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 [(cite:moore1976aerodynamic>Moore R. D. *et al* «Aerodynamic performance of 0.4066-scale model to JT8D refan stage » 1974. pdf)]:

```
@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[(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:moore1976aerodynamic)]. Corresponding models are computed with the open-source code OpenMCAD[(cite:Kojtych_2022_gene_aubes)].

Geometry

The geometry of rotor 65 is described in the original NASA report by the following table. The lenghts are in inches and the angles in degrees.

TABLE VII. - BLADE GEOMETRY FOR ROTOR 65

RP	PERCENT SPAN	RADII RI	RO	BLADE ANGLES KIC	KTC	KOC	DELTA INC	CORE ANGLE
TIP	0.	25.405	25.629	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	49.08	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 TI	TM	TO	AXIAL DIMENSIONS 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	1.909	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	1.968	2.064	3.351
5	0.031	0.217	0.022	0.301	1.908	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	1.900	1.897	3.447
8	0.031	0.249	0.026	0.319	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
rotative speed	[rad/s]	1918.74

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/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	861.37	137.09
2	2B	3216.75	511.96
3	1T	4954.74	788.57

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	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
3	1T	4971.34	791.21

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 [(cite:moore1976aerodynamic>)]:

```
@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[(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:moore1976aerodynamic)]. Les modèles associés sont obtenus avec le code en libre accès OpenMCAD[(cite:Kojtych_2022_gene_aubes)].

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 SPAN	RADII RI	RADII RO	BLADE ANGLES KIC	BLADE ANGLES KTC	BLADE ANGLES KOC	DELTA INC	CORE ANGLE
TIP	0.	25.405	25.629	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	49.08	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 TI	TM	TO	AXIAL DIMENSIONS 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	1.909	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	1.968	2.064	3.351
5	0.031	0.217	0.022	0.301	1.908	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	1.900	1.897	3.447
8	0.031	0.249	0.026	0.319	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

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 ω_n	[rad/s]	1918.74

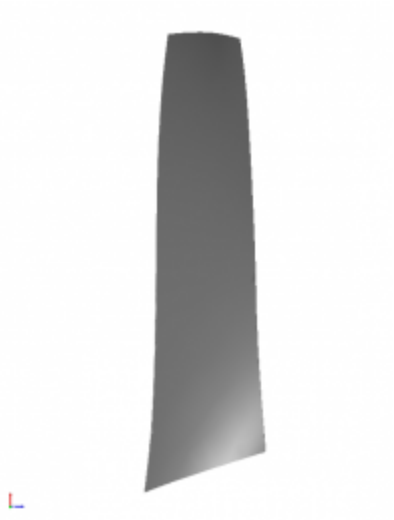
Propriétés matériau

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 :

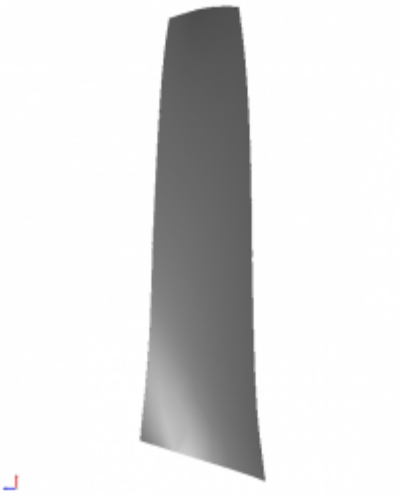
	unités	valeurs
alliage	[-]	Ti-6Al-4v
module d'Young	[GPa]	108
masse volumique	[kg/m3]	4400
coefficient de Poisson	[-]	0,34
limite élastique	[GPa]	0,824

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	861,37	137,09
2	2F	3216,75	511,96
3	1T	4954,74	788,57

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	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

Document issu de la page wiki:
https://wiki.lava.polymtl.ca/public/modeles/rotor_65/accueil?rev=1722358197

Dernière mise à jour: **2024/07/30 12:49**