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

小型ターボジェットエンジンの反転タービンの設計・性能評価：研究成果報告

メタデータ	言語: Japanese
	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: 大多, 亮, 西村, 宗真, 湊, 亮二郎, 棚次, 亘弘
	メールアドレス:
	所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008699

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

小型ターボジェットエンジンの反転タービンの設計・性能評価 ： 研究成果報告

著者	大多　亮，西村　宗真，湊　亮二郎，棚次　亘弘
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	2007
ページ	39-41
発行年	2008-09
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008699

小型ターボジェットエンジンの反転タービンの設計・性能評価 ― 研究成果報告

大多 亮 （機械システム工学科 航空宇宙機システム研究室）
○ 西村 宗真（機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室）
湊 亮二郎（機械システム工学科 助教）
棚次 亘弘（航空宇宙機システム研究センター長 教育研究等支援機構 教授）

1. はじめに

本センターでは小型無人超音速機による飛行実証試験を計画しているが，同機の推進系として反転軸流ファン式ジェットエンジンを提案している．これは高圧軸と低圧軸がそれぞれ反対方向に回転するジェットエンジンであり，高圧タービン–低圧タービン間の静翼転向角が小さくて済むため圧力損失を小さくすることが可能であり，効率の低下を防ぐことができる．さらに，ジャイロ効果によって機動が緩慢になってしまうことを抑えることができるという利点もある.また，機械的な利点としては圧縮機の中間静翼を省くことができ，軸方向長さを短くできるため，軽量・小型化が可能であり，振動の面でも有利であることが挙げられる．本研究では，流線曲率法により小型ターボジェットエンジン用反転タービン形状の基本設計を行い，数値流体解析によりその空力性能を評価することを目的とする． また同時に圧縮ファンとのパワーバランス，シャフトの振動問題等との統合的な問題点を明確にし，次回以降のシステムインテグレーションに有益な情報を提供する.

2. タービン設計

本研究において対象とするエンジンは過去のエンジンシステムに関する熱力学的計算，材料・構造面での制約条件などからタービンの目標スペックを設定し設計した．これによりファン径を 200[mm]以下，静止推力を 140[kgf]，空気流量を 4.1[kg/s]，タービン入口温度を 1173[k]とした．タービンに関する代表設計値はタービン流入絶対マッハ数を 0.8，タービン入口圧力を 352[kPa]，タービンチップ周速 370[m/sec]以下，U/C_0=0.42~0.52，反動度は流路中心で 0.5，Hub 径下限 70[mm]とした．回転数は高圧段で 43000[rpm]，低圧段で-35000[rpm]である.

具体的手法として準三次元設計手法の一つである流線曲率法によりタービンの設計を行った．流線曲率法とは流量・回転数・流路形状から半径平衡方程式，に全圧損失係数分布を与えて流路内の流れ状態を推算するものである．第一次設計検討で得られた初期条件から平衡条件式が成立するように反復計算を行い，理想的な流線と周方向分速度の分布を求める．計算により得られた速度三角形の一例として平均径での速度三角形を図１に示す．また，作成した翼型の平均径での形状を図２に示す.

3. 解析手法および結果

流線曲率法により設計した小型ターボジェットエンジン用反転タービンをNumerical社のターボ機械熱流体現象解析ソフト『FINE/Turbo』によりCFD解析を行った．解析モデルはSymmetricス

キームとVanの制限関数による差分スキームを用いた.また,乱流モデルはSpalartの一方程式乱流モデルを使用した.格子点数は総数130万点で最小格子幅は2.0×10とした.結果を表１に示す. また,流れのマッハ数分布を図３に示す.

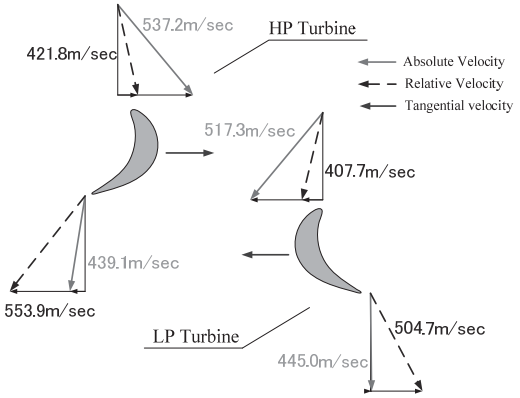

図１：反転タービンの速度三角形

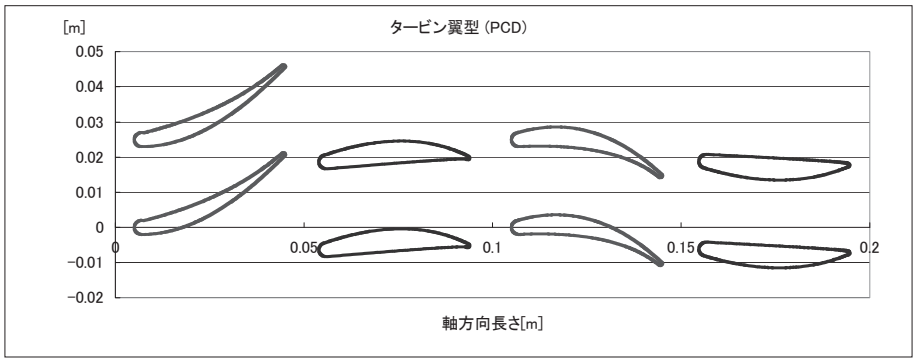

図２：設計した反転タービンの翼型

表１：CFDにおけるタービン性能解析結果

	HP turbine	LP turbine
Target power [kW]	356.6	259.1
Incidence power [kW]	239.9	60.6
Ratio of target power to incidence [%]	67.3	23.4
Abiabatic stage efficiency	0.62	0.18
Total Abiabatic	0.42	

4. 考察

表１を見るとタービン仕事は前・後段とも必要仕事に対して不足している．これは各段において減速領域が発生し損失となり，仕事の低下に繋がっていると図３のマッハ数分布より考えられる．また低圧タービンは著しい効率低下が見られるが，動翼において流れが超音速となる区間が存在し，その区間の前後で急激な圧力上昇が見られる．このため，衝撃波自体の損失と圧力上昇による流れの剥離の影響で大幅に仕事が減少してしまったのではないかと考えられる.

5. まとめおよび今後の予定

本研究では小型反転軸流ジェットエンジンのタービン要素の基本設計を行うとともに，その問題点を明らかにした．特に後段において衝撃波が発生しており，改善の必要性が確認できた．また現状で動翼間静翼の転向角が大きく，現状では反転タービンのメリットを生かせていない事も分かった．タービン要素としては今回の結果を踏まえシステムの成立に向け更なる設計研究を進める予定である．また今後は，試作したファンをリグ試験機にて回転試験を行う予定であるが，本研究で解析に使用したタービン形状で，暫定的に回転軸の構造検討を試みる．それと同時に，本研究で得られたタービン形状について，タービン圧力比，流量，回転数を変えてみて，リグ試験機に適用した場合に，どの条件で安定的に動作するか検討する予定である．

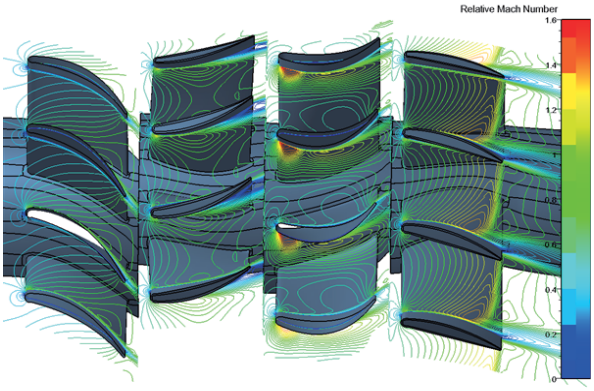

図３：CFD結果によるタービンマッハ数分布

参考文献

(1) 濱島 操 訳,「ステーチキン ジェットエンジン理論」,コロナ社,(1959)
(2) 濱島 操 著,「ガスタービン —理論と設計—」,コロナ社,(1973)
(3) 梶 昭次郎,「ジェットエンジン概論」,東京大学出版会,(1993)
(4) 谷田 好通,長島 俊夫 著,「ガスタービンエンジン」,朝倉書店,(2000)
(5) 油井 三郎 著,「小型ガスタービン」,地人書館,(1964)
(6) 西村 宗真 著,「小型ターボジェットエンジン用反転軸流ファンの翼形状に関する研究」(2006)