



小型ジェットエンジンシステム及び要素の研究

メタデータ	言語: jpn 出版者: 室蘭工業大学地域共同研究開発センター 公開日: 2016-12-06 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 湊, 亮二郎, 東野, 和幸, 棚次, 亘弘, 藤綱, 義行 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00009096

小型ジェットエンジンシステム及び要素の研究

湊 亮二郎*¹, 東野 和幸*¹, 棚次 亘弘*¹, 藤網 義行*²

Study of Counter Rotating Turbine for Subscale Turbojet Engine

Ryojiro Minato*¹, Kazuyuki Higashino*¹, Nobuyuki Tanatsugu*², Yoshiyuki Fujitsuna*³

1 序論

現在、室蘭工業大学では、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にしており、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⁾。この反転ファンを駆動させるには当然ながら、反転軸流タービンが必要になる。本研究ではその設計と数値解析による空力性能解析と構造解析を行った。

2 CFDによる性能評価

2.1 解析手法

本研究では、小型ターボジェットエンジン用反転タービンを 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 Symmetric TVD 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⁽³⁾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。

2.2 反転タービンプレードの設計と空力解析

本研究では、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。

作動ガスに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 1 及び 2 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。

*1 もの創造系領域

*2 超音速輸送機推進システム技術研究組合

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でタービン効率の向上とパワーバランスの均衡化が達成できると考えられる．

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.3 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 3 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．

3 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．

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.

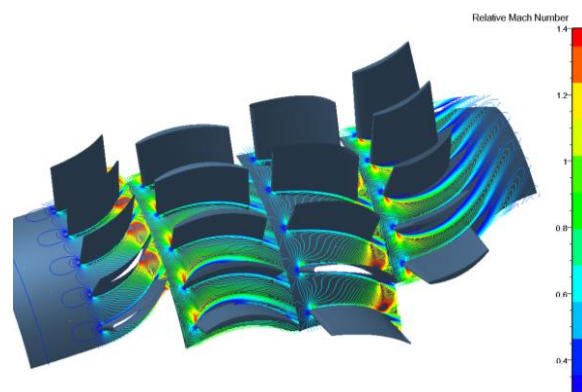


図.1 反転タービンハブ側の相対マッハ数分布

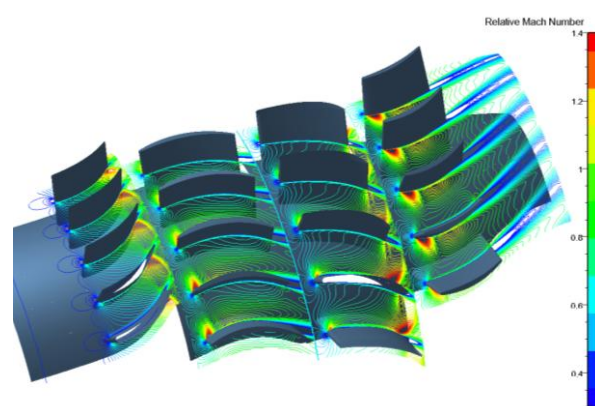


図.2 反転タービン流路中心部での相対マッハ数分布

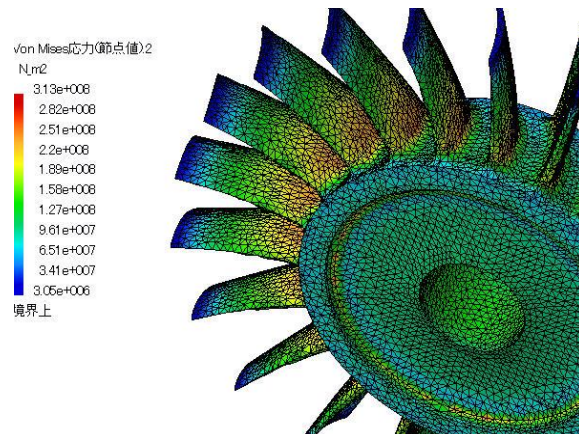


図.3 タービンブレード応力解析結果

(2) Wennerstrom, A. J., “Design of Highly Loaded Axial-Flow Fans and Compressors”, Concepts E.T.I, (2000) .
 (3) Hirsch. C., “Numerical Computation of Internal and External Flows Vol.1 and 2.” John Wiley and Sons. (1988) .