Rotor 12

- Français
- English

Downloadable files
×

Open access

Git project

About

Rotor 12 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 [(cite:reid1972design>Reid L., Moore R. D. «Performance of a single-stage transonic compressor with a blade-tip solidity of 1.7 » 1972. pdf)]:

```
@TechReport{reid1972design,
  author           = {Reid, L. and Moore, R. D.},
  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 1.7},
  number           = {NASA-TM X-2658},
  url              = {https://ntrs.nasa.gov/citations/19730006256},
}
```

- Picture :

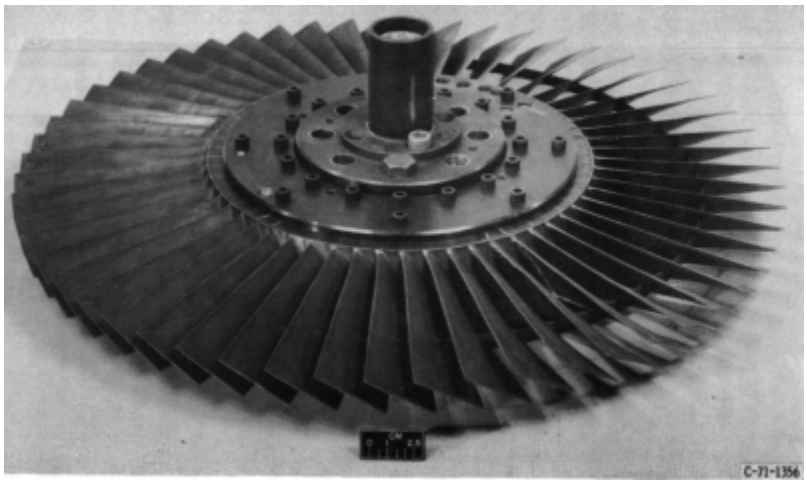


Fig1. https://ntrs.nasa.gov/citations/19730006256 p.66

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:reid1972design)]. Corresponding models are computed with the open-source code OpenMCAD[(cite:Kojtych_2022_gene_aubes)]

Geometry

The geometry of rotor 12 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 12

RP	PERCENT SPAN	RADII RI	RADII RO	BLADE ANGLES KIC	BLADE ANGLES KTC	BLADE ANGLES KOC	DELTA INC	CONE ANGLE
TIP	0.	25.082	24.701	62.94	59.88	53.63	2.48	-9.153
1	5.	24.574	24.193	61.72	58.75	53.00	2.71	-8.837
2	10.	24.026	23.685	60.46	57.49	52.18	2.97	-7.649
3	30.	21.755	21.653	55.97	52.11	47.29	4.05	-1.993
4	43.	20.286	20.383	53.51	48.61	42.81	4.72	1.777
5	45.	19.988	20.129	53.04	47.88	41.76	4.86	2.547
6	48.	19.687	19.875	52.57	47.18	40.61	4.99	3.330
7	50.	19.385	19.621	52.11	46.48	39.39	5.13	4.118
8	53.	19.081	19.367	51.66	45.78	38.10	5.26	4.912
9	70.	16.881	17.589	48.56	41.34	27.00	6.15	10.867
10	90.	14.154	15.557	45.46	37.53	7.52	6.98	18.794
11	95.	13.423	15.049	44.84	37.06	0.79	7.13	21.014
HUB	100.	12.700	14.541	44.32	36.83	-6.63	7.23	22.968

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	0.153	0.051	1.032	2.136	2.188	3.397
1	0.051	0.162	0.051	0.986	2.136	2.152	3.435
2	0.051	0.172	0.051	0.938	2.136	2.109	3.474
3	0.051	0.216	0.051	0.744	2.127	1.901	3.648
4	0.051	0.244	0.051	0.626	2.118	1.741	3.766
5	0.051	0.250	0.051	0.602	2.116	1.706	3.791
6	0.051	0.256	0.051	0.579	2.113	1.671	3.816
7	0.051	0.262	0.051	0.555	2.110	1.634	3.842
8	0.051	0.267	0.051	0.531	2.107	1.596	3.868
9	0.051	0.309	0.051	0.362	2.079	1.312	4.054
10	0.051	0.360	0.051	0.138	2.026	0.921	4.260
11	0.051	0.373	0.051	0.070	2.007	0.809	4.304
HUB	0.051	0.387	0.051	0.000	1.986	0.694	4.345

Aerodynamic design

	unit	value
pressure ratio	[-]	1.75
mass flow	[kg/s]	29.5
tip speed	[m/s]	423
tip solidity	[-]	1.7
aspect ratio	[-]	2.4
number of blades	[-]	56
nominal rotation speed ω_n	[rad/s]	1686

Material properties

The material of rotor 12 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

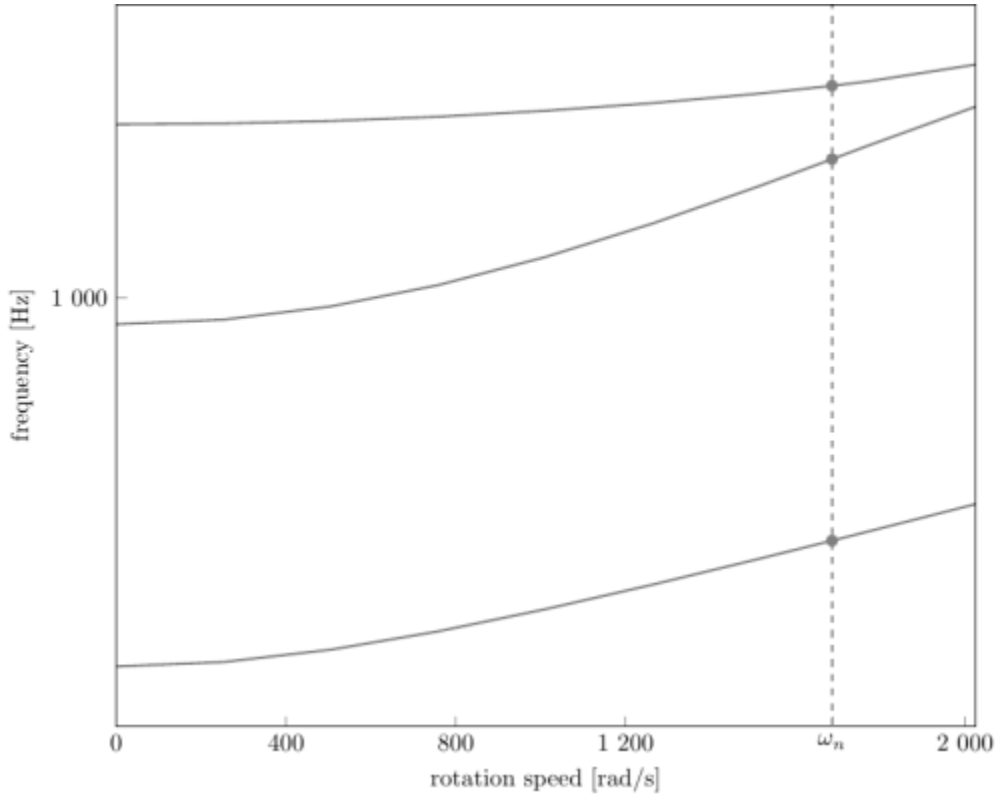
Natural frequencies

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	1655.46	263.475
2	2B	5955.84	947.902
3	1T	8466.78	1347.53

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 = 1 686 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	1654.05	263.25
2	2B	5951.13	947.151
3	1T	8470.80	1348.17

- from the reduced order model:

Mode	Type	Natural angular frequency (rad/sec)	Natural frequency (Hz)
1	1B	1654.12	263.261
2	2B	5953.62	947.548

Mode	Type	Natural angular frequency (rad/sec)	Natural frequency (Hz)
3	1T	8473.76	1348.64

Fichiers téléchargeables
×

Libre accès

lien vers le projet Git

À propos

Le rotor 12 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 [(cite:reid1972design>)]:

```
@TechReport{reid1972design,
  author           = {Reid, L. and Moore, R. D.},
  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 1.7},
  number           = {NASA-TM X-2658},
  url              = {https://ntrs.nasa.gov/citations/19730006256},
}
```

- Photographie :

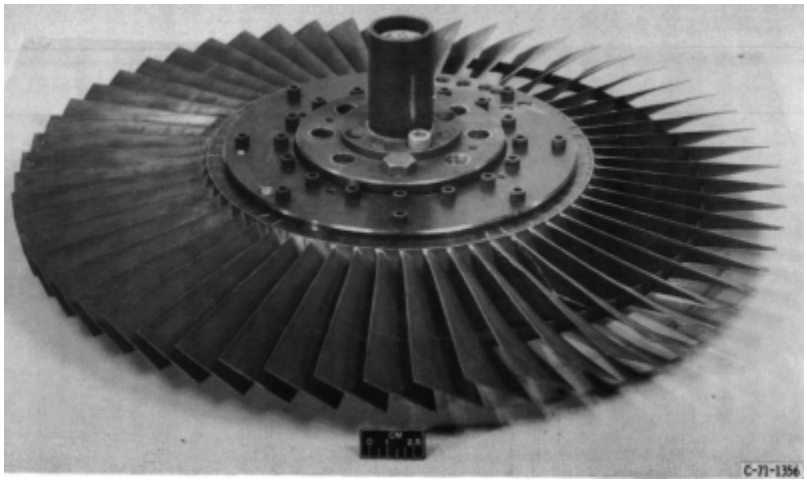


Fig1. https://ntrs.nasa.gov/citations/19730006256 p.66

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:reid1972design)]. Les modèles associés sont obtenus avec le code en libre accès OpenMCAD[(cite:Kojtych_2022_gene_aubes)].

Géométrie

La géométrie du rotor 12 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 12

RP	PERCENT SPAN	RADII RI	RADII RO	BLADE ANGLES KIC	BLADE ANGLES KTC	BLADE ANGLES KOC	DELTA INC	CONE ANGLE
TIP	0.	25.082	24.701	62.94	59.88	53.63	2.48	-9.153
1	5.	24.574	24.193	61.72	58.75	53.00	2.71	-8.837
2	10.	24.026	23.685	60.46	57.49	52.18	2.97	-7.649
3	30.	21.755	21.653	55.97	52.11	47.29	4.05	-1.993
4	43.	20.286	20.383	53.51	48.61	42.81	4.72	1.777
5	45.	19.988	20.129	53.04	47.88	41.76	4.86	2.547
6	48.	19.687	19.875	52.57	47.18	40.61	4.99	3.330
7	50.	19.385	19.621	52.11	46.48	39.39	5.13	4.118
8	53.	19.081	19.367	51.66	45.78	38.10	5.26	4.912
9	70.	16.881	17.589	48.56	41.34	27.00	6.15	10.867
10	90.	14.154	15.557	45.46	37.53	7.52	6.98	18.794
11	95.	13.423	15.049	44.84	37.06	0.79	7.13	21.014
HUB	100.	12.700	14.541	44.32	36.83	-6.63	7.23	22.968

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	0.153	0.051	1.032	2.136	2.188	3.397
1	0.051	0.162	0.051	0.986	2.136	2.152	3.435
2	0.051	0.172	0.051	0.938	2.136	2.109	3.474
3	0.051	0.216	0.051	0.744	2.127	1.901	3.648
4	0.051	0.244	0.051	0.626	2.118	1.741	3.766
5	0.051	0.250	0.051	0.602	2.116	1.706	3.791
6	0.051	0.256	0.051	0.579	2.113	1.671	3.816
7	0.051	0.262	0.051	0.555	2.110	1.634	3.842
8	0.051	0.267	0.051	0.531	2.107	1.596	3.868
9	0.051	0.309	0.051	0.362	2.079	1.312	4.054
10	0.051	0.360	0.051	0.138	2.026	0.921	4.260
11	0.051	0.373	0.051	0.070	2.007	0.809	4.304
HUB	0.051	0.387	0.051	0.000	1.986	0.694	4.345

Caractéristiques aérodynamiques

	unités	valeurs
taux de compression	[-]	1,75
débit massique	[kg/s]	29,5
vitesse en tête	[m/s]	423
solidité en tête	[-]	1,7
allongement	[-]	2,4
nombre d'aubes	[-]	56
vitesse de rotation nominale ω_n	[rad/s]	1686

Propriétés matériau

Le matériau original du rotor 12 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	1655,46	263,475
2	2F	5955,84	947,902
3	1T	8466,78	1347,53

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)]:

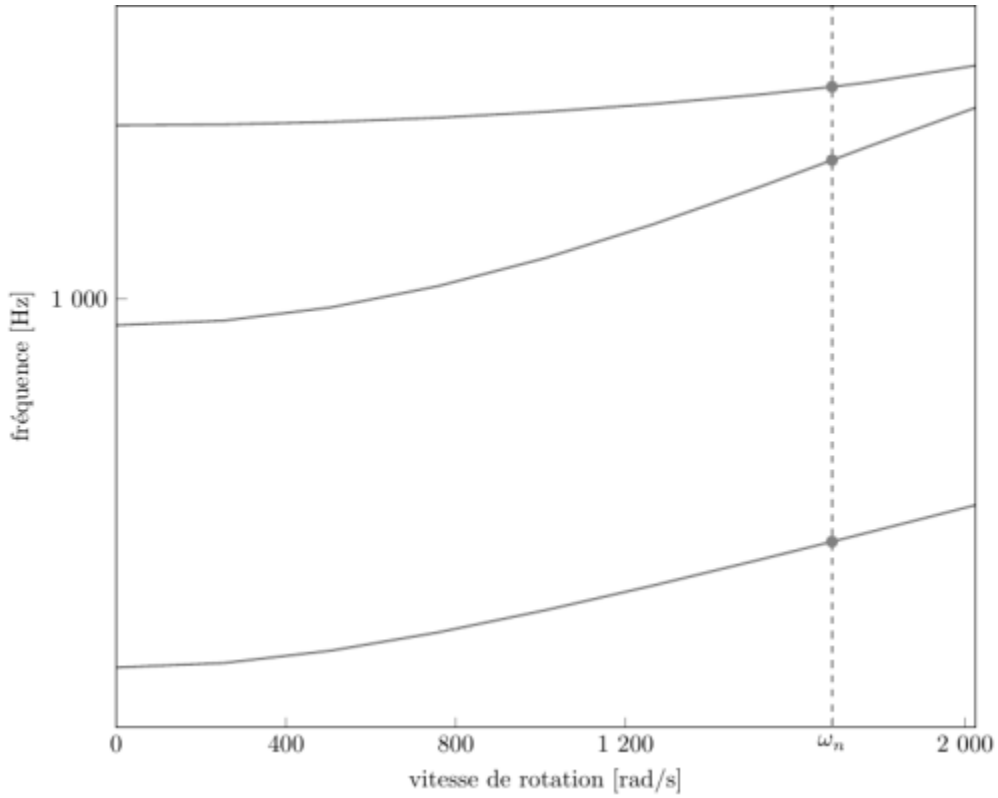


diagramme de Campbell calculé avec une précharge centrifuge linéaire, noeuds du pied d'aube encastrés (vitesse nominale ω_n = 1 686 rad/s)

- 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	1654,05	263,25
2	2F	5951,13	947,151
3	1T	8470,80	1348,17

- pour le modèle réduit :

Mode	Type	Pulsation propre (rad/sec)	Fréquence propre (Hz)
1	1F	1654,12	263,261
2	2F	5953,62	947,548
3	1T	8473,76	1348,64

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:

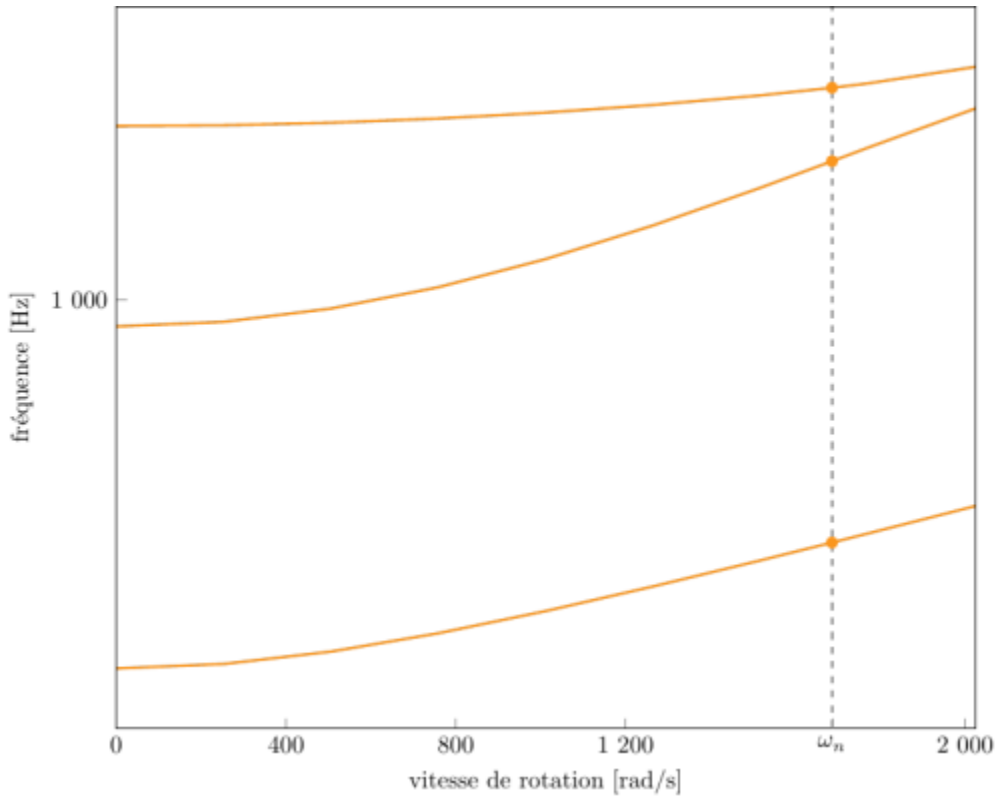


diagramme de Campbell calculé avec une précharge centrifuge linéaire, noeuds du pied d'aube encastrés (vitesse nominale ω_n = 1 686 rad/s),

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_12/accueil?rev=1721926521

Dernière mise à jour: **2024/07/25 12:55**