室蘭工業大学
学術資源アーカイブ
Muroran Institute of Technology Academic Resources Archive

反転軸流ファンターボジェットエンジンの研究：研究結果報告

メタデータ	言語: jpn 出版者: 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター 公開日: 2016-04-26 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 湊, 亮二郎, 西村, 宗真, 竹田, 広人 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008678

室蘭工業大学
学術資源アーカイブ
Muroran Institute of Technology Academic Resources Archive

反転軸流ファンターボジェットエンジンの研究 ： 研究結果報告

著者	湊　亮二郎，西村　宗真，竹田　広人
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書
巻	2006
ページ	31-33
発行年	2007-05
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008678

反転軸流ファンターボジェットエンジンの研究 － 研究結果報告

○　湊 亮二郎　（機械システム工学科 助手）
西村 宗真　（機械システム工学科 航空宇宙機システム研究室）
竹田 広人　（機械システム工学科 高速流体力学研究室）

1　研究概要・目的

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]．同機に搭載されるターボジェット推進エンジンは，超音速飛行実現の可否を握っており，中でも圧縮ファンは小型で高圧縮比，高圧縮効率，大流量であることが求められる．これらの要求を満たす圧縮ファンとして，二段の動翼を反転させる反転軸流ファンが考えられる．反転軸流ファンは二段の動翼を互いに反転させるため，動翼間に静翼がなく高い圧縮効率を得ることが出来る．また二段でファンを構成するため，軸長を短くなり振動制御を容易であるという利点もある．加えて二段目ファンは反転するため相対速度が大きくなるが，通常の二段ファンより圧縮比が大きくなるという特徴がある．

しかし前述のように二段目ファンの相対速度が大きく翼負荷が増大することや，設計どおりに性能を発揮することが難しいなどの問題があるため，その空力性能の把握は必須事項である．本研究では，小型超音速機に搭載する小型ターボジェットエンジン用の反転軸流ファンを流線曲率法により形状設計を行い，数値解析による空力性能の評価を行った．また設計した反転軸流ファンの第一段ファンブリスクを試作した．

2　反転軸流ファン仕様

本研究で対象となる反転軸流ファン小型ターボジェットエンジンの仕様は，ファン径 175 mm，空気流量 3.6 kg/sec，圧縮比 3.3 とした．これらの値は ref.2 を参考にして与えた．また回転数は，第一段ファンを 48000 rpm，第二段ファンを 40000 rpm とした．これらの回転数は，それぞれ 440 m/sec と 367 m/sec の周速に相当する．

ファンの形状設計には流線曲率法を用いたが，この方法では，圧縮比，全圧損失係数，流量係数を半径方向の関数として与えなくてはならない [3]．このうち圧縮比については，第一段ファン，第二段ファンをそれぞれ 1.9 と 1.73 に設定した．全圧損失係数と流量係数については，適切なデータがないので過去の翼列データを参考にして与えた [4]．

3　反転軸流ファン空力解析

流線曲率法によって設計したファンをターボ機械数値解析ソフト Fine Turbo によって空力解析を行った．Fig.2 と 3 に定格状態における流路中心断面における全圧分布と相対マッハ数分布を示す．これらから大きな流れの剥離を伴うことなく，空気を圧縮していることが分かる．しかし圧縮比に関しては第一段ファンが 1.8 と良好な値を示したが，第二段ファンが 1.45 に止まっており，改良が必要である．Fig.4 にハブ側（ブレードの根元側）の相対マッハ数分布を示した．ブレードの表面に境界層が大きくなっている領域が見られる．境界層がもっと発達すると性能低下につながるので，注意が必要

である．また空気流量は 3.4 kg/sec と設計値に近い流量が確保できた．

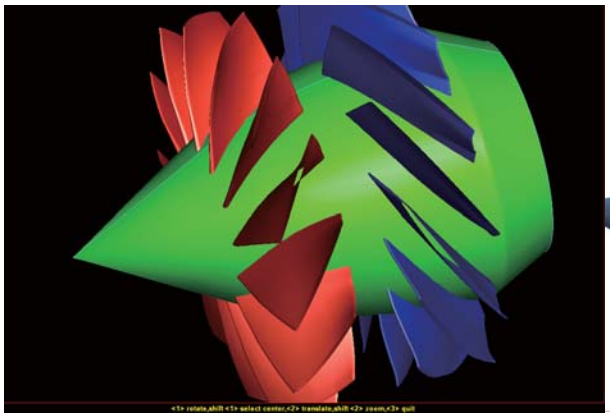

Fig.1 流線曲率法によって設計された反転軸流ファン形状

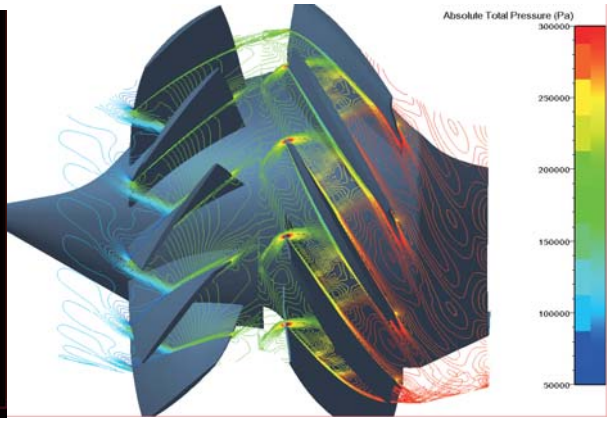

Fig.2 定格状態における中心流路断面内の全圧分布

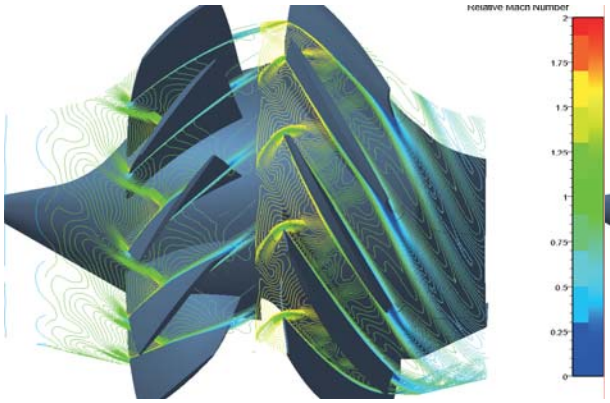

Fig.3 定格状態における中心流路断面内の相対マッハ数分布

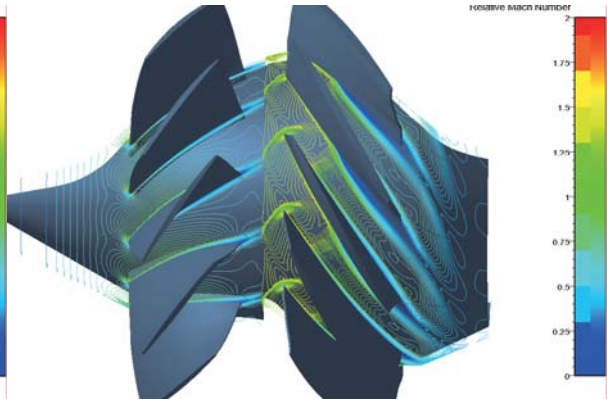

Fig.4 定格状態におけるハブ側の相対マッハ数分布

Fig.5 試作した反転軸流ファンの第一段ブリスク

4　第一段ファンブリスクの製作

以上のような設計作業を行いファンブレードの形状を決定した．この形状を CAD データに変換して，第一段ファンブリスク（ファンブレードとディスクが一体になったもの）の製作を ASI 総研と共同で

すすめ，名古屋の精密機械加工メーカー(株)アイコクアルファ社に加工を依頼した．Fig.にその形状を示す．平成 19 年度には試作したファンブリスク用のリグ試験機を製作し，平成 20 年度には JAXA 総合技術研究本部で回転試験を行い，空力性能，振動性能試験を行う予定である．

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] 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), Capua, Italy. AIAA Paper 2005-3415

[3] Novack, R.A., “Streamline Curvature Computing Procedures for Fluid-Flow Problems,” Transactions of the ASME, Journal of Engineering for Power, October 1967, pp. 478-490.

[4] Loss Mechanisms and Unsteady Flows in Turbomachinery (*Les Mechanisms des pertes et les ecoulements instationnaires danns les turbomechines*) AGARD CP-571,