

# Rotor 65

- [Français](#)
- [English](#)

Downloadable models

×

**Open access**

[Git project](#)

## About

Rotor 65 is part of a NASA research program in collaboration with Pratt & Whitney aiming at reducing the noise level of the JT8D engines (used in 1976 in Boeing 727 and 737) while maintaining their aerodynamic performance. Rotor 65 is a single-stage fan designed to replace the two-stage fan used in the JT8D engine.

- Original NASA technical report <sup>[1]</sup>:

```
@TechReport{moore1976aerodynamic,  
  author      = {Moore, Royce D and Kovich, George and Tysl, Edward  
R},  
  date        = {1976},  
  institution = {NASA Lewis Research Center Cleveland, OH, United  
States},  
  title       = {Aerodynamic performance of 0.4066-scale model to  
JT8D refan stage},  
  number      = {NASA-TM X-3356},  
  url         = {https://ntrs.nasa.gov/citations/19760017065},
```

- Picture :



Fig. 1 <https://ntrs.nasa.gov/citations/19760017065> p.114

### Useful documents

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

## Reference blade

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

## Geometry

The geometry of rotor 65 is described in the [original NASA report](#) by the following table. The lengths are in inches and the angles in degrees.

TABLE VII. - BLADE GEOMETRY FOR ROTOR 65

RP	PERCENT RADII			BLADE ANGLES			DELTA	CCAE
	SPAN	RI	RO	KIC	KTC	KOC	INC	ANGLE
TIP	0.	25.405	25.029	64.63	70.95	59.92	1.59	-9.437
1	5.	24.797	24.334	62.32	68.07	58.86	1.91	-10.857
2	10.	24.142	23.640	60.43	65.15	57.62	2.22	-11.036
3	20.	22.707	22.250	58.14	59.28	54.62	2.84	-8.889
4	30.	21.218	20.861	55.91	53.25	51.16	3.58	-6.749
5	35.	20.461	20.166	54.80	50.52	49.45	3.98	-5.442
6	40.	19.704	19.472	53.80	49.38	47.57	4.28	-4.256
7	50.	18.192	18.082	52.02	48.27	43.07	4.73	-2.014
8	60.	16.693	16.693	50.38	47.95	37.24	5.18	-0.057
9	64.	16.092	16.137	49.67	46.39	34.05	5.47	0.804
10	80.	13.595	13.914	47.01	37.52	17.24	6.77	4.968
11	95.	10.894	11.830	44.86	31.17	-4.37	7.54	13.481
HUB	100.	9.898	11.135	43.73	31.25	-14.38	7.68	17.467

RP	BLADE THICKNESSES			AXIAL DIMENSIONS			
	TI	TM	TO	ZIC	ZMC	ZTC	ZOC
TIP	0.031	0.118	0.022	0.643	1.870	2.064	2.905
1	0.031	0.134	0.022	0.595	1.509	2.115	3.004
2	0.031	0.148	0.022	0.545	1.943	2.152	3.121
3	0.031	0.174	0.022	0.444	1.975	2.169	3.366
4	0.031	0.203	0.022	0.334	1.508	2.064	3.351
5	0.031	0.217	0.022	0.301	1.508	2.037	3.398
6	0.031	0.226	0.023	0.257	1.907	2.000	3.422
7	0.031	0.236	0.024	0.321	1.500	1.897	3.447
8	0.031	0.249	0.026	0.315	1.873	1.745	3.484
9	0.031	0.260	0.027	0.292	1.865	1.690	3.531
10	0.033	0.316	0.031	0.132	1.839	1.353	3.798
11	0.045	0.365	0.040	0.013	1.820	1.013	3.919
HUB	0.051	0.375	0.044	-0.	1.807	0.923	3.931

## Aerodynamic design

	units	values
pressure ratio	[-]	1.679
mass flow	[kg/s]	35.82
tip speed	[m/s]	419.1
aspect ratio	[-]	1.679
nominal rotation speed $\omega_n$	[rad/s]	1918.66

## Material properties

The material of the rotor 65 is titanium according to the report, but its characteristics are not provided. A generic titanium Ti-6Al-4V is considered:

	units	values
alloy	[-]	Ti-6Al-4V
Young's modulus	[GPa]	108
density	[kg/m <sup>3</sup> ]	4400
Poisson's ratio	[-]	0.34
yield stress	[GPa]	0.824

## CAD model

The CAD model is computed with the open source code OpenMCAD<sup>[2]</sup>.



pressure side



suction side

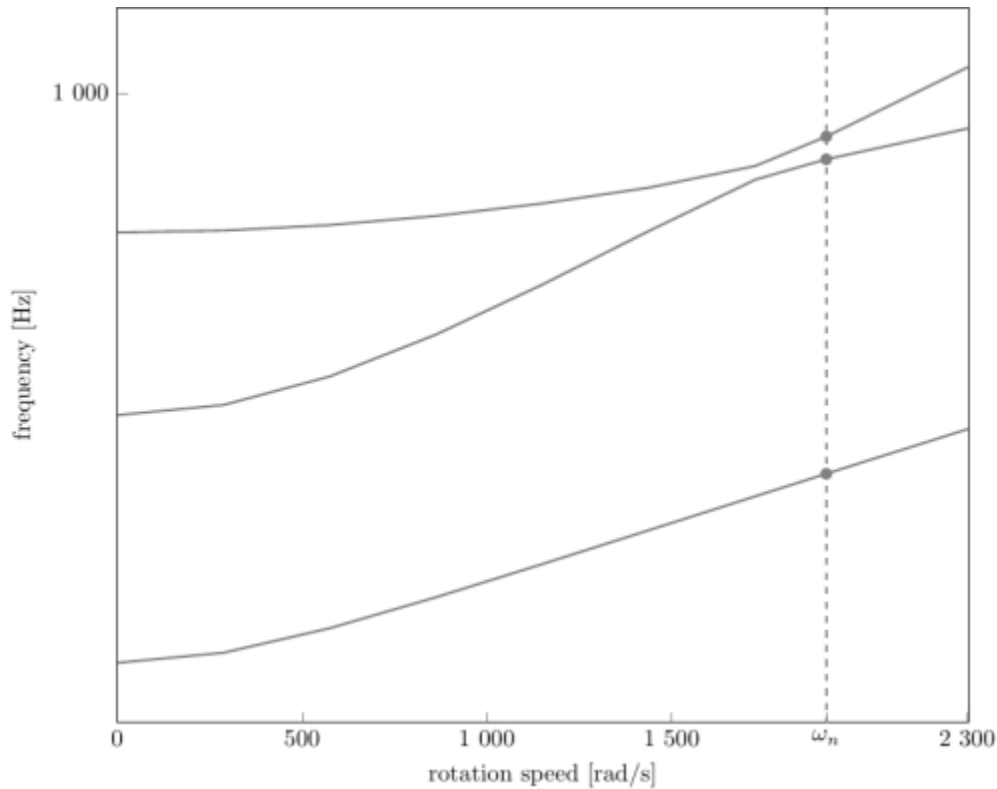
## Natural frequencies

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

Mode	Type	Natural angular frequency (rad/sec)	Natural frequency (Hz)
1	1B	861.37	137.09
2	2B	3216.75	511.96
3	1T	4954.74	788.57

## 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<sup>[2]</sup>:



Campbell diagram computed with a linear centrifugal preload, with clamped root (nominal rotation speed  $\omega_n = 1\,918.66$  rad/s)

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

## Initial blade

The **initial blade** is defined with in-house LAVA parameters<sup>[4]</sup> 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	843.81	134.296
2	2B	3125.32	497.41
3	1T	4970.06	791.01

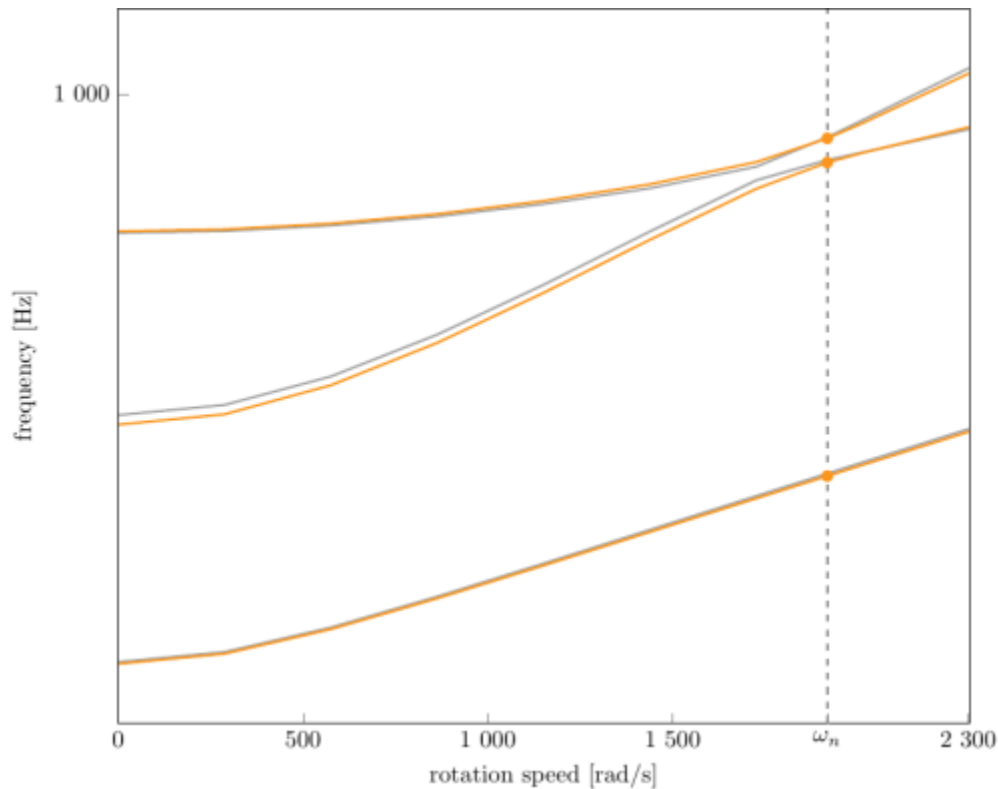
- from the reduced order model:

Mode	Type	Natural angular frequency (rad/sec)	Natural frequency (Hz)
1	1B	843.83	134.30
2	2B	3125.95	497.51

Mode	Type	Natural angular frequency (rad/sec)	Natural frequency (Hz)
3	1T	4971.34	791.21

## 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  $\omega_n = 1918.66$  rad/s),

initial blade (orange), reference blade (gray)

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

Modèles téléchargeables

×

**Libre accès**

[lien vers le projet Git](#)

## À propos

Le rotor 65 a été étudié dans le cadre d'un programme de recherche de la NASA en collaboration avec Pratt & Whitney visant à réduire le bruit des moteurs JT8D (utilisés en 1976 pour les Boeing 727 et 737) tout en préservant leurs performances aérodynamiques. Le rotor 65 est une soufflante à un seul étage conçu pour remplacer une soufflante à deux étages utilisée dans les moteurs JT8D.

- Rapport technique original <sup>[1]</sup>:

```
@TechReport{moore1976aerodynamic,  
  author      = {Moore, Royce D and Kovich, George and Tysl, Edward  
R},  
  date        = {1976},  
  institution = {NASA Lewis Research Center Cleveland, OH, United  
States},  
  title       = {Aerodynamic performance of 0.4066-scale model to  
JT8D refan stage},  
  number      = {NASA-TM X-3356},  
  url         = {https://ntrs.nasa.gov/citations/19760017065},  
}
```

- Photographie :



Fig. 1 <https://ntrs.nasa.gov/citations/19760017065> p.114

### 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<sup>[2]</sup> pour générer l'aube de référence

## Aube de référence

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

## Géométrie

La géométrie du rotor 65 est décrite dans le [rapport d'origine de la NASA](#) par les tableaux suivants. Les grandeurs sont en pouces et en degrés.

TABLE VII. - BLADE GEOMETRY FOR ROTOR 65

RP	PERCENT RADII			BLADE ANGLES			DELTA CCNE	
	SPAN	RI	RO	KIC	KTC	KOC	INC	ANGLE
TIP	0.	25.405	25.029	64.63	70.95	59.92	1.59	-9.437
1	5.	24.797	24.334	62.32	68.07	56.86	1.91	-10.857
2	10.	24.142	23.640	60.43	65.15	57.62	2.22	-11.036
3	20.	22.707	22.250	58.14	59.28	54.62	2.84	-8.889
4	30.	21.218	20.861	55.91	53.25	51.16	3.58	-6.749
5	35.	20.461	20.166	54.80	50.52	49.45	3.98	-5.442
6	40.	19.704	19.472	53.80	45.38	47.57	4.28	-4.256
7	50.	18.192	18.082	52.02	48.27	43.07	4.73	-2.014
8	60.	16.693	16.693	50.38	47.95	37.24	5.18	-0.057
9	64.	16.092	16.137	49.67	46.39	34.05	5.47	0.804
10	80.	13.595	13.914	47.01	37.52	17.24	6.77	4.968
11	95.	10.894	11.830	44.86	31.17	-4.37	7.54	13.481
HUB	100.	9.898	11.135	43.73	31.25	-14.38	7.68	17.467

RP	BLADE THICKNESSES			AXIAL DIMENSIONS			
	TI	TM	TO	ZIC	ZMC	ZTC	ZOC
TIP	0.031	0.118	0.022	0.643	1.870	2.064	2.905
1	0.031	0.134	0.022	0.595	1.509	2.115	3.004
2	0.031	0.148	0.022	0.545	1.943	2.152	3.121
3	0.031	0.174	0.022	0.444	1.975	2.169	3.366
4	0.031	0.203	0.022	0.334	1.508	2.064	3.351
5	0.031	0.217	0.022	0.301	1.508	2.037	3.398
6	0.031	0.226	0.023	0.257	1.907	2.000	3.422
7	0.031	0.236	0.024	0.321	1.500	1.847	3.447
8	0.031	0.249	0.026	0.315	1.873	1.745	3.484
9	0.031	0.260	0.027	0.292	1.665	1.690	3.531
10	0.033	0.316	0.031	0.132	1.839	1.353	3.798
11	0.045	0.365	0.040	0.013	1.820	1.013	3.919
HUB	0.051	0.375	0.044	-0.	1.807	0.923	3.931

## Caractéristiques aérodynamiques

	unité	valeurs
taux de compression	[-]	1.679
débit massique	[kg/s]	35.82
vitesse en tête	[m/s]	419.1
allongement	[-]	1.679
vitesse de rotation nominale $\omega_n$	[rad/s]	1918.66

## Propriétés matériau

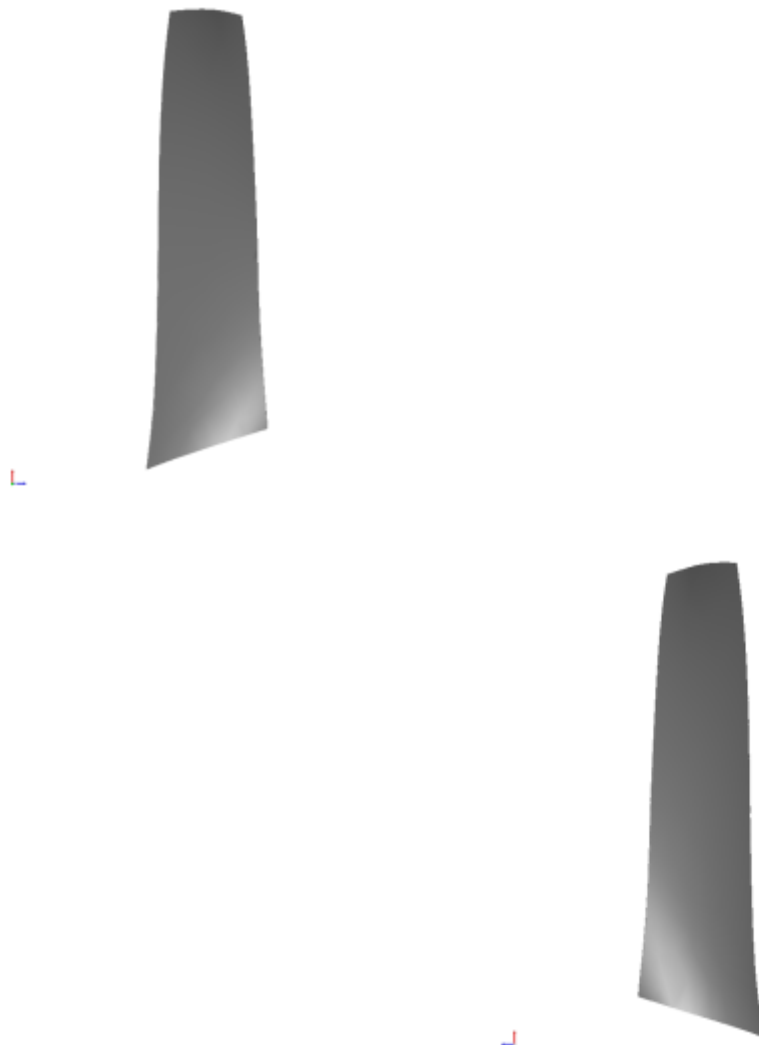
Le matériau du rotor 65 est le titane d'après le rapport, mais ses caractéristiques ne sont pas fournies. Un alliage de titane Ti-6Al-4v est considéré :

	unités	valeurs
<b>alliage</b>	[-]	Ti-6Al-4v
<b>module d'Young</b>	[GPa]	108
<b>masse volumique</b>	[kg/m <sup>3</sup> ]	4400
<b>coefficient de Poisson</b>	[-]	0,34
<b>limite élastique</b>	[GPa]	0,824

## Modèle CAO

Le modèle CAO est obtenu avec OpenMCAD<sup>[2]</sup>.

intrados  
extrados



## Fréquences propres

Fréquences des trois premiers modes (noeuds du pied d'aube encastrés) pour le maillage obtenu avec

OpenMCAD<sup>[2]</sup> :

Mode	Type	Pulsation propre (rad/sec)	Fréquence propre (Hz)
1	1F	861,37	137,09
2	2F	3216,75	511,96
3	1T	4954,74	788,57

## Diagramme de Campbell

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

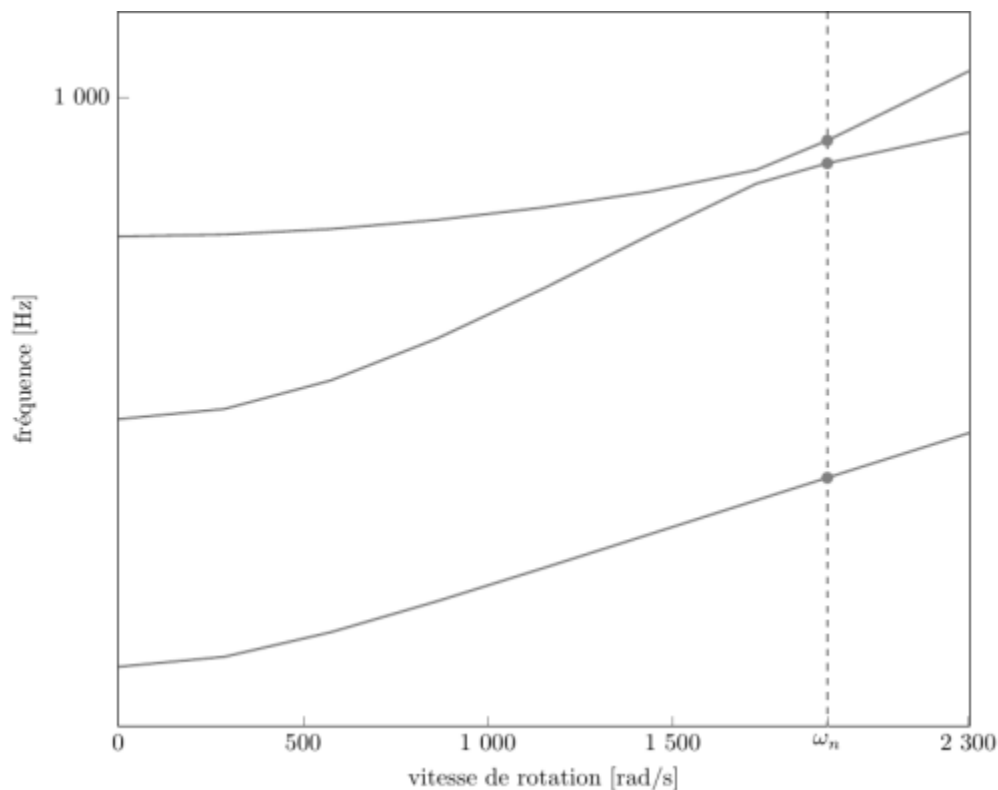


diagramme de Campbell calculé avec une précharge centrifuge linéaire, noeuds du pied d'aube encastrés (vitesse nominale  $\omega_n = 1\,918,66$  rad/s)

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

## Aube initiale

L'**aube initiale** est définie par des paramètres spécifiques au LAVA<sup>[4]</sup> 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	843,81	134,30
2	2F	3125,32	497,41
3	1T	4970,06	791,01

- pour le modèle réduit :

Mode	Type	Pulsation propre (rad/sec)	Fréquence propre (Hz)
1	1F	843,83	134,30
2	2F	3125,95	497,51
3	1T	4971,34	791,21

## 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:

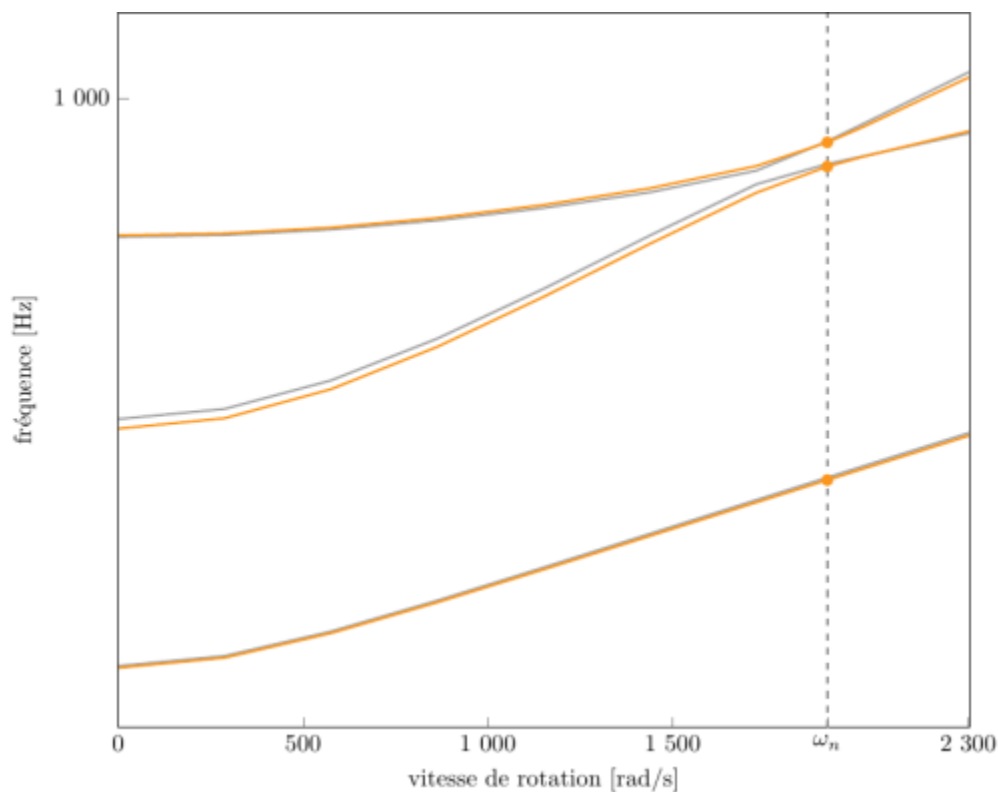


diagramme de Campbell calculé avec une précharge centrifuge linéaire, noeuds du pied d'aube encastrés (vitesse nominale  $\omega_n = 1\,918,66$  rad/s),

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

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

1. <sup>a, b, c, d</sup> Moore R. D. *et al* «Aerodynamic performance of 0.4066-scale model to JT8D refan stage » 1974. [pdf](#)
2. <sup>a, b, c, d, e, f, g, h, i, j</sup> Kojtych S., Batailly A. «OpenMCAD, an open blade generator: from Multiple-Circular-Arc profiles to Computer-Aided Design model» 2022. [open source code](#)
3. <sup>a, b</sup> 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. <sup>a, b</sup> 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://wiki.lava.polymtl.ca/public/modeles/rotor\\_65/accueil](https://wiki.lava.polymtl.ca/public/modeles/rotor_65/accueil)

Dernière mise à jour: **2024/07/30 13:02**