Rotor 53

- Français
- English

Downloadable files
×

Open access

Git project

About

Rotor 53 is part of a research program to study fan stages suitable for use in engines for quiet powered lift aircraft. Experimental studies have been conducted on fan stages suitable for use in engines for quiet powered lift aircraft using the externally blown flap. The externally blown flap aircraft requires a large flow of low velocity air for effective lift and low noise during take-off and landing. To meet the low noise requirement, the fans will be required to have low tip speed and low-pressure ratio. The pressure ratios of interest in the program range from 1.15 to 1.4. Rotor 53 has a pressure ratio of 1.35.

- Original technical report [(cite:osborn1978design>Osborn *et al*. «Aerodynamic Performance of a 1.35-Pressure-Ratio Axial-Flow Fan Stage » 1978. pdf)]:

```
@TechReport{osborn1978design,
  author           = {Osborn, Walter M. and Moore, R. D. and Steinke,
Ronald J.},
  date             = {1978},
  institution      = {NASA Lewis Research Center Cleveland, OH, United
States},
  title            = {Aerodynamic Performance of a 1.35-Pressure-Ratio
Axial-Flow Fan Stage},
  number           = {NASA-TP-1299},
  url              = {https://ntrs.nasa.gov/citations/19790001851},
}
```

- Picture :



Fig. 1 https://catalog.archives.gov/id/17423389

- ```
  @Misc{brown1974records,
  author   = {Brown, M.},
  title    = {Rotor 53 and stator 53. {R}ecords of the {N}ational
  {A}eronautics and {S}pace {A}dministration, 1903 - 2006. {P}hotographs
  relating to agency activities, facilities and personnel, 1973 - 2013},
  year     = 1974,
  url      = {https://catalog.archives.gov/id/17466806}}
  ```

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:osborn1978design)]. Corresponding models are computed with the open-source code OpenMCAD[(cite:Kojtych_2022_gene_aubes)].
  ```

Geometry

The geometry of rotor 53 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 53

RP	PERCENT SPAN	RADII RI	RADII RO	BLADE ANGLES KIC	BLADE ANGLES KTC	BLADE ANGLES KOC	DELTA INC	CONE ANGLE
TIP	0.	25.235	24.498	57.67	48.68	39.79	3.67	-12.422
1	5.	24.422	23.781	55.43	46.98	38.52	3.70	-10.420
2	10.	23.568	23.064	53.48	45.16	36.85	3.79	-7.939
3	15.	22.737	22.348	52.00	43.36	34.72	3.93	-5.957
4	30.	20.285	20.197	47.02	37.48	27.95	4.60	-1.242
5	50.	17.170	17.329	40.30	28.51	16.72	5.70	2.014
6	70.	14.231	14.461	33.67	18.58	3.50	6.64	2.712
7	85.	12.144	12.311	28.86	10.59	-7.69	7.04	1.891
8	90.	11.473	11.594	27.30	8.05	-11.21	7.09	1.364
9	95.	10.814	10.877	25.75	5.55	-14.65	7.12	.710
HUB	100.	10.160	10.160	24.22	3.08	-18.08	7.14	.057

RP	BLADE THICKNESSES TI	BLADE THICKNESSES TM	BLADE THICKNESSES TO	AXIAL DIMENSIONS ZI	AXIAL DIMENSIONS ZMC	AXIAL DIMENSIONS ZTC	AXIAL DIMENSIONS ZO
TIP	.041	.207	.041	.899	2.426	2.426	4.243
1	.041	.209	.041	.828	2.433	2.433	4.310
2	.041	.214	.041	.762	2.438	2.438	4.375
3	.042	.222	.041	.705	2.440	2.440	4.439
4	.051	.258	.052	.537	2.449	2.449	4.620
5	.065	.319	.063	.327	2.460	2.460	4.843
6	.073	.375	.074	.155	2.480	2.480	5.020
7	.083	.406	.083	.061	2.509	2.509	5.107
8	.084	.410	.084	.038	2.519	2.519	5.122
9	.083	.411	.083	.019	2.530	2.530	5.129
HUB	.082	.412	.082	.000	2.540	2.540	5.135

Aerodynamic design

	unit	value
pressure ratio	[-]	1.35
mass flow	[kg/s]	32.7
tip speed	[m/s]	302.8
tip solidity	[-]	1
aspect ratio	[-]	2.86
number of blades	[-]	30
rotative speed	[rad/s]	1200

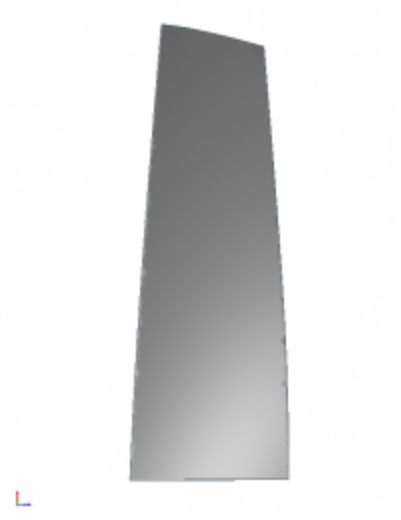
Material properties

The original material of the rotor 53 is not defined in the NASA report. A generic titanium Ti-6Al-4V is considered:

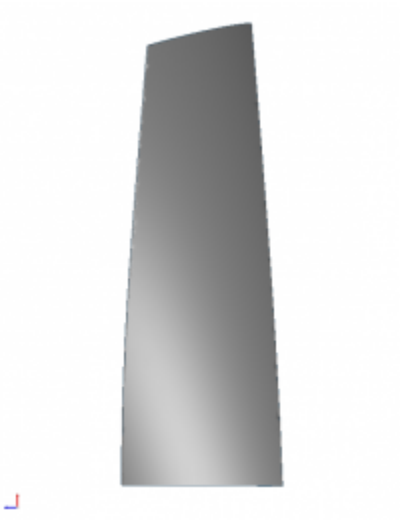
	unit	value
alloy	[-]	Ti-6Al-4V
Young's modulus	[GPa]	108
density	[kg/m3]	4400
Poisson's ratio	[-]	0.34
yield stress	[GPa]	0.824

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	1205.30	191.83
2	2B	3993	635.51
3	1T	7291	1160.40

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	1200	190.99
2	2B	3979.52	633.36
3	1T	7269.27	1156.94

- from the reduced order model:

Mode	Type	Natural angular frequency (rad/sec)	Natural frequency (Hz)
1	1B	1200.03	190.99
2	2B	3980.44	633.51
3	1T	7271.91	1157.36

Fichiers téléchargeables
×

Libre accès

lien vers le projet Git

À propos

Le rotor 53 fait partie d'un programme de recherche visant à étudier les étages de soufflante susceptibles d'être utilisés dans des moteurs d'avions plus silencieux. Des études expérimentales ont été menées sur des étages de soufflante utilisant un volet à soufflage externe. L'utilisation de tel volets nécessite un grand débit d'air à faible vitesse pour une portance efficace et un faible niveau de bruit au décollage et à l'atterrissage. Pour répondre à cette exigence de faible bruit, les soufflantes devront avoir une faible vitesse en tête et un faible taux de compression. Les taux de compression d'intérêt dans le programme varient de 1,15 à 1,4. Le rotor 53 possède un taux de compression de 1,35.

- Rapport technique original [(cite:osborn1978design>)]:

```
@TechReport{osborn1978design,
```

```
  author           = {Osborn, Walter M. and Moore, R. D. and Steinke,
Ronald J.},
  date             = {1978},
  institution      = {NASA Lewis Research Center Cleveland, OH, United
States},
  title            = {Aerodynamic Performance of a 1.35-Pressure-Ratio
Axial-Flow Fan Stage},
  number           = {NASA-TP-1299},
  url              = {https://ntrs.nasa.gov/citations/19790001851},
}
```

- Photographie :



Fig. https://catalog.archives.gov/id/17423389

- ```
  @Misc{brown1974records,
  author   = {Brown, M.},
  title    = {Rotor 53 and stator 53. {R}ecords of the {N}ational
  {A}eronautics and {S}pace {A}dministration, 1903 - 2006. {P}hotographs
  relating to agency activities, facilities and personnel, 1973 - 2013},
  year     = 1974,
  url      = {https://catalog.archives.gov/id/17466806}}
  ```

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:osborn1978design)]. Les modèles associés sont obtenus avec le code en libre accès OpenMCAD[(cite:Kojtych_2022_gene_aubes)].

Géométrie

La géométrie du rotor 53 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 53

	PERCENT	RADII		BLADE ANGLES			DELTA	CONE
RP	SPAN	RI	RO	KIC	KTC	KOC	INC	ANGLE
TIP	0.	25.235	24.498	57.67	48.68	39.79	3.67	-12.422
1	5.	24.422	23.781	55.43	46.98	38.52	3.70	-10.420
2	10.	23.568	23.064	53.48	45.16	36.85	3.79	-7.939
3	15.	22.737	22.348	52.00	43.36	34.72	3.93	-5.957
4	30.	20.285	20.197	47.02	37.48	27.95	4.60	-1.242
5	50.	17.170	17.329	40.30	28.51	16.72	5.70	2.014
6	70.	14.231	14.461	33.67	18.58	3.50	6.64	2.712
7	85.	12.144	12.311	28.86	10.59	-7.69	7.04	1.891
8	90.	11.473	11.594	27.30	8.05	-11.21	7.09	1.364
9	95.	10.814	10.877	25.75	5.55	-14.65	7.12	.710
HUB	100.	10.160	10.160	24.22	3.08	-18.08	7.14	.057

	BLADE THICKNESSES			AXIAL DIMENSIONS			
RP	TI	TM	TO	ZI	ZMC	ZTC	ZO
TIP	.041	.207	.041	.899	2.426	2.426	4.243
1	.041	.209	.041	.828	2.433	2.433	4.310
2	.041	.214	.041	.762	2.438	2.438	4.375
3	.042	.222	.041	.705	2.440	2.440	4.439
4	.051	.258	.052	.537	2.449	2.449	4.620
5	.065	.319	.063	.327	2.460	2.460	4.843
6	.073	.375	.074	.155	2.480	2.480	5.020
7	.083	.406	.083	.061	2.509	2.509	5.107
8	.084	.410	.084	.038	2.519	2.519	5.122
9	.083	.411	.083	.019	2.530	2.530	5.129
HUB	.082	.412	.082	.000	2.540	2.540	5.135

Caractéristiques aérodynamiques

	unités	valeurs
taux de compression	[-]	1,35
débit massique	[kg/s]	32,7
vitesse en tête	[m/s]	302,8
solidité en tête	[-]	1
allongement	[-]	2,86
nombre d'aubes	[-]	30
vitesse de rotation nominale ω_n	[rad/s]	1200

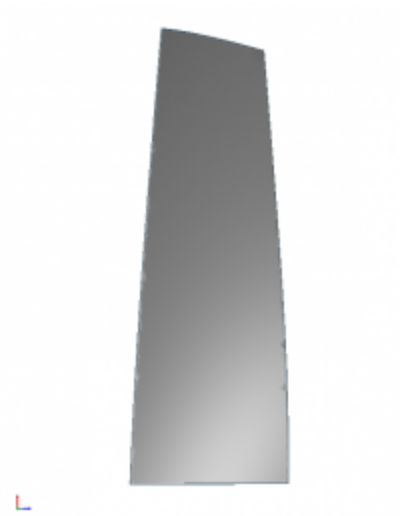
Propriétés matériau

Le matériau original du rotor 53 n'est pas défini dans le rapport de la NASA. Un alliage de titane Ti-6Al-4v est considéré :

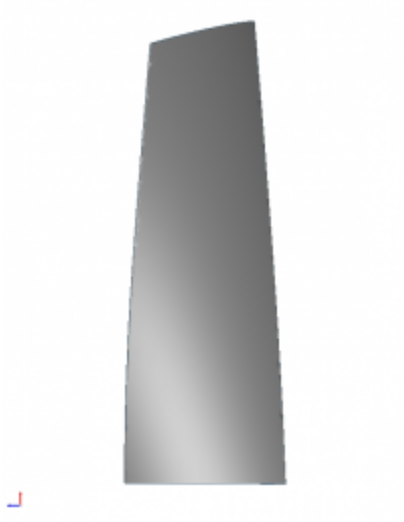
	unité	valeurs
alliage	[-]	Ti-6Al-4v
module d'Young	[GPa]	108
masse volumique	[kg/m3]	4400
coefficient de Poisson	[-]	0,34
limite élastique	[GPa]	0,824

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	1205,30	191,83
2	2F	3993	635,51
3	1T	7291	1160,40

Diagramme de Campbell

Évolution des fréquences propres des 3 premiers modes, en fonction de la vitesse de rotation, pour le maillage obtenu avec OpenMCAD[(cite:Kojtych_2022_gene_aubes)]:

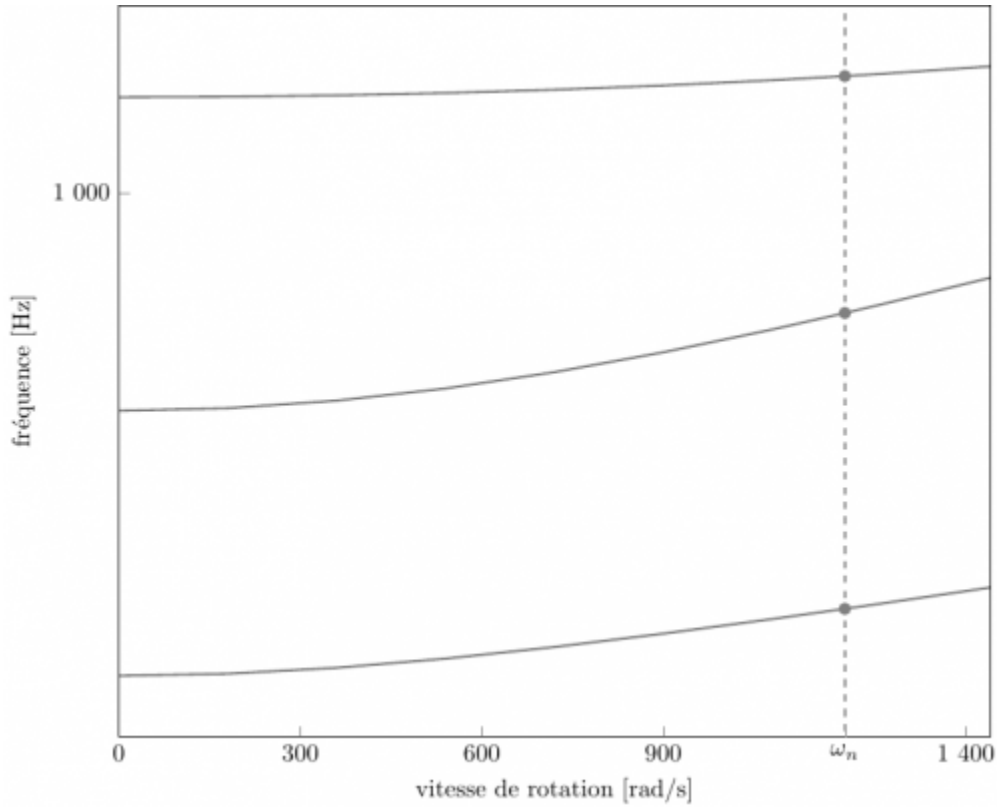


diagramme de Campbell calculé avec une précharge centrifuge linéaire, noeuds du pied d'aube encastrés (vitesse nominale ω_n = 1 200 rad/s)

- 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	1200	190,99
2	2F	3979,52	633,36
3	1T	7269,27	1156,94

- pour le modèle réduit :

Mode	Type	Pulsation propre (rad/sec)	Fréquence propre (Hz)
1	1F	1200,03	190,99
2	2F	3980,44	633,51
3	1T	7271,91	1157,36

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:

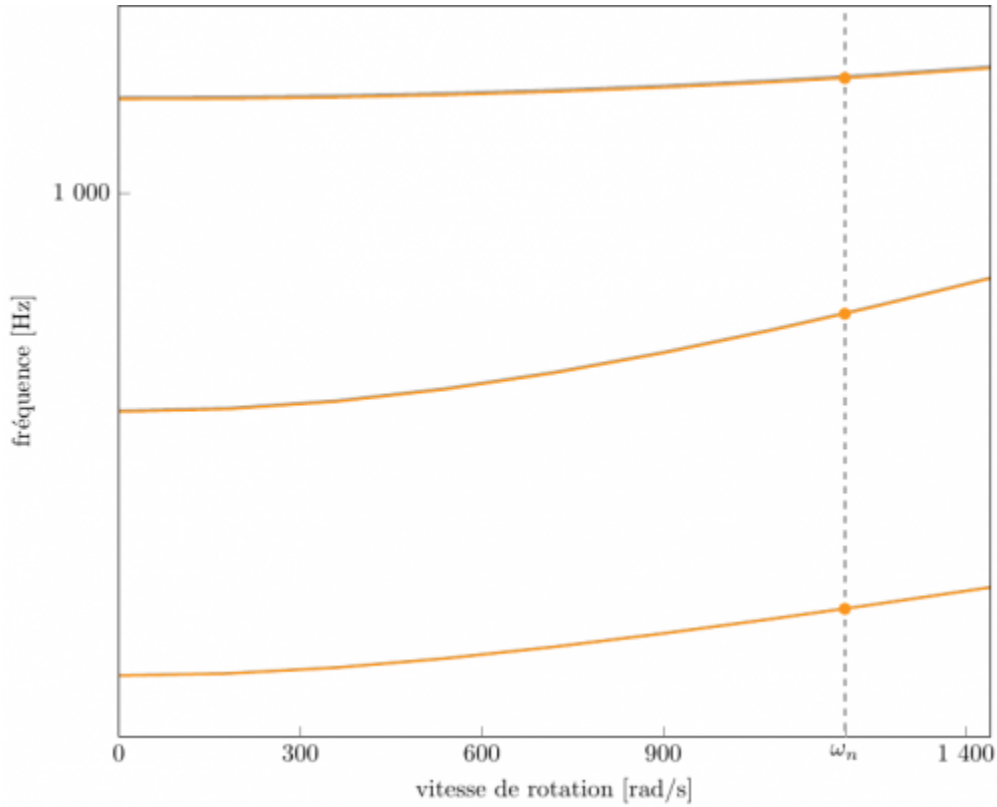


diagramme de Campbell calculé avec une précharge centrifuge linéaire, noeuds du pied d'aube encastrés (vitesse nominale ω_n = 1 200 rad/s),

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_53/accueil?rev=1722354625

Dernière mise à jour: **2024/07/30 11:50**