# Rotor 11

- Français
- English

Downloadable files
×

**Open access**

**Git project**

## Original model

Rotor 11 is part of a research program to study the effect of weight flow per unit annulus area on the performance of axial-flow fan stages. A series of three stage: rotor 11, 16 and 17 were designed with a weight flow per unit annulus area of 198, 178, and 208 kilograms per second per square meter. All three stages were designed to produce a pressure ratio of 1.57, and all had the same meridional flow path geometry.

- Original technical report [(cite:kovich1973design>Kovich. «Performance of transonic fan stage with weight flow per unit annulus area of 198 kilograms per sercond per square meter (40.6 (lb/sec)/ft²) » 1973. pdf)]:

```
@TechReport{kovich1973design,
  author           = {Kovich, George. and Moore, R. D. and Urasek, Donald
C.},
  date             = {1973},
  institution      = {NASA Lewis Research Center Cleveland, OH, United
States},
  title            = {Performance of transonic fan stage with weight flow
per unit annulus area of 198 kilograms per sercond per square meter (40.6
(lb/sec)/ft²)},
  number           = {NASA-TM X-2905},
  url              = {https://ntrs.nasa.gov/citations/19740001915},
}
```

- Picture :

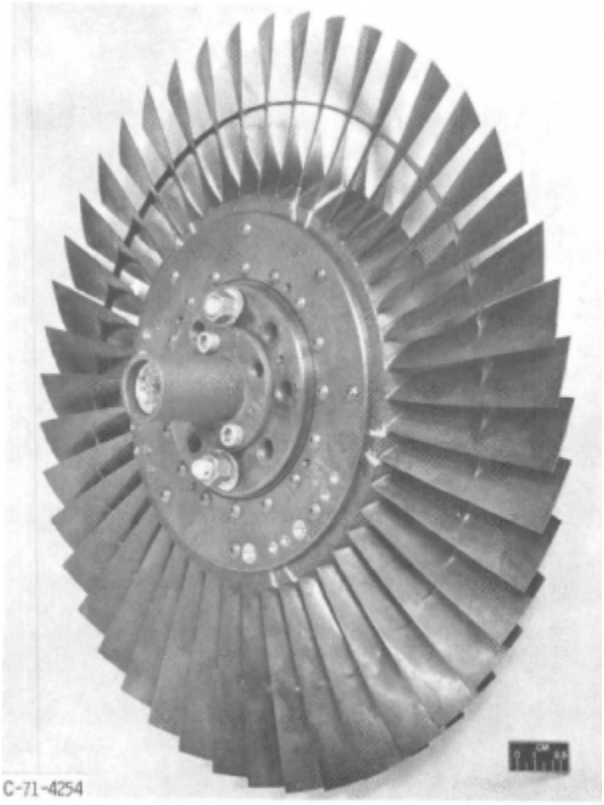



Fig1. https://ntrs.nasa.gov/citations/19740001915 p.62

# Useful documents

- downloadable models (Git project)
- PDF of the NASA report :

  rotor11.pdf
- CSV file of the blade geometry :

  rotor11_original.csv

# Geometry

The geometry of rotor 11 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 11

| RP | PERCENT SPAN | RADII RI | RADII RO | BLADE ANGLES KIC | BLADE ANGLES KTC | BLADE ANGLES KOC | DELTA INC | CONE ANGLE |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| TIP | 0. | 25.197 | 24.816 | 64.37 | 62.97 | 57.71 | 2.53 | -10.431 |
| 1 | 5. | 24.628 | 24.280 | 63.11 | 61.83 | 57.26 | 2.78 | -9.182 |
| 2 | 10. | 24.060 | 23.744 | 61.90 | 60.58 | 56.65 | 3.04 | -8.035 |
| 3 | 30. | 21.741 | 21.600 | 57.36 | 54.88 | 53.15 | 4.13 | -3.095 |
| 4 | 45. | 19.960 | 19.992 | 54.13 | 50.29 | 48.79 | 4.95 | 0.651 |
| 5 | 48. | 19.658 | 19.724 | 53.59 | 49.49 | 47.87 | 5.09 | 1.291 |
| 6 | 50. | 19.356 | 19.456 | 53.05 | 48.68 | 46.91 | 5.22 | 1.935 |
| 7 | 53. | 19.052 | 19.188 | 52.51 | 47.86 | 45.89 | 5.36 | 2.581 |
| 8 | 55. | 18.747 | 18.920 | 51.97 | 47.02 | 44.82 | 5.49 | 3.232 |
| 9 | 70. | 16.871 | 17.313 | 48.65 | 42.07 | 36.74 | 6.30 | 7.403 |
| 10 | 90. | 14.202 | 15.169 | 44.05 | 34.00 | 20.19 | 7.28 | 13.919 |
| 11 | 95. | 13.492 | 14.633 | 42.82 | 31.93 | 14.48 | 7.49 | 15.774 |
| HUB | 100. | 12.700 | 14.097 | 41.44 | 29.85 | 8.02 | 7.69 | 18.485 |

| RP | BLADE THICKNESSES TI | BLADE THICKNESSES TM | BLADE THICKNESSES TO | AXIAL DIMENSIONS ZIC | AXIAL DIMENSIONS ZMC | AXIAL DIMENSIONS ZTC | AXIAL DIMENSIONS ZOC |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| TIP | 0.051 | 0.152 | 0.051 | 1.046 | 2.039 | 2.444 | 3.116 |
| 1 | 0.051 | 0.162 | 0.051 | 1.002 | 2.040 | 2.415 | 3.156 |
| 2 | 0.051 | 0.172 | 0.051 | 0.955 | 2.040 | 2.381 | 3.198 |
| 3 | 0.051 | 0.215 | 0.051 | 0.761 | 2.027 | 2.191 | 3.363 |
| 4 | 0.051 | 0.248 | 0.051 | 0.621 | 2.021 | 2.003 | 3.502 |
| 5 | 0.051 | 0.254 | 0.051 | 0.598 | 2.019 | 1.967 | 3.527 |
| 6 | 0.051 | 0.260 | 0.051 | 0.574 | 2.018 | 1.930 | 3.553 |
| 7 | 0.051 | 0.265 | 0.051 | 0.550 | 2.017 | 1.892 | 3.579 |
| 8 | 0.051 | 0.271 | 0.051 | 0.526 | 2.016 | 1.852 | 3.606 |
| 9 | 0.051 | 0.306 | 0.051 | 0.377 | 2.003 | 1.588 | 3.774 |
| 10 | 0.051 | 0.356 | 0.051 | 0.147 | 1.989 | 1.143 | 4.050 |
| 11 | 0.051 | 0.370 | 0.051 | 0.079 | 1.983 | 1.013 | 4.116 |
| HUB | 0.051 | 0.385 | 0.051 | 0.000 | 1.972 | 0.861 | 4.179 |

# Aerodynamic design

| | unit | values |
|---|---|---|
| **pressure ratio** | [-] | 1.57 |
| **mass flow** | [kg/s] | 29.5 |
| **tip speed** | [m/s] | 425 |
| **tip solidity** | [-] | 1.3 |
| **aspect ratio** | [-] | 2.5 |
| **number of blades** | [-] | 44 |
| **rotative speed** | [rad/s] | 1686 |

# Material properties

The original material of the rotor 11 is not defined in the NASA report.

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

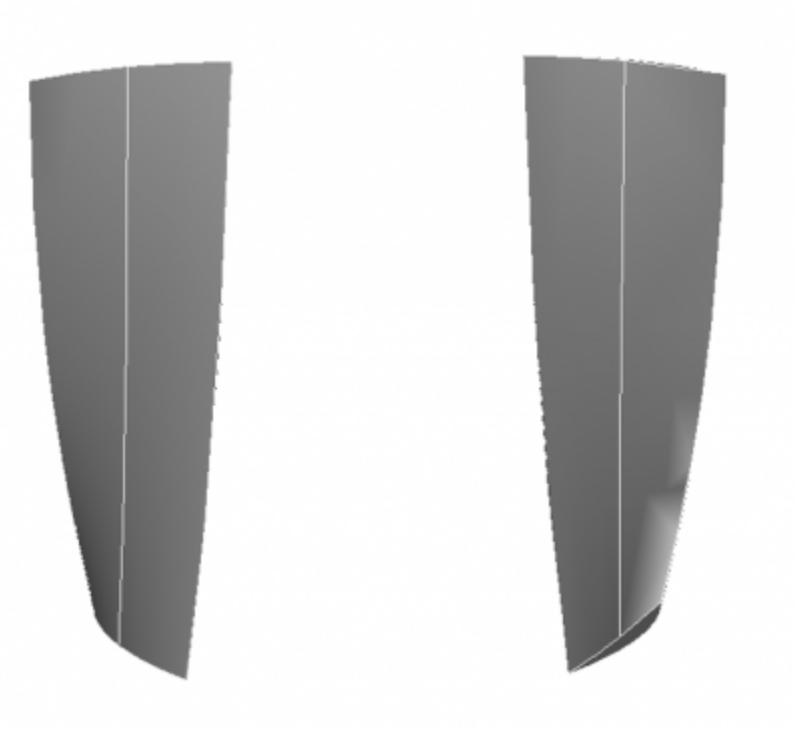
| | unité | valeurs |
|---|---|---|
| **alloy** | [-] | Ti-6Al-4V |
| **Young's modulus** | [GPa] | 108 |
| **density** | [kg/m3] | 4400 |
| **Poisson's ratio** | [-] | 0.34 |

| | unité | valeurs |
|---|---|---|
| **yield stress** | [GPa] | 0.824 |

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

1. (1B): 1349.9 rad/s / 214.8 Hz
2. (2B): 5271.3 rad/s / 838.9 Hz
3. (1T): 7863.9 rad/s / 1251.6 Hz

# CAD



Fichiers téléchargeables
×

**Libre accès**

**lien vers le projet Git**

# Modèle original

Le rotor 11 fait partie d'un programme de recherche visant à étudier l'effet du débit massique par unité de surface annulaire sur les performances des soufflantes à flux axiaux. Une série de trois étages comprenant le rotor 11, 16 et 17 ont été conçus avec un débit massique par unité de surface annulaire de 198, 178 et 208 kilogrammes par seconde par mètre carré. Les trois étages ont été conçus pour produire un rapport de pression de 1.57.

* Rapport technique original [(cite:kovich1973design>Kovich. «Performance of transonic fan stage with weight flow per unit annulus area of 198 kilograms per sercond per square meter (40.6 (lb/sec)/ft²) »

1973. pdf)]:

```
@TechReport{kovich1973design,
author      = {Kovich, George. and Moore, R. D. and Urasek, Donald C.},
title       = {Performance of transonic fan stage with weight flow per unit
annulus area of 198 kilograms per sercond per square meter (40.6
(lb/sec)/ft²)},
institution = {NASA Lewis Research Center Cleveland, OH, United States},
note        = {NASA-TM X-2905, url~:
\url{https://ntrs.nasa.gov/citations/19740001915}, 1973 }}
```

- Photographie :

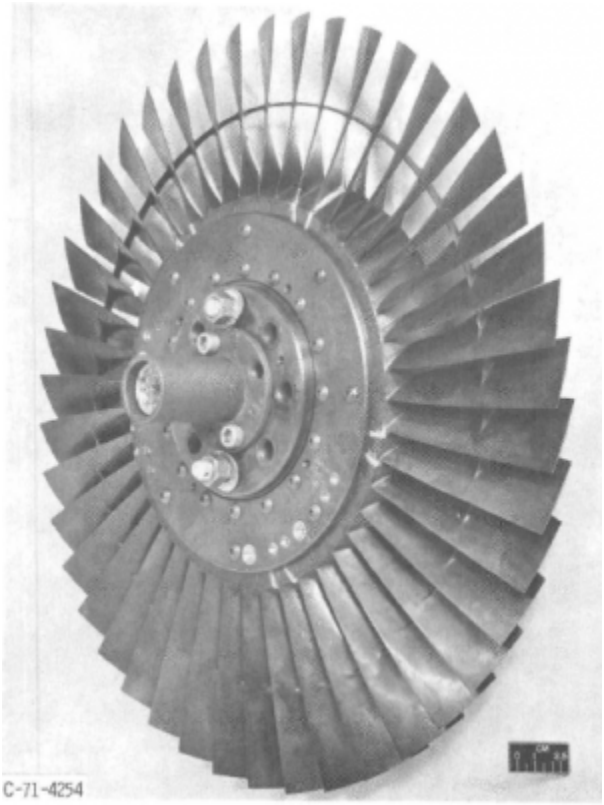



Fig1. https://ntrs.nasa.gov/citations/19740001915 p.62

# Documents utiles

- modèles téléchargeables (lien vers projet Git)
- PDF du rapport de la NASA :

  rotor11.pdf
- Fichier CSV de la géométrie :

  rotor11_original.csv

# Géométrie

La géométrie du rotor 11 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 11

| | PERCENT | RADII | | BLADE ANGLES | | | DELTA | CONE |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| RP | SPAN | RI | RO | KIC | KTC | KOC | INC | ANGLE |
| TIP | 0. | 25.197 | 24.816 | 64.37 | 62.97 | 57.71 | 2.53 | -10.431 |
| 1 | 5. | 24.628 | 24.280 | 63.11 | 61.83 | 57.26 | 2.78 | -9.182 |
| 2 | 10. | 24.060 | 23.744 | 61.90 | 60.58 | 56.65 | 3.04 | -8.035 |
| 3 | 30. | 21.741 | 21.600 | 57.36 | 54.88 | 53.15 | 4.13 | -3.095 |
| 4 | 45. | 19.960 | 19.992 | 54.13 | 50.29 | 48.79 | 4.95 | 0.651 |
| 5 | 48. | 19.658 | 19.724 | 53.59 | 49.49 | 47.87 | 5.09 | 1.291 |
| 6 | 50. | 19.356 | 19.456 | 53.05 | 48.68 | 46.91 | 5.22 | 1.935 |
| 7 | 53. | 19.052 | 19.188 | 52.51 | 47.86 | 45.89 | 5.36 | 2.581 |
| 8 | 55. | 18.747 | 18.920 | 51.97 | 47.02 | 44.82 | 5.49 | 3.232 |
| 9 | 70. | 16.871 | 17.313 | 48.65 | 42.07 | 36.74 | 6.30 | 7.403 |
| 10 | 90. | 14.202 | 15.169 | 44.05 | 34.00 | 20.19 | 7.28 | 13.919 |
| 11 | 95. | 13.492 | 14.633 | 42.82 | 31.93 | 14.48 | 7.49 | 15.774 |
| HUB | 100. | 12.700 | 14.097 | 41.44 | 29.85 | 8.02 | 7.69 | 18.485 |

| | BLADE THICKNESSES | | | AXIAL DIMENSIONS | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| RP | TI | TM | TO | ZIC | ZMC | ZTC | ZOC |
| TIP | 0.051 | 0.152 | 0.051 | 1.046 | 2.039 | 2.444 | 3.116 |
| 1 | 0.051 | 0.162 | 0.051 | 1.002 | 2.040 | 2.415 | 3.156 |
| 2 | 0.051 | 0.172 | 0.051 | 0.955 | 2.040 | 2.381 | 3.198 |
| 3 | 0.051 | 0.215 | 0.051 | 0.761 | 2.027 | 2.191 | 3.363 |
| 4 | 0.051 | 0.248 | 0.051 | 0.621 | 2.021 | 2.003 | 3.502 |
| 5 | 0.051 | 0.254 | 0.051 | 0.598 | 2.019 | 1.967 | 3.527 |
| 6 | 0.051 | 0.260 | 0.051 | 0.574 | 2.018 | 1.930 | 3.553 |
| 7 | 0.051 | 0.265 | 0.051 | 0.550 | 2.017 | 1.892 | 3.579 |
| 8 | 0.051 | 0.271 | 0.051 | 0.526 | 2.016 | 1.852 | 3.606 |
| 9 | 0.051 | 0.306 | 0.051 | 0.377 | 2.003 | 1.588 | 3.774 |
| 10 | 0.051 | 0.356 | 0.051 | 0.147 | 1.989 | 1.143 | 4.050 |
| 11 | 0.051 | 0.370 | 0.051 | 0.079 | 1.983 | 1.013 | 4.116 |
| HUB | 0.051 | 0.385 | 0.051 | 0.000 | 1.972 | 0.861 | 4.179 |

# Caractéristiques aérodynamiques

| | unités | valeurs |
|---|---|---|
| **taux de compression** | [-] | 1,57 |
| **débit massique** | [kg/s] | 29,5 |
| **vitesse en tête** | [m/s] | 425 |
| **solidité en tête** | [-] | 1,3 |
| **allongement** | [-] | 2,5 |
| **nombre d'aubes** | [-] | 44 |
| **vitesse de rotation** | [rad/s] | 1686 |

# Propriétés matériau

Le matériau original du rotor 11 n'est pas défini dans le rapport de la NASA.

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

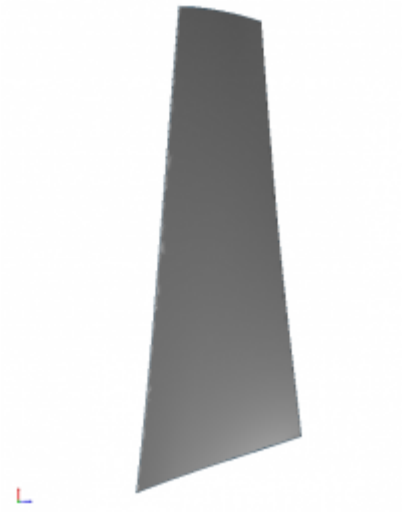
| | unité | valeurs |
|---|---|---|
| **alliage** | [-] | Ti-6Al-4v |
| **module d'Young** | [GPa] | 108 |
| **masse volumique** | [kg/m3] | 4400 |
| **coefficient de Poisson** | [-] | 0,34 |
| **limite élastique** | [GPa] | 0,824 |

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

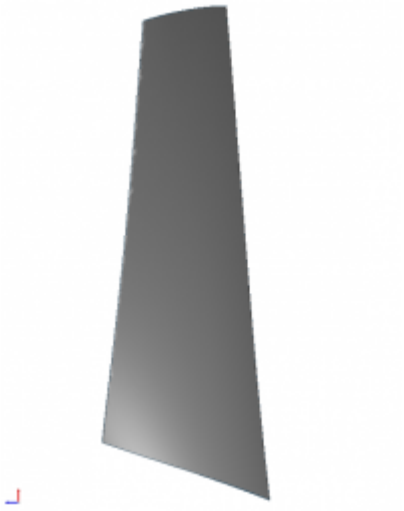
1. (1B): 1349,9 rad/s / 214,8 Hz
2. (2B): 5271,3 rad/s / 838,9 Hz
3. (1T): 7863,9 rad/s / 1251,6 Hz

## Modèle CAO

Le modèle CAO est obtenu avec OpenMCAD[(cite:Kojtych_2022_gene_aubes)].



intrados



extrados

### Fréquences propres

Fréquences des trois premiers modes (noeuds du pied d'aube encastrés) pour le maillage obtenu avec OpenMCAD[(cite:Kojtych_2022_gene_aubes)] :

| Mode | Type | Pulsation propre (rad/sec) | Fréquence propre (Hz) |
|---|---|---|---|
| 1 | | 1435.85 | 228.523 |
| 2 | | 5252.13 | 835.902 |
| 3 | | 8270.12 | 1316.23 |

## Aube initiale

L'**aube initiale** est définie par des paramètres spécifiques au LAVA[(cite:Kojtych_2022_Methodology>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)] 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 | | 1436.14 | 228.568 |
| 2 | | 5253.42 | 836.108 |
| 3 | | 8274.96 | 1317 |

- pour le modèle réduit :

| Mode | Type | Pulsation propre (rad/sec) | Fréquence propre (Hz) |
|---|---|---|---|
| 1 | | 1436.16 | 228.572 |
| 2 | | 5255.37 | 836.418 |
| 3 | | 8277.22 | 1317.36 |

</tabs>

Document issu de la page wiki:
**https://wiki.lava.polymtl.ca/public/modeles/rotor_11/accueil?rev=1677043202**

Dernière mise à jour: **2023/04/05 08:59**