

反転ファンターボジェットエンジンの研究

その他（別言語等） のタイトル	Study of Counter Rotating Axial Fan Turbojet Engine
著者	湊 亮二郎, 竹田 広人, 西村 宗真
雑誌名	室蘭工業大学紀要
巻	58
ページ	3-8
発行年	2009-02-20
URL	http://hdl.handle.net/10258/423

反転ファンターボジェットエンジンの研究

その他（別言語等） のタイトル	Study of Counter Rotating Axial Fan Turbojet Engine
著者	湊 亮二郎, 竹田 広人, 西村 宗真
雑誌名	室蘭工業大学紀要
巻	58
ページ	3-8
発行年	2009-02-20
URL	http://hdl.handle.net/10258/423

反転ファンターボジェットエンジンの研究

湊 亮二郎*1, 竹田 広人*2, 西村宗真*2

Study of Counter Rotating Axial Fan Turbojet Engine

Ryojiro MINATO, Hirohito TAKEDA, Munemasa NISHIMURA

(原稿受付日 平成 20 年 6 月 20 日 論文受理日 平成 20 年 11 月 7 日)

Abstract

The Counter Rotating Axial Fan Turbojet Engine is considered as the propulsion engine for the subscale supersonic unmanned plane, because of its aerodynamic and structural advantages. In the present study, the numerical design and analysis of counter rotating fan are conducted by Streamline Curvature Method (SCM). At same time, the two staged counter rotating turbine is also numerically designed and its aerodynamic performances are evaluated by CFD.

We discussed the system integration of this type of engine based on the results of the analyses of the engine elements

Keywords : Counter Rotating Fan, Turbojet Engine, Supersonic Unmanned Plane

1 序論

現在、室蘭工業大学では、東大、九大、大阪府立大及び JAXA と連携して、小型超音速無人実験機の飛行試験を計画している¹⁾。本試験計画では全長 3 m 程度の機体に、ファン直径 200 mm 以下、推力 140 kgf (= 1.37 kN) 程度の小型ターボジェットエンジンを搭載し、自力離陸して超音速飛行をすることを目標としており、将来的には革新的な航空宇宙機の基盤技術を試験するフライングテストベッドを提

供することを目指している。同機に搭載される推進エンジンは、小型且つ大推力であることが要求されるため、圧縮ファンは小ファン径、高圧力比、高断熱効率、大流量であることが求められる。これらの要求を満たすため、二段の動翼を反転させる反転軸流ファンが考えられる²⁻⁵⁾。反転軸流ファンには空力面、構造面にそれぞれ長所があり、それらを挙げると以下ようになる。

1. 二段のファンが互いに反転するため、下流側ファンの相対速度 (= マッハ数) は通常のファンと比較して大きくなる。そのため機械的なファ

*1 機械システム工学科

*2 大学院博士前期課程機械システム工学専攻

ンの回転周速度を増加させることなく、圧力比を上げることが出来る。

2. 動翼間に静翼がないため、高い圧縮効率を得られる。
3. 二段でファンを構成するため、軸長が短くなり振動制御が容易になる

一方問題点として、二段のファンを反転させるため、二軸タービンか遊星歯車を用いる必要があることと、下流側の第2段ファンの相対速度が大きくなるので、高い相対マッハ数の下で翼の高効率化を達成させなくてはならないといった事項が挙げられる。

小型超音速無人実験機計画では、小型ターボジェットエンジン用反転軸流ファンの設計・試作を進めており、今後回転試験で空力・振動データを取得する予定である。その際、サージ現象の予測やその遷移過程を明らかにすることは、安全な試験遂行に必須事項である。本研究では流線曲率法⁶⁾により小型ターボジェットエンジン用反転軸流ファンの形状設計を行い、CFD解析で1) 定格回転における設計点における空力性能、2) 流量が変化した場合の非設計点性能、3) サージに至る過程と翼間流れの挙動について解析を行った。その解析結果から反転軸流ファンのサージに至る支配因子の解析やサージ防止方法、性能向上について検討を行った⁷⁾。

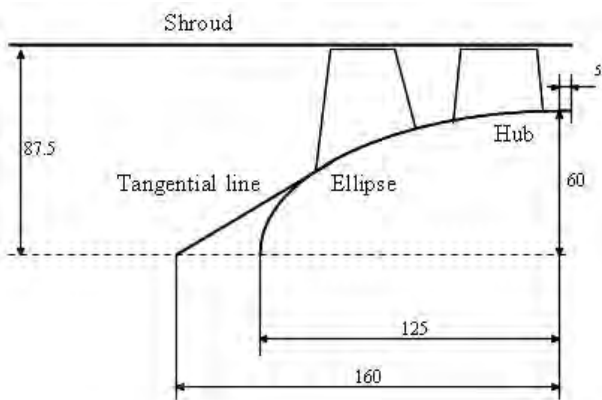
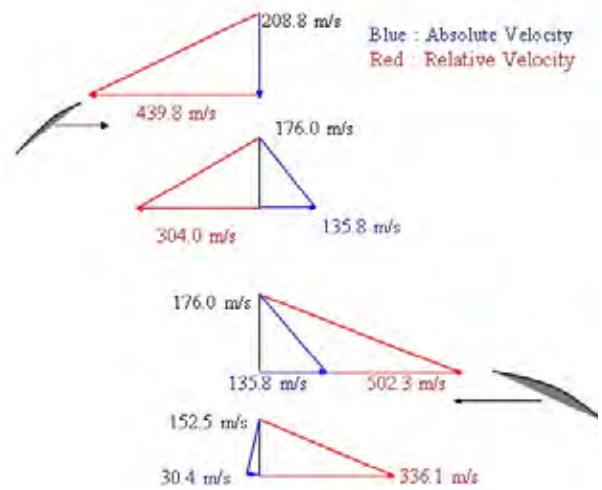


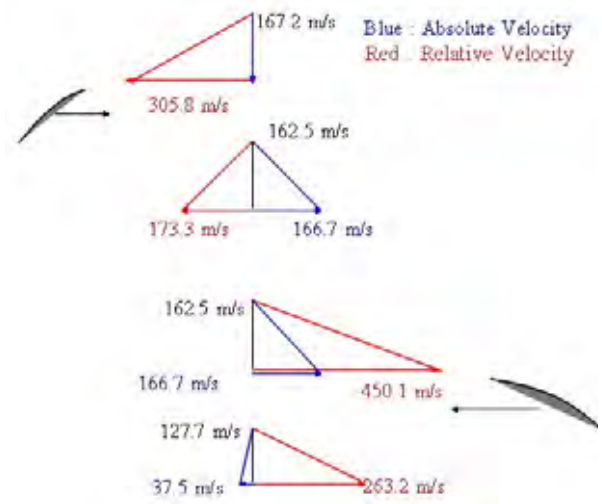
図.1 子午面上でのファン形状

2 反転軸流ファンの形状設計

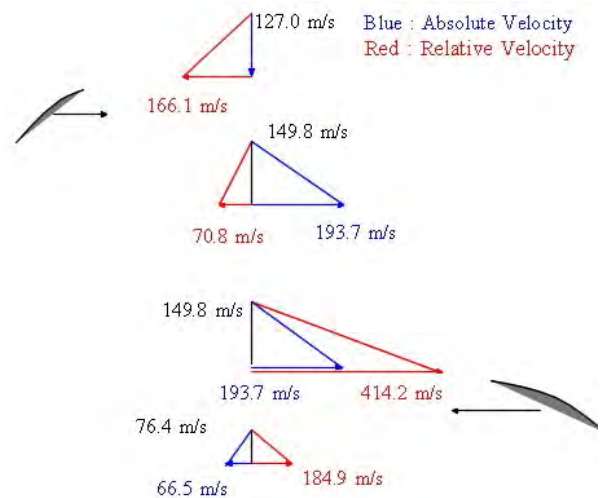
本プロジェクトで開発する小型超音速機用ターボジェットエンジンについて、必要空気流量と圧力比の推算を行ったところ⁷⁾、定格運転時における空



a) チップでの速度三角形



b) 流路中心での速度三角形



c) ハブ部での速度三角形

図.2 反転軸流ファンの速度三角形

気流量と圧力比をそれぞれ 3.6 kg/sec、3.2 となり、ファン径を 175mm となった。この反転軸流ファン全体の圧力比を、第1段ファンと第2段ファンでそれぞれ 1.87 と 1.70 と配分させ、回転数は、それぞれ 48000 rpm、第2段ファンは反対方向に 40000 rpm と設定した。これらの回転数は、第1段ファン、2段ファンの周速はそれぞれ 440 m/sec と 367 m/sec に相当する。この圧力比配分と回転数はファンブレードの構造的な耐久性を加味した上で、Lieblien の拡散係数⁸⁾が制限値内になるように設定した。これらの諸元から、図1のように子午面上のハブとシュラウドの形状を与え、ノーズコーン先端を $z = 0\text{mm}$ として原点においた。この形状ではシュラウド側は半径一定とする一方で、ハブ側の半径を後流側で大きくしている。これはシュラウドの製作を容易にすることと、ハブ側の翼負荷を半径流の効果によって低減し、且つ圧縮仕事を大きくするためである。またブレードのチップクリアランスは第1段、第2段ファン共に 0.5mm と設定した。

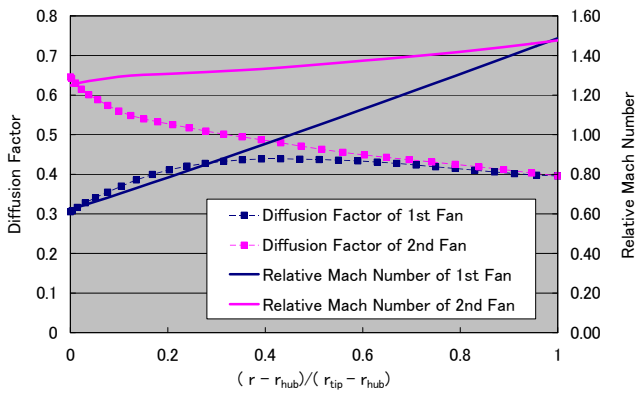


図.3 拡散係数と相対マッハ数の半径分布

反転軸流ファンブレードの形状は、流線曲率法による速度三角形から設計した。詳細な計算方法は参考文献6を参照されたい。またその時のシュラウド、流路中心、ハブにおける速度三角形を図2に示した。図2より第2段ファンの相対速度は、第1段ファンのそれよりもはるかに大きくハブからチップまで超音速になっていることが分かる。これらの速度三角形を基に翼形状を設計したが、翼断面形状は遷音速領域で良好な性能を有するとされる多重円弧

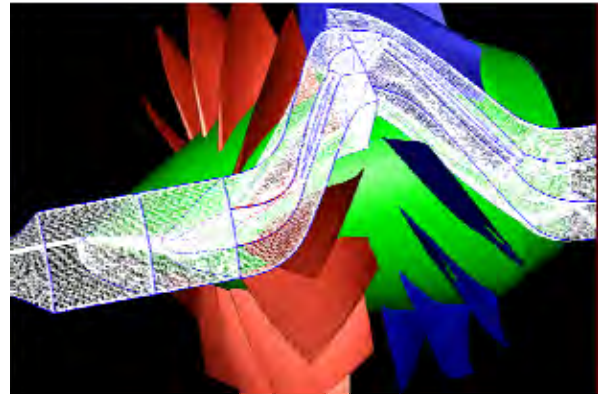


図.4 設計した反転軸流ファンと数値計算用格子

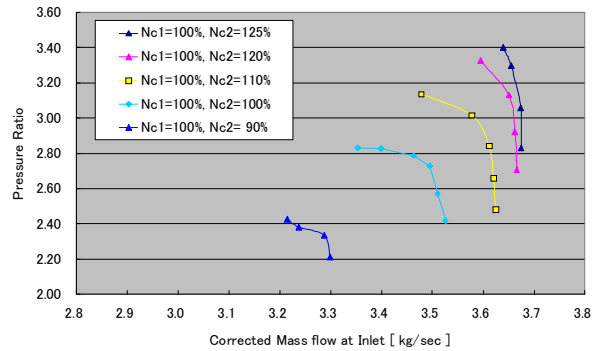


図.5 反転ファン全体の圧力比-流量特性マップ

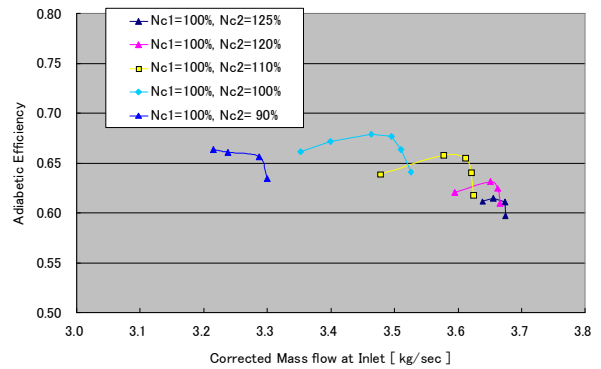


図.6 第1段ファンの圧力比-流量特性マップ

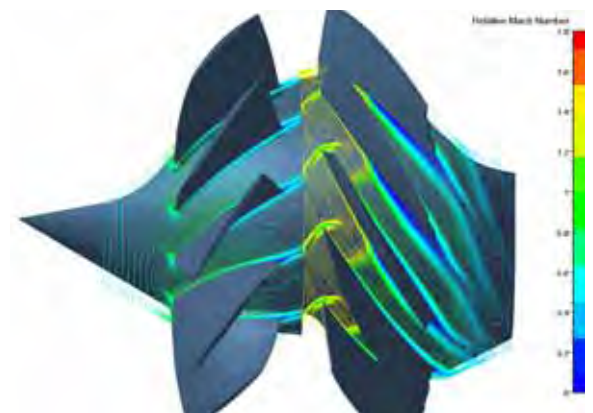


図.7 第2段ファンの圧力比-流量特性マップ

翼(Multiple Circular Arc, MCA)を採用した。

図.3に Lieblien の拡散係数と相対マッハ数と共に

それらの半径方向分布を示した。Lieblien の拡散係数は、一般的にシュラウドで 0.4 以下、ハブで 0.6 以下が望ましいとされているので、本研究でもこの制限を出来るだけ満たすように、前述の各動翼の圧力比配分や定格回転数を決定した。図 3 から第 1 段ファンの拡散係数は大体制限内に収まっており、相対マッハ数もシュラウド側で超音速、ハブ側では亜音速になっており、典型的な遷音速ファンになっている。しかし第 2 段ファンについては、相対速度がハブからシュラウドまで超音速を優に越えており、拡散係数はハブ側で 0.6 を越えている。この事は第 2 段ファンに関しては、衝撃波による損失と翼の高負荷化に関して、注意しなくてはならないことを意味している。

3 CFD による性能評価

3.1 解析手法

前章の手順で設計した、反転軸流ファンを Numerical International 社のターボ機械専用解析ソフト Fine Turbo により CFD 解析を行った。本解析では Van Leer の制限関数と SymmetricTVD スキームによる二次精度上流差分モデルを組み合わせ解析を行った。乱流モデルには Spalart-Allmaras の一方程式乱流モデルを使用し、計算時間の短縮のため Hirsch のマルチグリッド法⁹⁾を適用し、粗い格子からスタートして細かい格子まで 3 段階に分けて計算を行った。またブレード境界には、mixing plane 条件を適用した。またチップ部を含めた壁面での最小格子幅は y^+ が 1 以下から 3 の範囲に収まるように与えている。流入面での境界条件を地上静止状態 (101.325 kPa, 288.15 K) に設定し、流出面の背圧を任意に変化させることで、圧縮機の流量変化を模擬した。図 4 に設計された反転軸流ファンの 3 次元形状と数値計算用格子を示しておく。

3.2 反転ファンの空力解析結果

反転ファンの空力解析の結果に関して、圧力比とファン効率を図 5 と図 6 にそれぞれ示した。定格回

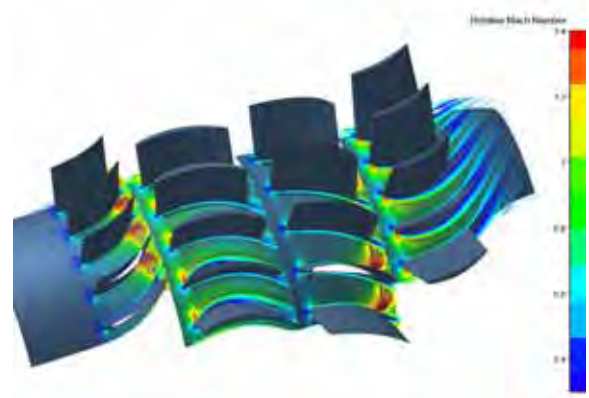


図.8 反転タービンハブ側の相対マッハ数分布

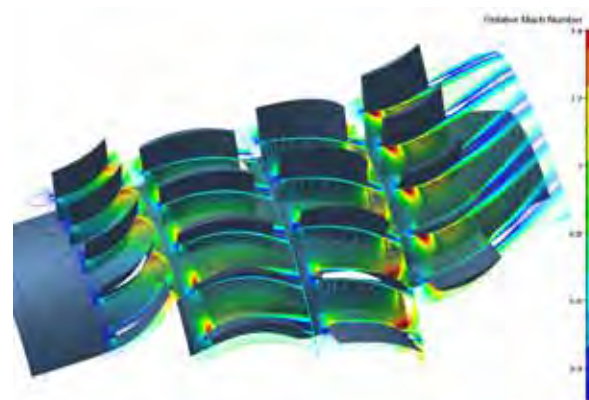


図.9 反転タービン流路中心部での相対マッハ数分布

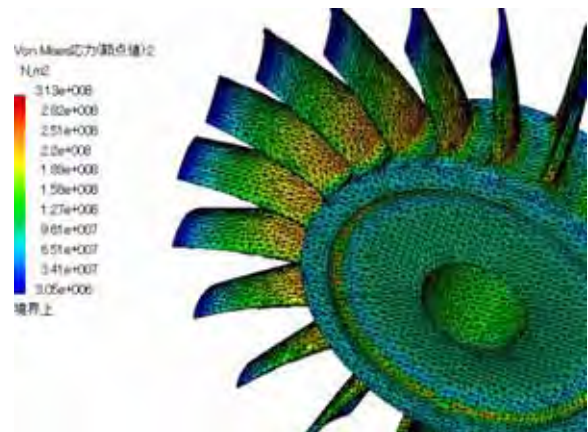


図.10 タービンブレード応力解析結果

転数の状態において、空気流量は 3.48kg/sec とほぼ設計条件と同じ水準であったが、圧力比に関しては 2.8 程度と設計条件よりも低くなっていた。また反転ファン全体のファン効率も 70%弱であった。そのため圧力比とファン効率に関して、より大幅な改善が必要である。第 2 段ファンの回転数を設計回転数より大きくすると、ファン圧力比が向上することが

期待できるが、ファン効率の低下は避けられず何らかの改善が必要である。

図 7 にはハブ付近における相対マッハ数分布を示した。第 2 段ファンの翼列間流れにおいて翼の吸込み面上で境界層が発達していることが分かるが、これは翼列間に存在する垂直衝撃波が一因と考えられる。そのほか翼後縁部で相対マッハ数が低い領域が発達しており、ファンブレードによる形状損失も大きいことが予想される。

今回のファン形状は構造的に成立することを優先したため、空力性能をある程度犠牲にした感がぬぐえない。今後は構造力学と空気力学上の成立性を両立させるようにファンブレード形状を改善する必要がある。

3. 3 反転タービンブレードの設計と空力解析

本研究では、前節の反転ファンを駆動するための反転タービンの設計も進めている。現段階では必要とされるファン動力とタービン通過流量、及び燃焼器条件から速度三角形を設計し、二次元タービンとして形状設計を行った。本来は三次元タービンとしてブレードに捻りを入れたりすることが必要であるが、設計が容易であるため最初に二次元タービンの解析を行い、その結果を踏まえて三次元タービンの形状設計を行い、その数値解析を行った。

解析コードには反転ファンと同様に Fine Turbo を使用し、計算手法もほぼ同じであるが、異なる点は反転ファンの場合は、空気を理想気体として扱って流れ解析を行ったが、タービン流れの解析では、空気と LNG の燃焼ガスとして解析を行った。つまり空気と LNG の化学平衡計算結果から、ガス成分や定圧比熱などの物性値を求め、それを用いて流体解析を行った。

図 8 及び 9 に設計したタービン形状の数値流体解析結果のうち、ハブ部及び流路中心部における相対マッハ数分布を示した。まずハブ側の相対マッハ数分布を見てみると、第一段、第二段のタービン共、吸込み面で流れの剥離が起きていることが分かり、特に第二段タービンではその影響が顕著である。

これらの数値解析結果からタービン効率は第一段タービンで 78%、第二段タービンで 65% であり、反転タービン全体で 75% であった。またタービン動力は第一段タービンで 270kW、第二段タービンで 208kW であった。ファン側の要求ファン仕事から必要タービン動力を求めると第一段、第二段でそれぞれ 300kW、250kW であることから、二次元タービンによるタービン仕事はまだ不足している。これを解決するには、前述のタービン吸込み面での流れの剥離を抑えることが必要と考えられる。剥離流れを改善することで、タービン効率が向上してタービン動力が増加させることが出来る。またタービン作動ガス流量も増加が期待できるので、今後はタービンとファンのパワーバランスを取れるように改善していく予定である。

最後にタービンブレードの応力解析を行ったので、その結果を図.10 に示しておく。応力解析は応力負荷の大きい第二段タービンについて集中的に解析を行った。図 10 からブレード根元の最大 Von Mises 応力値は 310MPa であった。この値は INCONEL などの代表的な Ni 合金が 1000K で 100 時間耐久できる応力レベルであり、本研究で用いられるエンジンのスペックに対して、十分余裕があると考えられる。

今後は、これら二次元タービンの結果をフィードバックさせて三次元タービンの設計に役立てて、空力解析と構造解析の両面からエンジンシステムの成立性を検討する必要がある。

4 結言

現在、室蘭工大航空宇宙機システム研究センターでは、二段反転ファンを用いたターボジェットエンジンの要素及びシステム研究を進めている。

ファン、タービン共に第一次設計段階は終了したが、性能やシステム成立性に関して不十分な点がある。今後は第一次設計段階で明らかになった問題点を踏まえて改善していく必要がある。

参考文献

- 1) 棚次亘弘 “大学におけるもの造り—小型超音速機（エアブリーザーによる空力飛行）” 第35回日本航空宇宙学会総会, 2004, 東京.
- 2) Wilcox, W. W. and Wright, L.C., “Investigation of Two-Stage Counter rotating Compressor I - Design and Overall Performance of Transonic First Compressor Stage”, NACA RM E56C15, (1956).
- 3) Wilcox, W. W., “An Analysis of the Potentialities of a Two-stage Counter Rotating Supersonic Compressor”, NACA RM E52E01, (1952).
- 4) Tran, D. H., “Parametric Study of a Mach 2.4 Transport Engine with Supersonic Through-Flow Rotor and Supersonic Counter-Rotating Diffuser”, NASA TM 2004-213139, (2004)
- 5) Wennerstrom, A. J., “Design of Highly Loaded Axial-Flow Fans and Compressors”, Concepts E.T.I, 2000
- 6) Novak R. A., “Streamline Curvature Computing Procedures for Fluid-Flow Problems”, Transactions of the ASME, Journal of Engineering for Power, Vol.89 , (1967). pp.478- 490.
- 7) Minato, R., Arai, T., Himeno, T., Kobayashi, H., Mizobata, K. and Tanatsugu, N. “Preliminary Analysis of Turbojet Engine at Off-design Condition for Subscale Supersonic Unmanned Plane,” 13th AIAA/CIRA International Conference on Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, (2005), Naples, Italy., AIAA Paper 2005-3415.
- 8) Lieblein, S., Schwenk, F. C. and Broderick, R. L., “Diffusion Factor for Estimating Losses and Limiting Blade Loadings in Axial- Flow- Compressor Blade Elements.” NACA RM E53D01., (1953)
- 9) Hirsch. C., “Numerical Computation of Internal and External Flows Vol.1 and 2.” John Wiley and Sons. (1988)