

Rotor 51A

- [Français](#)
- [English](#)

Downloadable models

×

Open access

[Git project](#)

About

This report presents the experimental performance for a fan in the series, designated fan stage 51A. The 12-bladed, 50.8-centimeter-diameter fan was designed for a tip-speed of 243.8 meters per second. The design stage pressure ratio was 1.15 at a weight flow of 29.9 kilograms per second. The fan blade angles can be manually reset. Overall performance for both the rotor and the stage along with the blade-element performance of both rotor and stator are presented for the design rotor blade setting angle.

- 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 :



Fig1. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19740021256> p.67



Fig2. <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	CONE
	R1	R2	KTC	KTT	KCC	INC	ANGLE
100	25.411	25.411	52.15	47.66	45.1	4.59	0.057
95	24.626	24.626	51.73	46.66	43.19	4.63	-0.130
90	23.841	23.841	51.30	45.66	41.52	4.66	0.057
85	23.056	23.056	49.86	44.16	39.66	5.43	0.268
80	22.271	22.271	46.66	40.16	35.43	7.12	0.997
75	21.486	21.486	41.54	35.16	24.67	11.69	1.605
70	20.701	20.701	35.67	29.16	14.63	15.64	2.092
65	19.916	19.916	29.21	23.16	7.12	17.75	1.619
60	19.131	19.131	23.46	17.16	4.63	18.29	1.274
55	18.346	18.346	18.65	12.66	2.57	18.29	0.654
50	17.561	17.561	15.01	8.12	1.01	18.46	0.057

SPAN PERCENT	BLADE THICKNESSES			AXIAL DIMENSIONS		
	T1	T2	T3	Z1	Z2	Z3
100	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
90	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
80	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
70	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
60	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
50	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/m ³]	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		2578.588	410.395
2		8044.80	1280.37
3		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

Ce rapport présente les performances expérimentales d'un ventilateur de la série, désigné étage de ventilateur 51A. Le ventilateur à 12 pales de 50,8 centimètres de diamètre a été conçu pour une vitesse de pointe de 243,8 mètres par seconde. La pression d'étage de conception était de 1,15 à un débit pondéral de 29,9 kilogrammes par seconde. Les angles des pales du ventilateur peuvent être réinitialisés manuellement. Performances globales pour le rotor. Les performances du rotor et du stator sont présentées pour l'angle de réglage des pales du rotor de conception.

- 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 :



Fig1. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19740021256> p.67

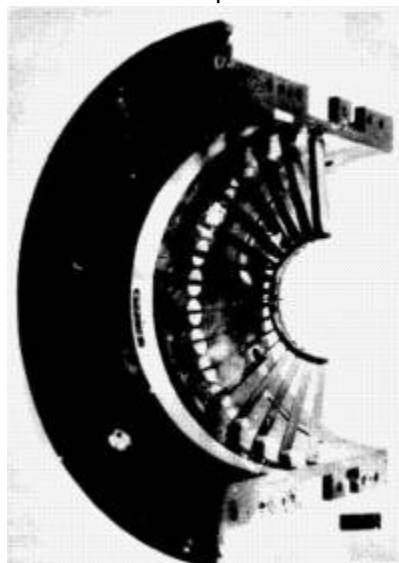


Fig2. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19740021256> p.67

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		RADIUS		BLADE ANGLES			DELTA INC	CONE ANGLE
	SPAN	R1	R2	KTC	K7	KCC			
10	100	25.4117	25.4117	52.15	47.66	43.1	4.69	0.057	
20	85	22.6426	22.6426	51.23	46.66	42.16	4.69	-0.138	
30	70	20.6735	20.6735	50.36	45.66	41.52	4.66	0.057	
40	55	18.9044	18.9044	49.46	44.66	39.66	5.43	0.258	
50	40	17.2753	17.2753	48.56	43.66	38.66	7.12	0.997	
60	25	15.7862	15.7862	47.64	42.66	37.66	11.89	1.835	
70	10	14.4371	14.4371	46.71	41.66	36.66	15.84	2.692	
80	0	13.2180	13.2180	45.77	40.66	35.66	17.75	3.579	
90	0	12.1189	12.1189	44.82	39.66	34.66	18.29	4.274	
100	0	11.1188	11.1188	43.86	38.66	33.66	18.29	4.634	
110	0	10.2187	10.2187	42.89	37.66	32.66	18.46	4.657	

RD	BLADE THICKNESSES			AXIAL DIMENSIONS		
	Z1	Z2	Z3	Z1	Z2	Z3
10	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
20	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
30	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
40	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
60	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
80	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
100	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
110	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} «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. [code en libre accès](#)
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=1681493834

Dernière mise à jour: **2023/04/14 13:37**