

Rotor 51A

- [Français](#)
- [English](#)

Downloadable models

×

Open access

[Git project](#)

About

Rotor 51A is part of a research program designed to obtain experimental reference information for the selection of fans for propulsion systems for short-haul aircraft using the externally blown flap as the powered lift system. The rotor 51A is made of 12 blades and was designed for a tip-speed of 243.8 meters per second, a design efficiency of 0.863 and a pressure ratio of 1.15. However, experimental values are lower than expected design values (design efficiency: 0.836, pressure ratio: 1.111). The lower than design total pressure ratio was attributed to the failure to obtain the design energy input into the rotor.

- Original NASA technical report ^[1]:

```
@TechReport{osborn1974performance,
  author      = {Osborn, Walter Martin and Steinke, Ronald J},
  date        = {1974},
  institution = {NASA Lewis Research Center Cleveland, OH, United
States},
  title       = {Performance of a 1.15-pressure-ratio Axial-flow Fan
Stage with a Blade Tip Solidity of 0.5},
  number      = {NASA-TM X-3052},
  url         = {https://ntrs.nasa.gov/citations/19740021256},
}
```

- Pictures :



Fig. 1 <https://ntrs.nasa.gov/citations/19740021256> p.67

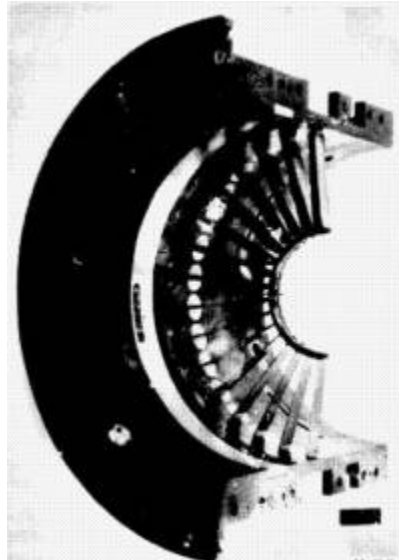


Fig. 2 <https://ntrs.nasa.gov/citations/19740021256> p.67

Useful documents

- [downloadable models](#) (Git project)
 - NASA technical report (.pdf)
 - rotor51a_original.csv (.csv), usable as input of OpenMCAD^[2] to generate reference blade models.

Reference blade

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

Geometry

The geometry of rotor 51A is described in the [original NASA report](#) by the following table. The lengths are in inches and the angles in degrees.

TABLE IV. - BLADE GEOMETRY FOR ROTOR 51A

SPAN PERCENT	RADII		BLADE ANGLES			DELTA INC	CONE ANGLE
	R1	R2	KTC	KTT	KCC		
0	25.411	25.411	52.15	47.66	45.1	4.59	0.057
5	24.626	24.626	51.23	46.66	43.19	4.63	-0.130
10	23.841	23.841	50.30	45.66	41.27	4.66	0.057
15	23.056	23.056	49.36	44.66	39.35	4.70	0.258
20	22.271	22.271	48.43	43.66	37.43	4.73	0.468
25	21.486	21.486	47.49	42.66	35.51	4.77	0.678
30	20.701	20.701	46.56	41.66	33.59	4.80	0.888
35	19.916	19.916	45.62	40.66	31.67	4.84	1.098
40	19.131	19.131	44.69	39.66	29.75	4.87	1.308
45	18.346	18.346	43.75	38.66	27.83	4.91	1.518
50	17.561	17.561	42.82	37.66	25.91	4.94	1.728
55	16.776	16.776	41.88	36.66	24.00	4.98	1.938
60	15.991	15.991	40.95	35.66	22.08	5.01	2.148
65	15.206	15.206	40.01	34.66	20.16	5.05	2.358
70	14.421	14.421	39.08	33.66	18.25	5.08	2.568
75	13.636	13.636	38.14	32.66	16.33	5.12	2.778
80	12.851	12.851	37.21	31.66	14.41	5.15	2.988
85	12.066	12.066	36.27	30.66	12.50	5.19	3.198
90	11.281	11.281	35.34	29.66	10.58	5.22	3.408
95	10.496	10.496	34.40	28.66	8.66	5.26	3.618
100	9.711	9.711	33.47	27.66	6.75	5.29	3.828

SPAN PERCENT	BLADE THICKNESSES			AXIAL DIMENSIONS		
	T1	T2	T3	Z1	Z2	Z3
0	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
5	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
10	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
15	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
20	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
25	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
30	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
35	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
40	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
45	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
50	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
55	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
60	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
65	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
70	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
75	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
80	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
85	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
90	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
95	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
100	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000

Aerodynamic design

	unit	value
pressure ratio	[-]	1.111
mass flow	[kg/s]	30.27
tip speed	[m/s]	213,3
tip solidity	[-]	0.5
aspect ratio	[-]	3.08
rotative speed	[%]	90 to 120 % of design speed

Material properties

The material of rotor 51A is not defined in the original NASA report. A generic titanium Ti-6Al-4V is considered:

	unité	valeurs
alloy	[-]	Ti-6Al-4V
Young's modulus	[GPa]	108
density	[kg/m3]	4400

	unité	valeurs
Poisson's ratio	[-]	0.34
yield stress	[GPa]	0.824

CAD model

The CAD model is computed with the open source code OpenMCAD^[2].



pressure side



suction side

Natural frequencies

First three natural frequencies (with clamped root) for the mesh computed with OpenMCAD^[2]:

Mode	Type	Natural angular frequency (rad/sec)	Natural frequency (Hz)
1	1B	2578.588	410.395
2	2B	8044.80	1280.37
3	1T	10763.98	1713.14

Initial blade

The **initial blade** is defined with in-house LAVA parameters^[4] 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	2560.66	407.541
2	2B	8009.99	1 274.83
3	1T	10726.52	1 707.18

- from the reduced order model:

Mode	Type	Natural angular frequency (rad/sec)	Natural frequency (Hz)
1	1B	2560.75	407.556
2	2B	8013.95	1275.46
3	1T	10729.8	1707.7

Modèles téléchargeables

×

Libre accès

[lien vers le projet Git](#)

À propos

Le rotor 51A fait partie d'un programme de recherche visant à obtenir des résultats expérimentaux de référence pour la sélection de soufflantes pour les avions court-courrier utilisant des volets à soufflage externe. Le rotor 51A possède 12 pales et a été conçu pour une vitesse de pointe de 243,8 mètres par seconde, un rendement de 0,863 et un ratio de pression de 1,151 à vitesse nominale. Toutefois, les caractéristiques expérimentales effectivement mesurées sont inférieures (rendement de 0,836 et ratio de pression de 1,111), en raison de l'impossibilité d'obtenir un apport d'énergie suffisant en entrée du rotor.

- Rapport technique original ^[1]:

```
@TechReport{osborn1974performance,
  author      = {Osborn, Walter Martin and Steinke, Ronald J},
  date       = {1974},
  institution = {NASA Lewis Research Center Cleveland, OH, United
```

```
States},  
  title      = {Performance of a 1.15-pressure-ratio Axial-flow Fan  
Stage with a Blade Tip Solidity of 0.5},  
  number     = {NASA-TM X-3052},  
  url        = {https://ntrs.nasa.gov/citations/19740021256},  
}
```

• Photographies :

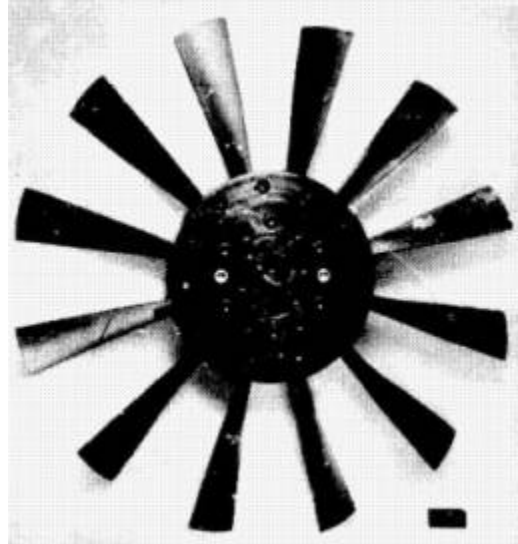


Fig. 1 <https://ntrs.nasa.gov/citations/19740021256> p.67

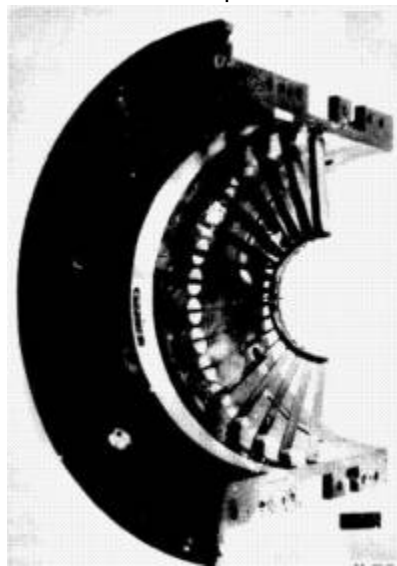


Fig. 2 <https://ntrs.nasa.gov/citations/19740021256> p.67

Documents utiles

- [modèles téléchargeables](#) (lien vers projet Git)
 - rapport technique original de la NASA (.pdf)
 - rotor51a_original.csv

(.csv), utilisable en entrée de OpenMCAD^[2] pour générer l'aube de référence

Aube de référence

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

Géométrie

La géométrie du rotor 51A est décrite dans le rapport d'origine de la NASA par les tableaux suivants. Les grandeurs sont en pouces et en degrés.

TABLE IV. - BLADE GEOMETRY FOR ROTOR 51A

RD	PERCENT SPAN		RADIUS		BLADE ANGLES			DELTA INC	CONE ANGLE
	SPAN	R1	R2	K1C	K1'	K2C			
10	100	100	100	100	52.15	47.66	43.1	4.53	0.057
95	95	92.6466	92.6466	95	51.23	46.66	42.16	4.62	-0.138
90	90	85.6733	85.6733	90	50.36	45.66	41.52	4.66	0.257
85	85	75.95	75.95	85	49.46	44.66	38.66	5.43	0.258
80	80	64.224	64.224	80	48.56	43.66	35.66	7.72	0.997
75	75	51.6733	51.6733	75	47.64	43	34.66	11.83	1.835
70	70	38.545	38.545	70	46.72	42	34.66	15.84	2.092
65	65	25.0733	25.0733	65	45.82	41	34.66	17.75	1.619
60	60	11.5666	11.5666	60	44.94	40	34.66	18.29	1.274
55	55	0	0	55	44.08	39.5	34.66	18.29	0.634
50	50	0	0	50	43.24	39	34.66	18.46	0.057

RD	BLADE THICKNESSES			AXIAL DIMENSIONS		
	T1	T2	T3	Z1	Z2	Z3
10	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
95	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
90	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
85	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
80	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
75	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
70	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
65	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
60	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
55	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
50	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000

Caractéristiques aérodynamiques

	unité	valeurs
taux de compression	[-]	1.111
débit massique	[kg/s]	30.27
vitesse en tête	[m/s]	213,3
solidité en tête	[-]	0.5
allongement	[-]	3.08
vitesse de rotation	[%]	90 à 120 % de la vitesse de conception

Propriétés matériau

Le matériau original du rotor 51A n'est pas défini dans le rapport de la NASA. Un alliage de titane Ti-6Al-4v est considéré :

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

Modèle CAO

Le modèle CAO est obtenu avec OpenMCAD^[2].

intrados



extrados



Fréquences propres

Fréquences des trois premiers modes (noeuds du pied d'aube encastres) pour le maillage obtenu avec OpenMCAD^[2] :

Mode	Type	Pulsation propre (rad/sec)	Fréquence propre (Hz)
1	1F	2578,588	410,395
2	2F	8044,80	1280,37
3	1T	10763,98	1713,14

Aube initiale

L'**aube initiale** est définie par des paramètres spécifiques au LAVA^[4] 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 encastres),

- pour le maillage complet :

Mode	Type	Pulsation propre (rad/sec)	Fréquence propre (Hz)
1	1F	2560,66	407,541
2	2F	8009,99	1 274,83
3	1T	10726,52	1 707,18

- pour le modèle réduit :

Mode	Type	Pulsation propre (rad/sec)	Fréquence propre (Hz)
1	1F	2560,75	407,556
2	2F	8013,95	1275,46
3	1T	10729,8	1707,7

1. ^{a, b, c, d} Osborn W. M., Steinke R. «Performance of a 1.15-pressure-ratio Axial-flow Fan Stage with a Blade Tip Solidity of 0.5» 1974. [pdf](#)
2. ^{a, b, c, d, e, f, g, h} Kojtych S., Batailly A. «OpenMCAD, an open blade generator: from Multiple-Circular-Arc profiles to Computer-Aided Design model» 2022. [open source code](#)
3. ^{a, b} 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. ^{a, b} 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_51a/accueil?rev=1681495692

Dernière mise à jour: **2023/04/14 14:08**