Rotor 57

- Français
- English

Downloadable files
×

Open access

Git project

About

Rotor 57 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 57 has a pressure ratio of 1.38.

- Original technical report [(cite:moore1979design>Moore R. D., Osborn W. M. «Aerodynamic Performance of 1.38-Pressure-Ratio, Variable-Pitch Fan Stage» 1979. pdf)]:

```
@TechReport{moore1979design,
author      = {Moore, Royce D. and Osborn, Walter M.},
title       = {Aerodynamic Performance of 1.38-Pressure-Ratio, Variable-
Pitch Fan Stage},
institution = {NASA Lewis Research Center Cleveland, OH, United States},
note        = {NASA-TP-1502, url~:
\url{https://ntrs.nasa.gov/citations/19790023042}, 1979}}
```

- Picture :

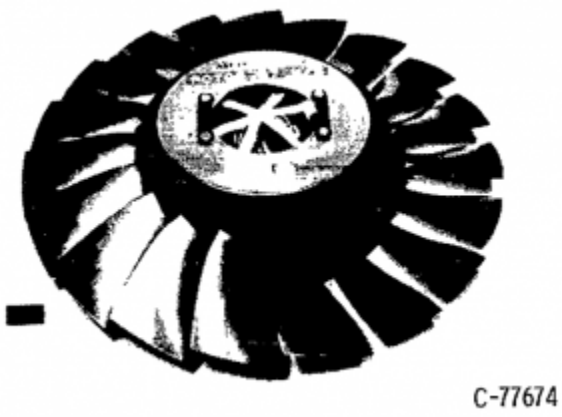


Fig1. https://ntrs.nasa.gov/citations/19790023042 p.56

Useful documents

- PDF of the NASA report : rotor57.pdf
- CSV file of the blade geometry : rotor57_original.csv

Geometry

The geometry of rotor 57 is described in the original NASA report by the following tables. The length are in centimeters and the angles in degrees.

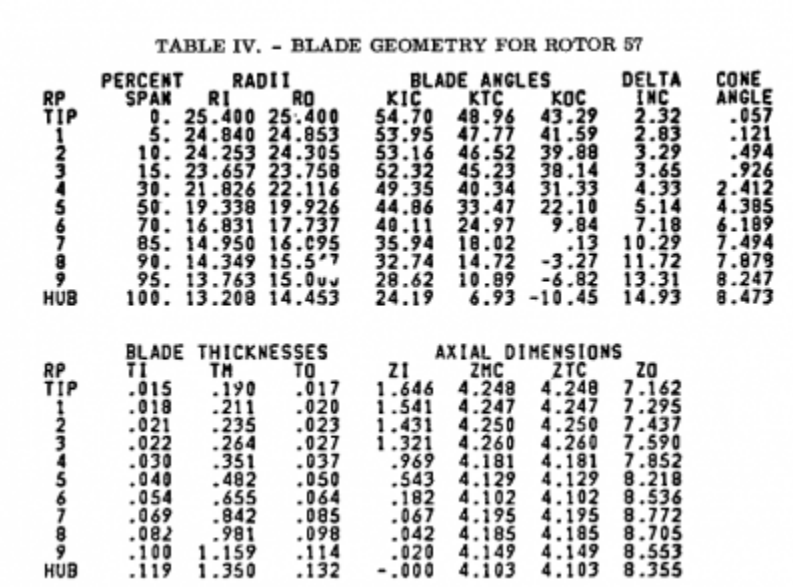


TABLE IV. - BLADE GEOMETRY FOR ROTOR 57

RP	PERCENT SPAN	RADII RI	RADII RO	BLADE ANGLES KIC	BLADE ANGLES KTC	BLADE ANGLES KOC	DELTA INC	CONE ANGLE
TIP	0.	25.400	25.400	54.70	48.96	43.29	2.32	.057
1	5.	24.840	24.853	53.95	47.77	41.59	2.83	.121
2	10.	24.253	24.305	53.16	46.52	39.88	3.29	.494
3	15.	23.657	23.758	52.32	45.23	38.14	3.65	.926
4	30.	21.826	22.116	49.35	40.34	31.33	4.33	2.412
5	50.	19.338	19.926	44.86	33.47	22.10	5.14	4.385
6	70.	16.831	17.737	40.11	24.97	9.84	7.18	6.189
7	85.	14.950	16.095	35.94	18.02	.13	10.29	7.494
8	90.	14.349	15.577	32.74	14.72	-3.27	11.72	7.879
9	95.	13.763	15.044	28.62	10.89	-6.82	13.31	8.247
HUB	100.	13.208	14.453	24.19	6.93	-10.45	14.93	8.473

RP	BLADE THICKNESSES TI	BLADE THICKNESSES TM	BLADE THICKNESSES TO	AXIAL DIMENSIONS ZI	AXIAL DIMENSIONS ZMC	AXIAL DIMENSIONS ZTC	AXIAL DIMENSIONS ZO
TIP	.015	.190	.017	1.646	4.248	4.248	7.162
1	.018	.211	.020	1.541	4.247	4.247	7.295
2	.021	.235	.023	1.431	4.250	4.250	7.437
3	.022	.264	.027	1.321	4.260	4.260	7.590
4	.030	.351	.037	.969	4.181	4.181	7.852
5	.040	.482	.050	.543	4.129	4.129	8.218
6	.054	.655	.064	.182	4.102	4.102	8.536
7	.069	.842	.085	.067	4.195	4.195	8.772
8	.082	.981	.098	.042	4.185	4.185	8.705
9	.100	1.159	.114	.020	4.149	4.149	8.553
HUB	.119	1.350	.132	-.000	4.103	4.103	8.355

Aerodynamic design

	unit	values
pressure ratio	[-]	1.38
mass flow	[kg/s]	29.6
tip speed	[m/s]	289.6
aspect ratio	[-]	1.26
number of blades	[-]	19
rotative speed	[rad/s]	1139.98

Material properties

The original material of the rotor 57 is not defined in the NASA report.

Considered properties: Ti-6Al-4V, generic titanium :

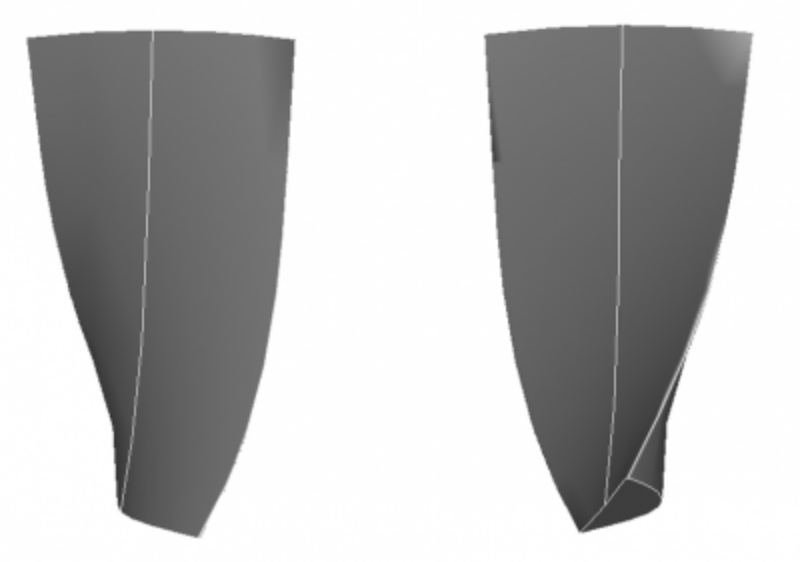
	unité	valeurs

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

First three natural frequencies (with clamped root) for the mesh:

1. (1B): 4256.6 rad/s / 677.5 Hz
2. (2B): 11745.8 rad/s / 1869.4 Hz
3. (1T): 14867.1 rad/s / 2366.2 Hz

CAD



Fichiers téléchargeables
×

Libre accès

lien vers le projet Git

À propos

Le rotor 57 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 57 possède un taux de compression de 1,38.

- Rapport technique original [(cite:moore1979design>)]:

```
@TechReport{moore1979design,
author      = {Moore, Royce D. and Osborn, Walter M.},
title       = {Aerodynamic Performance of 1.38-Pressure-Ratio, Variable-
Pitch Fan Stage},
institution = {NASA Lewis Research Center Cleveland, OH, United States},
note        = {NASA-TP-1502, url~:
\url{https://ntrs.nasa.gov/citations/19790023042}, 1979}}
```

- Photographie :

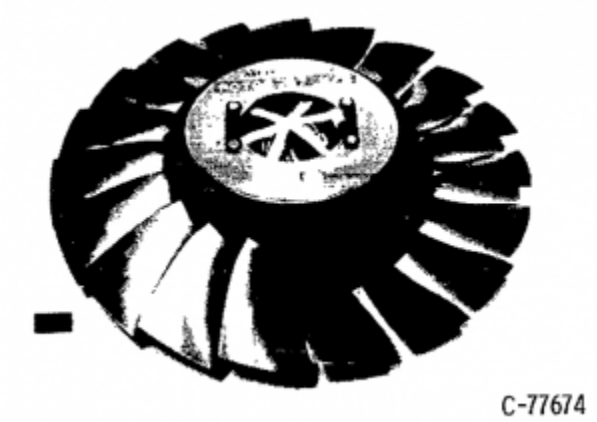


Fig1. https://ntrs.nasa.gov/citations/19790023042 p.56

Documents utiles

- rapport technique original de la NASA (.pdf)
- fichier de paramètres géométriques (.csv), utilisable en entrée de 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. code en libre accès)] pour générer l'aube de référence

Géométrie

La géométrie du rotor 57 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 57

RP	PERCENT SPAN	RADII RI	RADII RO	BLADE ANGLES KIC	BLADE ANGLES KTC	BLADE ANGLES KOC	DELTA INC	CONE ANGLE
TIP	0.	25.400	25.400	54.70	48.96	43.29	2.32	.057
1	5.	24.840	24.853	53.95	47.77	41.59	2.83	.121
2	10.	24.253	24.305	53.16	46.52	39.88	3.29	.494
3	15.	23.657	23.758	52.32	45.23	38.14	3.65	.926
4	30.	21.826	22.116	49.35	40.34	31.33	4.33	2.412
5	50.	19.338	19.926	44.86	33.47	22.10	5.14	4.385
6	70.	16.831	17.737	40.11	24.97	9.84	7.18	6.189
7	85.	14.950	16.095	35.94	18.02	.13	10.29	7.494
8	90.	14.349	15.577	32.74	14.72	-3.27	11.72	7.879
9	95.	13.763	15.044	28.62	10.89	-6.82	13.31	8.247
HUB	100.	13.208	14.453	24.19	6.93	-10.45	14.93	8.473

RP	BLADE THICKNESSES TI	TM	TO	AXIAL DIMENSIONS ZI	ZMC	ZTC	ZO
TIP	.015	.190	.017	1.646	4.248	4.248	7.162
1	.018	.211	.020	1.541	4.247	4.247	7.295
2	.021	.235	.023	1.431	4.250	4.250	7.437
3	.022	.264	.027	1.321	4.260	4.260	7.590
4	.030	.351	.037	.969	4.181	4.181	7.852
5	.040	.482	.050	.543	4.129	4.129	8.218
6	.054	.655	.064	.182	4.102	4.102	8.536
7	.069	.842	.085	.067	4.195	4.195	8.772
8	.082	.981	.098	.042	4.185	4.185	8.705
9	.100	1.159	.114	.020	4.149	4.149	8.553
HUB	.119	1.350	.132	-.000	4.103	4.103	8.355

Caractéristiques aérodynamiques

	unités	valeurs
taux de compression	[-]	1,38
débit massique	[kg/s]	29,6
vitesse en tête	[m/s]	289,6
allongement	[-]	1,26
nombre d'aubes	[-]	19
vitesse de rotation	[rad/s]	1139,98

Propriétés matériau

Le matériau original du rotor 57 n'est pas défini dans le rapport de la NASA.

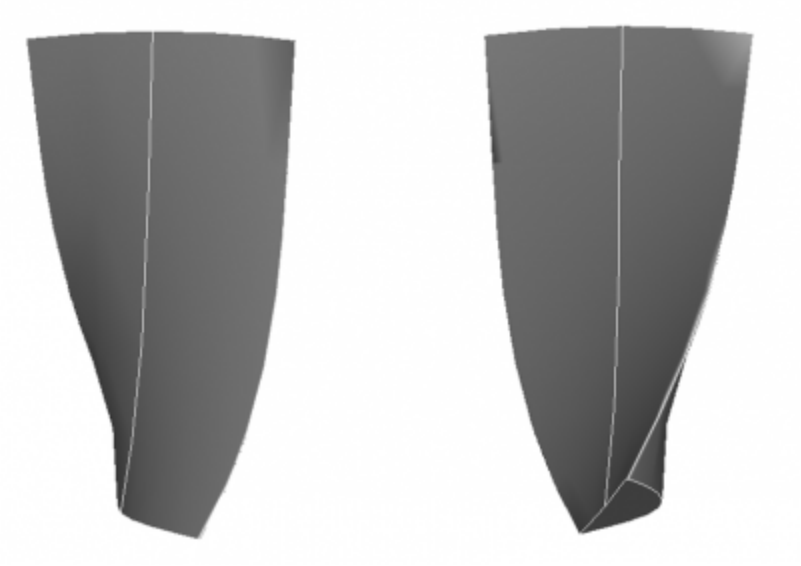
Propriétés considérées : alliage de titane Ti-6Al-4v :

	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

Fréquences des trois premiers modes (noeuds de la base encastrés) pour le maillage :

1. (1B): 4256,6 rad/s / 677,5 Hz
2. (2B): 11745,8 rad/s / 1869,4 Hz
3. (1T): 14867,1 rad/s / 2366,2 Hz

CAO



Document issu de la page wiki:
https://wiki.lava.polymtl.ca/public/modeles/rotor_57/accueil?rev=1681095605

Dernière mise à jour: **2023/04/09 23:00**