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-sgeed 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 :

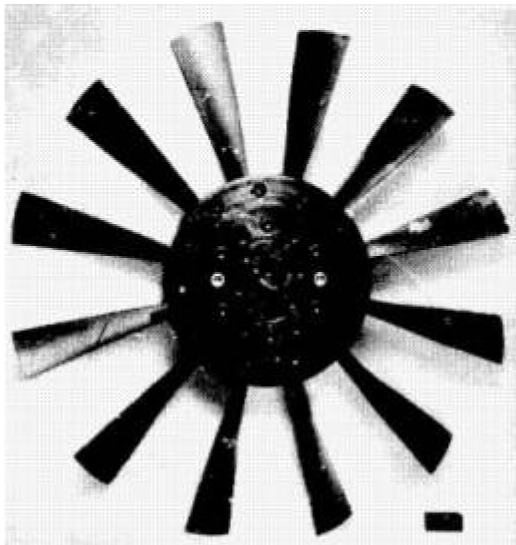


Fig. 1 https://ntrs.nasa.gov/citations/19740021256 p.67

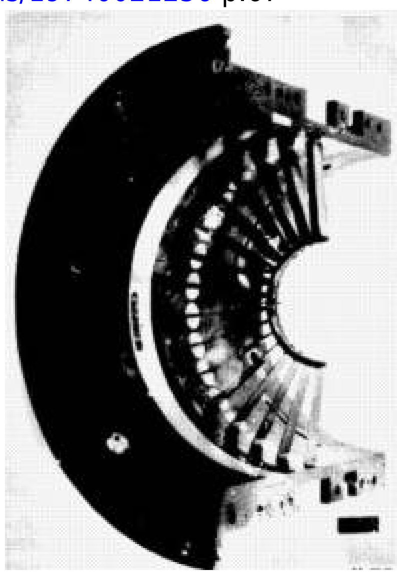


Fig. 2 https://ntrs.nasa.gov/citations/19740021256 p.67

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 lenghts are in inches and the angles in degrees.

TABLE IV. - BLADE GEOMETRY FOR ROTOR 51A

SP	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	52.15	47.60	43.[illegible]	4.59	0.057
1	5.	24.648	24.638	51.23	46.66	42.09	4.69	-0.130
2	10.	23.872	23.876	50.26	45.38	40.50	4.96	0.257
3	15.	23.095	23.114	49.26	44.08	38.86	5.43	0.258
4	30.	20.744	20.828	46.06	39.7[illegible]	33.43	7.72	0.997
5	50.	17.623	17.780	41.34	33[illegible]	24.87	11.89	1.835
6	70.	14.545	14.732	35.92	25[illegible]	14.63	15.84	2.090
7	85.	12.300	12.446	31.20	19.[illegible]	7.23	17.75	1.619
8	90.	11.569	11.684	29.46	17.[illegible]	4.63	18.39	1.274
9	95.	10.847	10.922	27.65	14.98	2.31	18.29	0.634
HUB	100.	10.160	10.160	25.91	13.02	0.01	18.46	0.057

SP	BLADE THICKNESSES TI	BLADE THICKNESSES TM	BLADE THICKNESSES TO	AXIAL DIMENSIONS ZI	AXIAL DIMENSIONS ZMC	AXIAL DIMENSIONS ZTC	AXIAL DIMENSIONS ZO
TIP	0.066	0.330	0.066	0.353	2.496	2.496	4.823
1	0.064	0.332	0.064	0.330	2.496	2.496	4.851
2	0.068	0.348	0.068	0.324	2.495	2.495	4.882
3	0.077	0.380	0.077	0.277	2.494	2.494	4.911
4	0.099	0.521	0.099	0.197	2.488	2.488	4.994
5	0.151	0.765	0.149	0.102	2.485	2.485	5.096
6	0.195	0.978	0.196	0.050	2.488	2.488	5.163
7	0.211	1.057	0.211	0.002	2.495	2.495	5.17[illegible]
8	0.213	1.064	0.213	-0.001	2.498	2.498	5.163
9	0.212	1.062	0.213	-0.001	2.501	2.501	5.152
HUB	0.212	1.060	0.212	0.000	2.504	2.504	5.158

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:

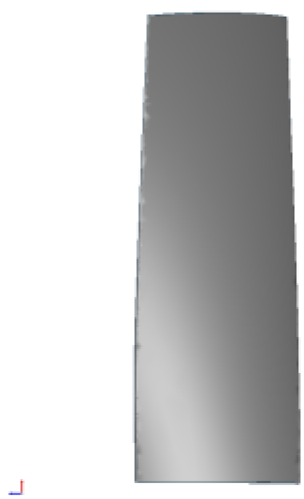
	units	values
alloy	[-]	Ti-6Al-4V
Young's modulus	[GPa]	108
density	[kg/m3]	4400

	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	407.54
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	407.56
2	2B	8013.95	1275.46
3	1T	10729.80	1707.70

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 :

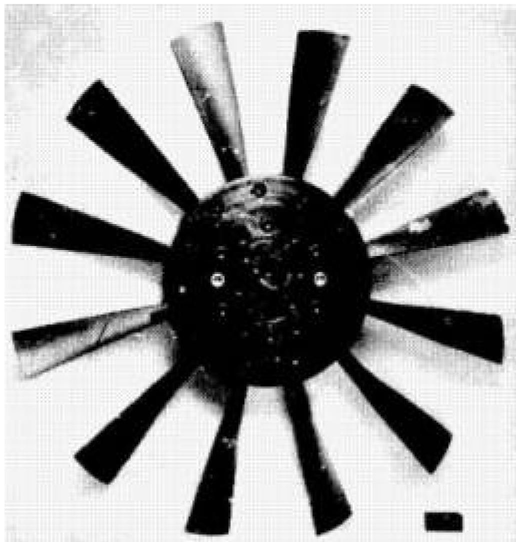


Fig. 1 https://ntrs.nasa.gov/citations/19740021256 p.67

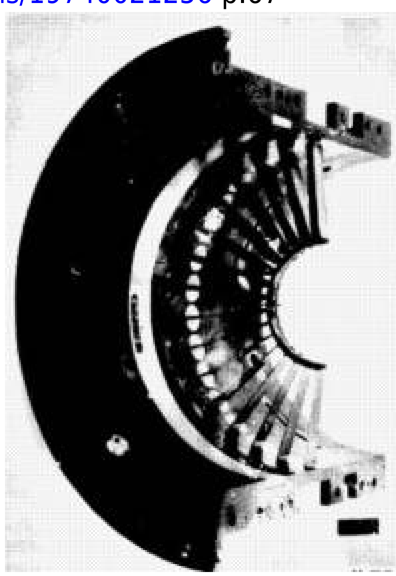


Fig. 2 https://ntrs.nasa.gov/citations/19740021256 p.67

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

RP	PERCENT SPAN	RADII R1	RADII R2	BLADE ANGLES KIC	BLADE ANGLES KTC	BLADE ANGLES KOC	DELTA INC	CONE ANGLE
TIP	0.	25.400	25.400	52.15	47.60	43.[illegible]	4.59	0.057
1	5.	24.648	24.638	51.23	46.66	43.09	4.69	-0.130
2	10.	23.872	23.876	50.26	45.38	42.50	4.96	0.057
3	15.	23.095	23.114	49.26	44.06	38.66	5.43	0.258
4	30.	20.744	20.828	46.06	39.7[illegible]	35.43	7.72	0.997
5	50.	17.623	17.780	41.34	33.[illegible]	24.87	11.89	1.635
6	70.	14.545	14.732	35.92	25.[illegible]	14.83	15.84	2.092
7	85.	12.500	12.446	31.20	19.[illegible]	7.03	17.75	1.619
8	90.	11.569	11.684	29.46	17.[illegible]	4.63	18.29	1.274
9	95.	10.847	10.922	27.65	14.98	2.31	18.29	0.634
HUB	100.	10.160	10.160	25.91	13.02	0.01	18.46	0.057

RP	BLADE THICKNESSES T1	BLADE THICKNESSES TM	BLADE THICKNESSES T2	AXIAL DIMENSIONS Z1	AXIAL DIMENSIONS ZMC	AXIAL DIMENSIONS ZTC	AXIAL DIMENSIONS Z2
TIP	0.066	0.330	0.066	0.353	2.496	2.496	4.820
1	0.064	0.330	0.064	0.330	2.496	2.496	4.851
2	0.068	0.348	0.068	0.304	2.495	2.495	4.882
3	0.077	0.380	0.077	0.277	2.494	2.494	4.911
4	0.099	0.521	0.099	0.197	2.488	2.488	4.994
5	0.151	0.765	0.149	0.102	2.485	2.485	5.096
6	0.195	0.978	0.196	0.050	2.488	2.488	5.163
7	0.211	1.057	0.211	0.002	2.495	2.495	5.17[illegible]
8	0.213	1.064	0.213	-0.001	2.498	2.498	5.163
9	0.212	1.062	0.213	-0.001	2.501	2.501	5.150
HUB	0.212	1.063	0.212	0.000	2.504	2.504	5.138

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	[%]	959,57

Propriétés matériau

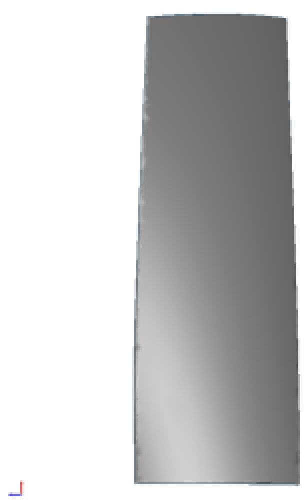
Le matériau original du rotor 51A n'est pas défini dans le rapport de la NASA. Un alliage de titane Ti-6Al-4v est considéré :

	unités	valeurs
alliage	[-]	Ti-6Al-4V
module d'Young	[GPa]	108
masse volumique	[kg/m3]	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 encastrés) 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 encastrés),

- 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