

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

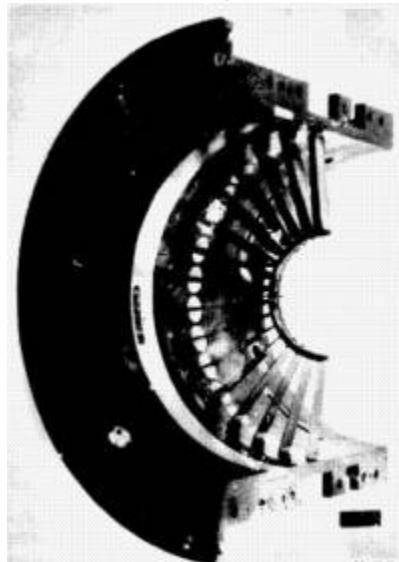


Fig. 2 <https://ntrs.nasa.gov/citations/19740021256> p.67

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	RADII		BLADE ANGLES			DELTA INC	CONE ANGLE
	R1	R2	KTC	KTT	KCC		
0.00	25.411	25.411	52.15	47.66	45.1	4.59	0.057
0.05	25.628	25.628	51.73	46.66	43.19	4.63	-0.130
0.10	25.845	25.845	51.30	45.56	41.52	4.66	0.057
0.15	26.062	26.062	49.86	44.16	39.66	5.43	0.268
0.20	26.279	26.279	46.26	39.16	35.43	7.12	0.997
0.25	26.496	26.496	41.54	33.16	24.67	11.69	1.605
0.30	26.713	26.713	35.62	25.16	14.63	15.64	2.092
0.35	26.930	26.930	28.21	15.16	7.15	17.75	1.619
0.40	27.147	27.147	20.46	7.16	4.03	18.29	1.274
0.45	27.364	27.364	12.65	1.16	2.57	18.29	0.654
0.50	27.581	27.581	25.91	13.12	1.11	16.46	0.057

SPAN	BLADE THICKNESSES			AXIAL DIMENSIONS		
	T1	T2	T3	Z1	Z2	Z3
0.00	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
0.05	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
0.10	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
0.15	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
0.20	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
0.25	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
0.30	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
0.35	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
0.40	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
0.45	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
0.50	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000

Aerodynamic design

	units	values
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:

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

	units	values
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	2578.59	410.40
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 taux de compression de 1,151 à vitesse nominale. Toutefois, les caractéristiques expérimentales effectivement mesurées sont inférieures (rendement de 0,836 et taux de compression 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 :

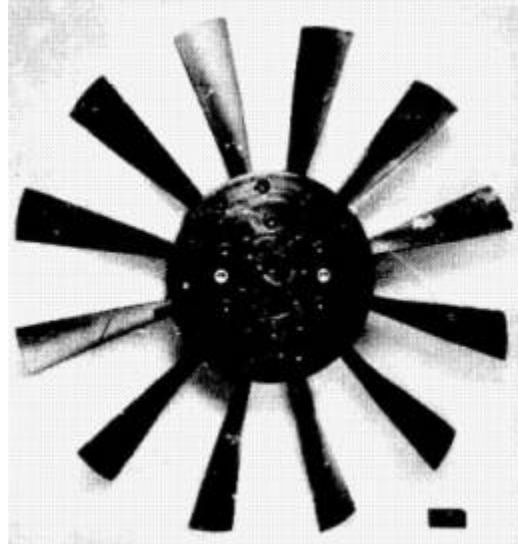


Fig. 1 <https://ntrs.nasa.gov/citations/19740021256> p.67

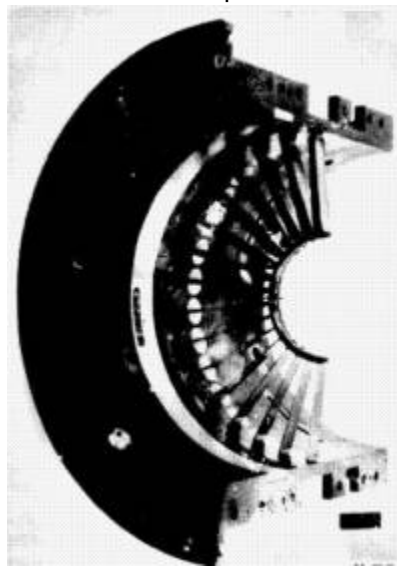


Fig. 2 <https://ntrs.nasa.gov/citations/19740021256> p.67

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	10	25.411	25.411	52.15	47.66	43.1	4.59	0.057	
20	20	25.646	25.646	51.23	46.66	42.16	4.62	-0.138	
30	30	25.673	25.673	50.26	45.66	41.52	4.66	0.257	
40	40	25.795	25.795	49.26	44.66	39.66	5.43	0.258	
50	50	27.124	27.124	46.26	39.16	33.63	7.72	0.997	
60	60	27.623	27.623	41.24	33	24.67	11.89	1.835	
70	70	24.545	24.545	35.92	28	14.63	15.84	2.092	
80	80	22.522	22.522	31.22	19	7.23	17.75	1.619	
90	90	17.569	17.569	23.46	17	4.63	16.29	1.274	
100	100	12.623	12.623	21.65	14.66	2.51	16.29	0.634	
110	110	12.162	12.162	25.91	13.42	2.01	16.46	0.057	

RD	BLADE THICKNESSES			AXIAL DIMENSIONS		
	T1	T2	T3	Z1	Z2	Z3
10	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	4.000
20	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	4.000
30	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	4.000
40	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	4.000
50	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	4.000
60	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	4.000
70	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	4.000
80	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	4.000
90	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	4.000
100	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	4.000
110	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	4.000

Caractéristiques aérodynamiques

	unités	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	2578,59	410,40
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	407,54
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	407,56
2	2F	8013,95	1275,46
3	1T	10729,80	1707,70

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://lava-wiki.meca.polymtl.ca/public/modeles/rotor_51a/accueil?rev=1723064460

Dernière mise à jour: **2024/08/07 17:01**