タンデム翼列によるファンの高負荷化^{*1}

Highly Loaded Fan by Using Tandem Cascade Rotor Blade

長谷川 裕晃^{*2}・須賀 信也^{*3}・松岡 右典^{*3}

Hiroaki HASEGAWA, Shinya SUGA and Akinori MATSUOKA

Key Words: Engines, Fan, Tandem Cascades, High Pressure Ratio

Abstract: For axial flow compressors and fans in the aircraft engines higher pressure ratio is required in order to attain the high thrust engines. In this study, the fan with the tandem cascades was introduced to increase the fan pressure ratio. The use of tandem cascades in the fan allows savings in length and weight and therefore a compact fan could be built. The design of fan with tandem cascades and the fan testing were carried out to develop the high pressure ratio fan for the Air Turbo Ramjet (ATR) propulsion system. The ATR is a combined cycle engine which performs like a turbojet engine at subsonic speeds and a ramjet at supersonic speeds. In particular, high fan pressure ratio contributes to increase the engine thrust during subsonic flight at which the engine does not make use of ram effect. The results of the fan testing indicate that the pressure ratio of 2.2 is achieved in single stage fan.

1. 緒 言

航空機用エンジンの圧縮機、ファン要素¹⁾に対しては、軽量化、低燃費化の要求から、高負荷高効率化が求められる。特に、軸流圧縮機や高バイパス比ファンのファンモジュールでは、圧縮機およびファン要素がエンジン全体に占める重量、コストの割合は高い。つまり、段あたりの負荷を高めて、少ない段数で高い圧力比を得ることは、軽量化に加え部品点数削減によるコスト低減と整備性の向上を可能にする。

本研究においては、小型軽量化と高推力化を目的としたエアターボラム (Air Turbo Ramjet: ATR) エンジン²⁾用のタンデム翼列ファンの開発を実施した。ATR は、ラムジェットとターボジェットを複合した推進システムであり、自立発進可能で亜音速域から超音速域までの広範囲の飛行が単一エンジンで可能である^{3, 4)}。ATR では、外部から吸い込んだ空気をファンにより圧縮し、ラム燃焼器へ導く。したがってファン圧力比の増加は、ラム燃焼器内の圧力を上昇させ、推力増加に直接影響する。特に、亜音速域での飛行においては、ラム圧による圧縮効果が期待できないため、ファン圧力比が推力増加に寄与する割合が高い。このため、ファンの高圧力比化により低速度飛行域からの加速において、十分な推力余裕をもたせることが可能になる。

タンデム翼列ファンは、反りの大きな翼形状においても、翼面から流れがはく離することを防止でき、効率を犠牲にせず高圧力比化が達成できる。さらに、ファンの多段化で生じる重量等の増加を抑制することが可能となる。タンデ

ム翼列を圧縮機の動翼に適用した研究^{5, 6)}は報告されているものの、低速の亜音速翼列の場合であり、遷音速翼列にタンデム翼列を適用した例は現在報告されていない。そこで本研究では、ATR 用のタンデム翼列ファンの設計およびエアインテークの構造を考慮し、ファンへの空気流入形態を変化させた状態で実施したファン要素試験の結果について述べる。

2. ファン空力設計

ATR に適合し高圧力比化を達成するため、本研究においては、以下の方針に基づきファンの設計を実施した。

- (1) 圧力比 1.7 の通常の単段ファンに対し、寸法重量を大幅に増加することなく、単段で圧力比 2.2 を達成するため、ファン動翼にタンデム翼列を採用する。
- (2) 本研究で想定する ATR²⁾ の場合、ファンに吸込み空気を導く 2 本のインテークダクトが複雑な曲りダクト形状となっている。その上、飛行姿勢等によってファン入口ではディストーションが発生し易い条件になるため、入口流れを整流する目的で入口案内翼 (Inlet Guide Vane: IGV) を設ける。
- (3) タンデム動翼を出た流れは、強い旋回が残るため、ファン下流のラム燃焼器への流入スワールを除去するために、静翼に加えて出口案内翼 (Outlet Guide Vane: OGV) を設ける。

タンデム翼列の概念を第 1 図に示す。1 枚の動翼から構成される通常の翼列に対し、タンデム翼列は前翼と後翼の 2 枚から構成される。動翼への相対流入速度が音速を超える遷音速ファンでは、隣接する翼の前縁から翼の負圧面にかけて衝撃波が発生し、翼面の境界層と干渉することではなく離が生じる。それに対して、タンデム翼列では前後の翼の間隙から、流れを吹出すことではなく離を抑制する。こう

^{*1} © 2003 日本航空宇宙学会
平成 14 年 1 月 11 日原稿受理
^{*2} 防衛庁技術研究本部
^{*3} 川崎重工業 (株)

第 1 図 タンデム翼列概念図

第 2 図 タンデム翼列ファン外観図

して、効率の低下を防ぎつつ高負荷化が可能になる。通常の遷音速翼列では、効率を維持しつつ負荷を高めても、1 段当りの圧力比は 1.8 程度が限界であった。しかしながら、タンデム翼列を採用することで、圧力比を 2.2 に向上させることが可能となる。本研究で使用したタンデム翼列ファンを第 2 図に示す。

本研究における、ファン要素の構成を第 3 図に示す。設計にあたっては、まず流路形状および各翼列の速度三角形を定め、その後翼形状を設計する。本研究でのファン要素は、動翼、静翼ともに流入マッハ数が高くかつ高負荷である。そのため、流路形状および速度三角形の設計においては、動翼、静翼の流入マッハ数をできるだけ低く抑えながら、所定の圧力比が得られるように各翼列への負荷配分を考慮した。

空力設計にあたっては、まず準三次元流線曲率法によるフローパターン計算を行い、流路形状および各翼前後の速度三角形を定めた。タンデム翼列については、前翼と後翼をそれぞれ独立した翼列として取り扱う。フローパターン計算では、翼列の圧力損失を与える必要があるため、別途取得した翼列試験データに基づく損失パラメータを用いた。つまり、二次元翼列の風洞試験を実施し、流入マッハ数、流入角に対する圧力損失、流出角の特性を取得した。そして、各翼への流入マッハ数、負荷配分を最適化してフローパターンを決定した。翼負荷は、入口案内翼を除く全翼列に対しほぼ均等に配分した。ディフュージョンファクターは、0.5 以下に抑えることで、翼素性能の劣化を抑えつつ高圧力比化を図った。また、動翼の先端流入マッハ数は 1.4 以下とし、衝撃波損失が過大にならないよう考慮した。

第 3 図 ファン要素の構成

第 1 表 ファン主要諸元

Corrected fan speed	29,700 rpm
Corrected air flow rate	7.03 kg/s
Pressure ratio	2.2
Adiabatic efficiency	80%
Number of stages	1
Number of blades	23/24/31/31
(IGV/rotor/stator/OGV)	
Tip diameter	277 mm
Inlet radius ratio	0.613
Aspect ratio (front/rear)	1.66/1.31
Solidity (front/rear)	1.00/1.01
Thickness ratio (front/rear)	0.077/0.078

その後、得られたフローパターンに適合する翼形状を設計する。流入マッハ数の高い動翼および静翼に対しては、遷音速域で損失の低い多重円弧翼を初期形状として、流れ解析および強度解析を実施し、翼形状調整の繰り返しにより最適な形状を定めた。入口案内翼と出口案内翼は、亜音速域で作動範囲の広い拡散制御翼を初期形状として、同様に翼形状調整を繰り返して形状の最適化を行った。タンデム翼列においては、三次元粘性流れ解析により翼間流れを解析し、前後翼の間隙幅の最適化を行った。設計したファンの主要諸元を第 1 表に示す。また、各翼の形状は第 3 図に示す。

3. 試験装置および方法

3.1 試験装置 第 4 図にファン試験装置の概要図を示す。供試体は、増速機を介して電動機により駆動される。供試体下流に出口主弁、緊急放風弁が設置されている。出口主弁はファン作動線を変化させるために使用する。緊急放風弁は、サージ突入を速やかに回避するために使用する。また、ベルマウス、入口ダクト等を交換することで、ファンへの流入形態を変更した試験が可能となる。第 4 図 (b), (c) に上方から見た場合の前方流入形態および側方流入形態でのインレットダクトの様子を示す。

3.2 試験方法 試験は、各回転数で出口主弁により流入流量を調整し、ファン作動点を変化させ性能特性マップを取得する。まず、ファンの基本的な空力特性を確認するため、入口が一様流入になる前方流入形態で試験を実施した。つまり、エンジンインレットダクト形状の影響を受けない状態で、ファン単体性能を取得した。その後、ファン上流のインレットダクトを実際のエンジン形態と同一な側方流入形態で、入口のディストーションを模擬した状態でのファン特性を取得した。計測は第 5 図に示す各ステーショ

第4図 ファン試験装置概要図

第5図 ファン要素各ステーション位置

ンにおいて実施した。

4. 試験結果および考察

4.1 全体性能 ファン全体特性を得るため、ファン入口およびファン出口で、レイクプローブを取り付け、全圧および全温を計測した。性能評価にはファン入口では半径方向5点、ファン出口では半径方向3点の平均を使用した。半径方向分布を調べるために、ファン出口では3孔プローブ、全温プローブを使用し全圧、全温および流出角の半径方向分布をトラバース計測で実施した。さらに、ウェークレイクプローブを使用し、出口案内翼下流の周方向全圧分

第6図 ファン全体特性マップ（前方流入形態）

布を計測した。第6図に前方流入形態におけるファン全体性能マップを示す。図中のサージ線は、実際にサージに突入させて確認したものである。また、100%回転速度においては、5種類の出口主弁のバルブ開度でトラバース計測を実施した。定格点に相当するバルブ開度22.8°では、圧力比は2.2、断熱効率率は77%という結果になった。定格点性能は、修正流量、圧力比とも設計結果とよく一致している。しかし、断熱効率率は設計での予測に対して3%低い結果となった。この低下の原因については、後で示す翼素性能での結果に基づいて述べる。一方、低中回転数域の性能については、圧力比は設計を上回っている。また効率は、設計とほぼ同じ結果であった。サージ余裕については、特に低回転数域では設計よりやや少ない結果となった。

側方流入形態試験では、エンジン搭載時と同様なファン入口流れを再現し性能を取得する。側方流入形態での計測は、ファン入口、ファン出口にレイクプローブを取り付け、全圧および全温を計測した。側方流入形態では、インレットダクトによる偏流の影響で、周方向に全圧分布が生じる。そのため、インレットダクト上流の全圧計測値からインレットダクト部の圧力損失を考慮し、ファン入口全圧を算出した。第7図にファン入口での全圧分布を示す。図中の計測位置角度は、後方から見て時計回りを正としている。入口全圧は全体に大きな分布はないが、水平位置である90°の計測位置において、チップ側にやや全圧の低い場所が存在している。第8図に側方流入形態でのファン全体性能マップを示す。前方流入形態での結果と比較すると、マップは少し低流量側に移動している。これは流入形態の違いにより生じた、ディストーションの影響を受けたためである。しかしながら、ディストーションの程度は小さく、流入形態の違

第2表 ファン動翼および全体性能の比較

	Design	VOM 21.0°	VOM 22.8°	VOM 23.5°
Corrected fan speed (rpm)	29,700	29,700	29,700	29,700
Corrected air flow rate (kg/s)	7.03	6.77	7.03	7.05
Fan rotor exit				
Pressure ratio	2.34	2.47	2.43	2.40
Adiabatic efficiency (%)	88	89.6	88.5	87.4
Fan exit				
Pressure ratio	2.2	2.23	2.20	2.17
Adiabatic efficiency (%)	80	78	77	76

第7図 ファン入口全圧分布

第9図 ファン動翼出口圧力比分布

第8図 ファン全体特性マップ(前方流入形態と側方流入形態の比較)

いが全体性能に、ほとんど影響を及ぼさない結果となった。

4.2 翼素性能 ファン動翼出口およびファン出口でそれぞれトラバース計測したデータをもとに、動翼系(タンデム動翼)と静翼系(静翼+出口案内翼)の二つの翼列要素に分離し、翼素性能を評価する。ファン動翼出口では3孔プローブをトラバースし計測した。ファン出口では3

孔プローブ、全温プローブをトラバースして計測を実施した。翼素性能評価のためには、動翼系と静翼系の入口、出口ステーションでの状態量分布を求める必要がある。そこで、ファン動翼入口では、入口案内翼の負荷が小さいことから設計どおりの圧力損失係数、流出角としてファン動翼入口分布を求めた。ファン動翼出口では、全圧と流れ角は計測値を使用した。また、温度分布は、ファン出口と同様と仮定した。ファン出口では、全圧、全温、流れ角の計測値を使用した。これらの値を使用し、準三次元流れ線曲率法で各ステーションでの半径方向分布を求め、翼素性能を評価した。

ファン動翼、全体性能の試験結果と設計結果との比較を第2表に示す。ファン動翼系の試験結果は、ファン入口からファン動翼出口のものである。表中のVOMは、供試体下流に設けた背圧調整のための出口主弁のバルブ開度である。VOMの値が小さいほど絞り側(サージ側)にあることを示す。VOM 22.8°は、定格点に相当する。この絞り角において、ファン動翼出口ではトラバース計測を実施していない。そのため、ファン動翼出口の値は、近い絞り角の試験結果より補間して求めている。表より圧力比は設計結果より高くなっており、断熱効率に関しては、ほぼ設計どおりである。ファン動翼出口の圧力比および断熱効率の半径方向分布を第9図、第10図にそれぞれ示す。第9図より圧力比は、チップ側で設計値とほぼ同レベルであることが確認できる。一方、翼のスパン中央からハブにかけては、設計値に対して高くなっている。第11図にファン動翼出口の相対流れ角分布を示す。動翼の流出角はスパン中央からハブにかけて設計値より小さくなっている。これは、ハブ側ではより轉向角が大きくなって、高い圧力比が得られて

第10図 ファン動翼出口断熱効率分布

第11図 ファン動翼出口相対流れ角分布

第12図 ファン動翼全圧損失係数分布

第13図 ファン出口圧力比分布

第14図 ファン出口断熱効率分布

第15図 静翼系全圧損失係数分布

いることを示す．このハブ側の圧力比の上昇が，全体として設計より高い圧力比になった原因である．一方，断熱効率については，第10図より圧力比と同様にハブ側が高く，チップ側で低い分布になっている．これは，第12図に示すファン動翼全圧損失係数分布より，動翼チップ側で設計より大きな損失が生じているためである．しかしながら，効率は全体としては，設計と同レベルになっていることが確認できる．

静翼系として，第13図および第14図にファン出口の圧力比，断熱効率の半径方向分布を示す．圧力比，効率ともにハブ側では設計より高めであるが，チップ側では低めの

値になっている．これは，ファン動翼出口の分布が，ファン出口にも影響しているためである．また，第2表よりファン出口で比較した場合，圧力比はほぼ設計と同等で，断熱効率は設計に対して3%低下している．しかしながら，ファン動翼出口で比較した場合，圧力比は設計値より高く，効率は設計値との差がほとんどあらわれていない．これより，静翼系で設計よりも全圧が低下しているために，全体としての効率低下を引き起こしていることがわかる．第15図に静翼系の全圧損失係数を示す．いずれのスパン位置においても，設計に比較し大きな損失が発生している．つまり，静翼を含む全体圧力比が低下するのは，主に静翼の損失が

第 16 図 静翼入口流れ角分布

第 17 図 静翼流入マッハ数分布

増大しているためである。

また、第 16 図に静翼入口での流れ角分布を示す。流れ角は、チップ付近で一部設計に対して過大になっているが、中央およびハブではほぼ設計どおりである。これより静翼に対するインシデンスは、適正でと考えられる。第 17 図に静翼への流入マッハ数の分布を示す。ハブ側で特に、設計値より流入マッハ数が大きくなっている。つまり主とし

て、静翼への流入マッハ数が高く、静翼での衝撃波損失が増大したことが、静翼での損失を増大している。これより、静翼系において設計より圧力損失が過大であることが、設計値に対してファン全体の効率が低くなった原因である。

5. 結 言

ATR に適用しエンジンの高推力化を達成するために、タンデム翼列を適用しファンの高負荷化を行った。タンデム翼列を動翼に使用したファンを設計、製作し要素試験により空力性能を確認した。その結果、効率を維持しつつ単段で圧力比 2.2 を達成できた。また、現在 ATR エンジン形態として想定している側方流入形態 2 本インテークの場合における、ファン性能を取得した。想定している側方流入形態におけるファンの空力特性は、基本性能に対してほとんど影響を及ぼさないことが確認できた。

今後は、飛行状態で発生するディストーションを模擬した状態でのファン空力性能について、確認を実施する予定である。

参 考 文 献

- 1) Nicholas, D. J. and Freeman, C.: Recent Advances in the Performance of High Bypass Ratio Fans, ICAS-82-4.1.3, 1982.
- 2) 長谷川裕晃, 北原一起, 犬飼保夫: 小型・高推力エアーターボラムエンジン, 日本航空宇宙学会論文集, 50 (2002), pp. 272-277.
- 3) Lilley, J. S., Hecht, S. E., Kirkham, B. G. and Eadon, C. A.: Experimental Evaluation of an Air Turbo Ramjet, Proc. 30th AIAA/ASME/SAM/ASEE Joint Propulsion Conf., Indianapolis, IN, AIAA Paper 94-3386, 1994.
- 4) Bossard, J. A., Christensen, K. L. and Poth, G. E.: ATR Propulsion System Design and Vehicle Integration, Proc. 24th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf., Boston, Massachusetts, AIAA Paper 88-3071, 1988.
- 5) Bammert, K. and Beelte, H.: Investigations of an Axial Flow Compressor with Tandem Cascades, J. Eng. Power, 102 (1980), pp. 971-977.
- 6) Bammert, K. and Staude, R.: Optimization for Rotor Blade of Tandem Design for Axial Flow Compressor, ASME 79-GT-125, 1979.