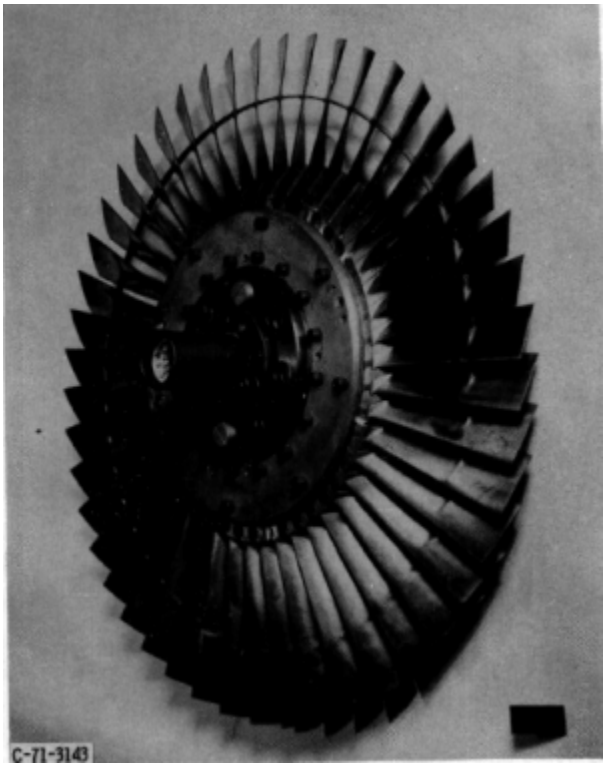


Fig1. https://ntrs.nasa.gov/citations/19730011268 p.63

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:reid1973design)]. Les modèles associés sont obtenus avec le code en libre accès OpenMCAD[(cite:Kojtych_2022_gene_aubes)].

Géométrie

La géométrie du rotor 6 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 6

RP	PERCENT SPAN	RADII RI	RADII RO	BLADE ANGLES KIC	BLADE ANGLES KTC	BLADE ANGLES KOC	DELTA INC	CONE ANGLE
TIP	0.	25.024	24.938	61.27	59.53	48.55	2.57	-2.167
1	5.	24.681	24.443	60.39	58.83	48.51	2.75	-5.794
2	10.	24.151	23.949	59.08	57.74	48.33	3.03	-4.776
3	30.	21.932	21.972	54.43	53.07	45.16	4.18	0.842
4	40.	20.778	20.983	52.27	50.40	42.35	4.77	4.083
5	43.	20.485	20.736	51.75	49.69	41.52	4.91	4.922
6	45.	20.190	20.489	51.22	48.96	40.63	5.06	5.771
7	48.	19.893	20.242	50.70	48.23	39.71	5.21	6.638
8	50.	19.593	19.995	50.19	47.49	38.76	5.35	7.520
9	70.	17.083	18.018	46.38	41.40	29.63	6.46	15.492
10	90.	14.203	16.041	44.06	36.61	17.09	7.30	26.699
11	95.	13.376	15.546	43.89	36.11	13.27	7.42	30.360
HUB	100.	12.736	15.052	43.87	35.93	9.32	7.48	31.741

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	0.149	0.051	0.773	1.843	2.194	3.055
1	0.051	0.156	0.051	0.745	1.843	2.171	3.087
2	0.051	0.167	0.051	0.704	1.844	2.134	3.119
3	0.051	0.211	0.051	0.541	1.834	1.941	3.257
4	0.051	0.233	0.051	0.460	1.826	1.818	3.335
5	0.051	0.239	0.051	0.440	1.825	1.785	3.356
6	0.051	0.245	0.051	0.420	1.823	1.752	3.378
7	0.051	0.251	0.051	0.399	1.821	1.716	3.399
8	0.051	0.257	0.051	0.377	1.817	1.677	3.418
9	0.051	0.305	0.051	0.206	1.791	1.336	3.578
10	0.051	0.360	0.051	0.055	1.755	0.947	3.709
11	0.051	0.376	0.051	0.023	1.741	0.845	3.728
HUB	0.051	0.389	0.051	0.000	1.728	0.768	3.745

Caractéristiques aérodynamiques

	unités	valeurs
taux de compression	[-]	1,63
débit massique	[kg/s]	29,6
vitesse en tête	[m/s]	419
solidité en tête	[-]	1,3
allongement	[-]	2,5
nombre d'aubes	[-]	47
vitesse de rotation nominale ω_n	[rad/s]	1675,51

Propriétés matériau

Le matériau original du rotor 6 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	1640,38	261,075
2	2F	6276,11	998,874
3	1T	8059,88	1282,77

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)]:

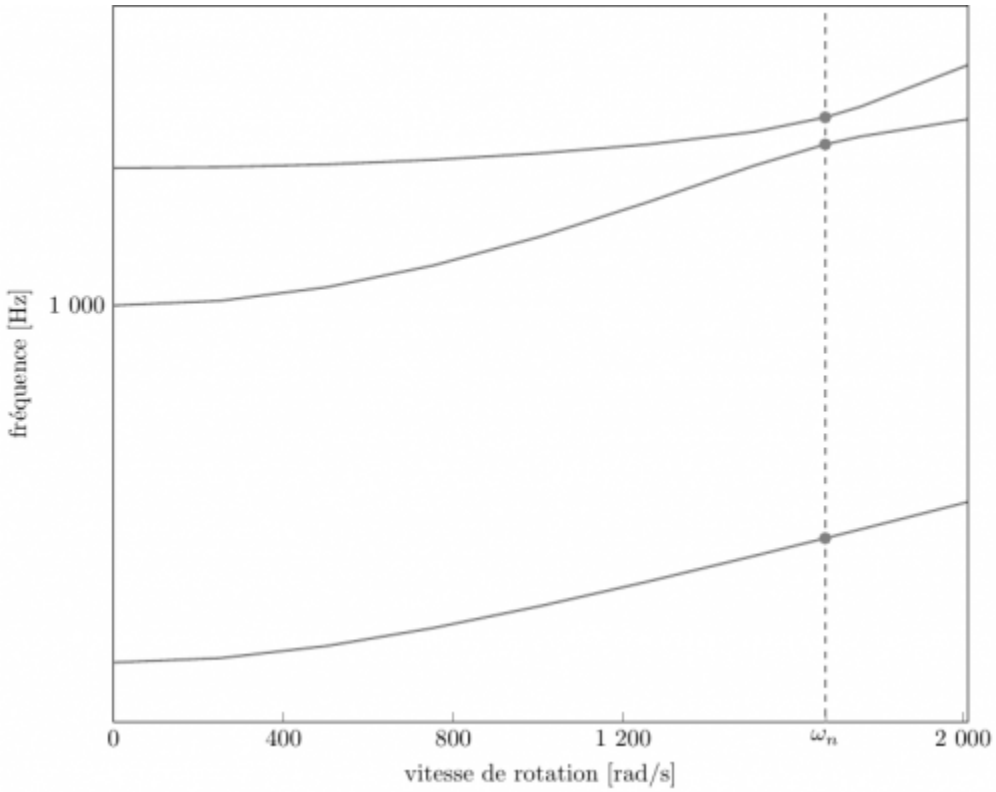


diagramme de Campbell calculé avec une précharge centrifuge linéaire, noeuds du pied d'aube encastrés (vitesse nominale ω_n = 1 675,51 rad/s)

- 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	1645,39	261,872
2	2F	6297,39	1002,26
3	1T	8100,85	1289,29

- pour le modèle réduit :

Mode	Type	Pulsation propre (rad/sec)	Fréquence propre (Hz)
1	1F	1644,74	261,77
2	2F	6299,96	1002,67
3	1T	8102,8	1289,6

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:

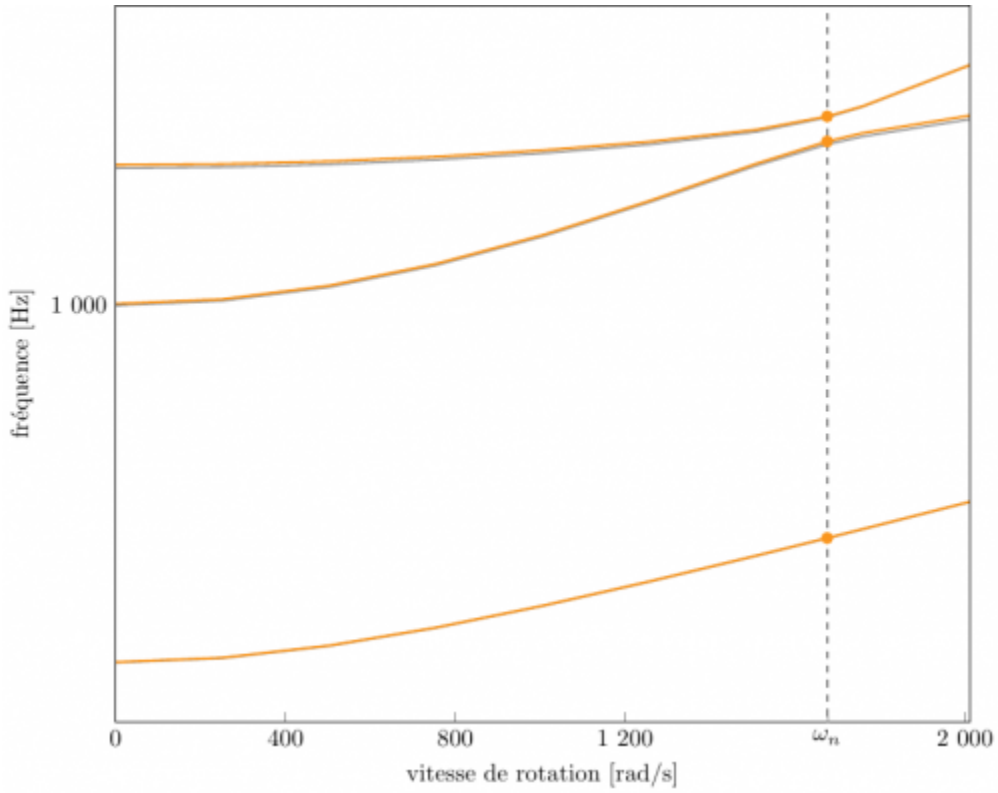


diagramme de Campbell calculé avec une précharge centrifuge linéaire, noeuds du pied d'aube encastrés (vitesse nominale ω_n = 1 675,51 rad/s),

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

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

Document issu de la page wiki:
https://wiki.lava.polymtl.ca/public/modeles/rotor_06/accueil?rev=1721870319

Dernière mise à jour: **2024/07/24 21:18**