

超音速輸送機用推進システムの研究開発

Research and Development of Super/Hyper-Sonic Transport Propulsion System

名古屋誘導推進システム製作所 青木照幸*¹ 貴志公博*²
鈴木理之*²
技術本部 梅村直*³ 林慎之*⁴

21世紀初めに出現が期待されている次世代超音速輸送機の国際共同開発に備え、通商産業省工業技術院の産業科学技術研究開発制度の一環として、新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）からの委託を受けて、平成元年度から10年間の計画で本研究開発が実施されている。本研究開発の目的は、離陸から飛行マッハ数5程度まで作動可能で、低燃費、低公害な推進システムの開発に必要な技術を確立することである。そのシステム実証のため、サブスケールのターボエンジンを設計・試作し、平成9年1月にはマッハ3相当の作動状態での高空性能試験に成功した。当社は、低圧系要素を主体として担当しており、ファン及び低圧タービンの設計技術の確立を目指し、所期の性能及び機械的健全性を満足した。

Research and development for international collaboration of next generation supersonic transport, which is expected to appear in the early 21st century, has been carried out on a ten-year plan from 1988. The objective of the R & D is to establish technologies required for the development of a propulsion system which will enable flights to achieve approximate Mach 5 from take-off with low fuel consumption and reduced environmental impact. In order to demonstrate system feasibility, a subscaled turbo engine has been designed and manufactured, and an altitude performance test was successfully conducted with it in January 1997 simulating operation conditions up to Mach 3. MHI is mainly responsible for low pressure systems and aims to establish design technologies for fan and low pressure turbines. Moreover these components satisfy expected performance and mechanical integrity.

1. ま え が き

本研究開発の目標とする推進システムは、離陸から飛行マッハ数3程度まで作動するターボジェットエンジンと飛行マッハ数2.5程度から5程度まで作動するラムジェットエンジンを組合せたコンバインドサイクルエンジンである。

図1に概念図⁽¹⁾を示す。このうち、ターボエンジン部分のシステム成立性を実証するために目標エンジンの約1/10スケールの試作エンジンを設計・試作し、地上運転試験で性能、機能を確認の上、平成9年1月にアメリカGEAE社の高空試験設備を使用して飛行マッハ数3相当のエンジン入口条件での運転試験に初めて成功した。

このエンジンは、国内外のエンジンメーカーが参画して設計・試作しており、当社は低圧系要素であるファン、低圧タービン及び補機類を相当している。ファンについては2段、低圧タービンについては単段で静翼可変式を採用している。

各要素については、リグ試験で性能及び機能の確認を実施し、エンジン設計及び試験計画に反映している。

本報では、当社の担当であるファン⁽²⁾及び低圧タービンを主体に研究開発状況を紹介する。

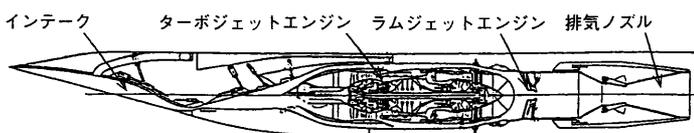


図1 目標コンバインドサイクルエンジン概念図 本研究開発の目標とするコンバインドサイクルエンジンの概念を示す。
Conceptual drawing of target combined cycle engine

2. 試作ターボエンジンの概要

試作ターボエンジンは、2段ファン、5段圧縮機、アニュラ型燃焼器、単段高圧タービン、単段低圧タービン及び排気ノズルから構成される2軸式の低バイパス比ターボファンエンジンである。このエンジンの最大の特徴は、可変サイクルを採用していることであり、そのため、従来のエンジンより可変機構が多く、低圧タービン可変静翼、R-VABI (Rear Variable Area Bypass Injector)、二次元可変排気ノズルを組込んだ形態となっている。

図2にエンジン全体図⁽¹⁾を示す。離陸時には低圧タービン可変静翼を閉じ側に設定しバイパス流量を増加させ、排気速度を下げ、ジェット騒音の低減を図っている。R-VABIはファンバイパスダクト出口にあり、バイパス流とコア流との静圧差を調整してミキシングを最適化する。

性能面では、飛行マッハ数2.5~3では全体圧力比6レベル、タービン入口温度は1600℃レベルに達し、現行のエンジンの中でも最高レベルとなっている。表1に代表作動点における性能諸元⁽¹⁾

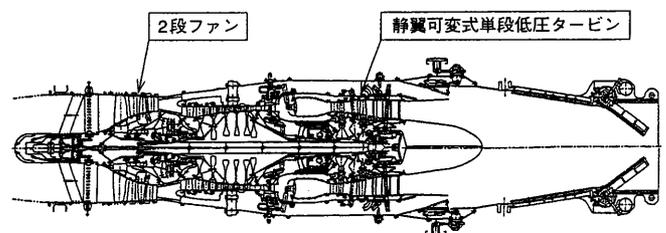


図2 試作ターボジェットエンジン断面図 可変サイクルエンジンのシステム成立性を実証するために試作・試験したターボジェットエンジンの断面を示す。
Cross sectional drawing of turbojet engine demonstrator

*1 エンジン・機器部長

*3 高砂研究所主管

*2 エンジン・機器部ガスタービンエンジン設計課

*4 長崎研究所トライブロギー研究室

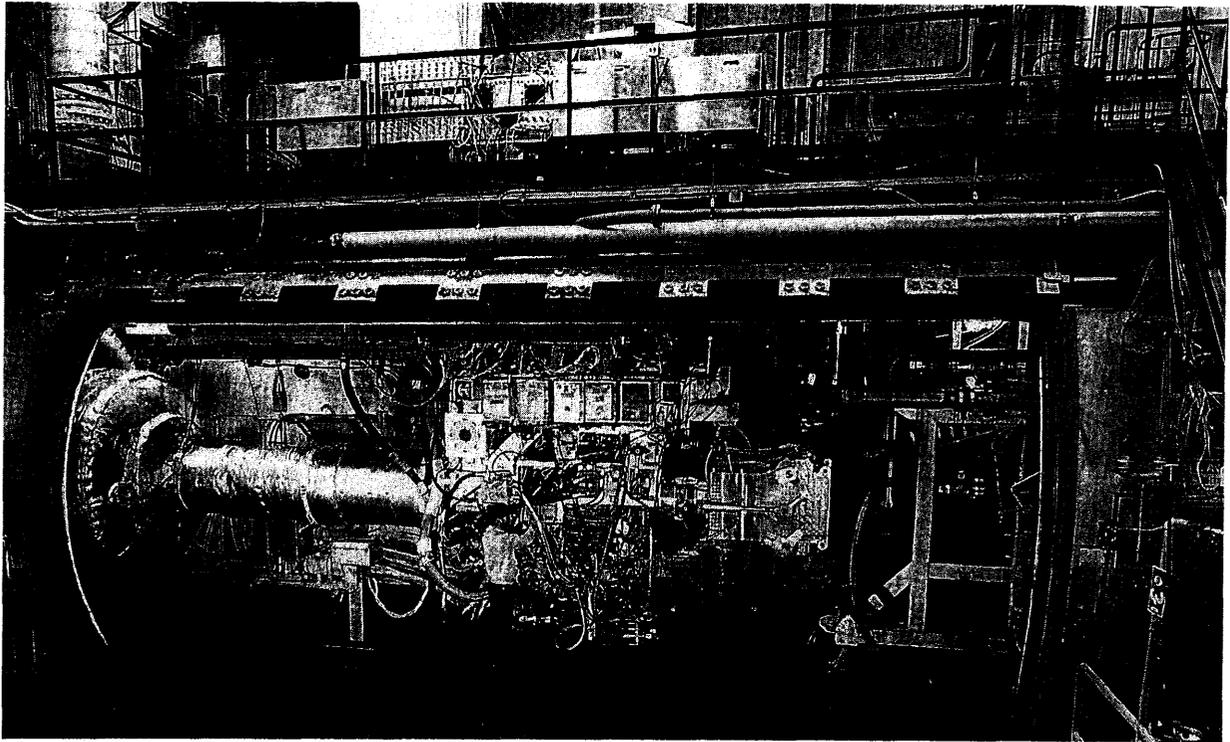


図3 高空性能試験状況 GEAE社における試作ターボジェットエンジンの高空性能試験の状況を示す。
Appearance of ATF (Altitude Test Facility) test

表1 試作ターボジェットエンジン性能諸元
Performance specification of turbojet engine demonstrator

| | 高度 (km) | バイパス比 | タービン 入口温度 (K) | 比推力 (N/kg) | 燃料消費率 [mg/(N·S)] | 排気速度 (m/s) |
|----------------|------------|-------|---------------------|---------------|---------------------|---------------|
| 離陸 | 0 | 0.83 | 1710 | 655 | 23.9 | 550 |
| マッハ0.95 巡航 | 10.7 | 0.88 | 1340 | 304 | 29.3 | 582 |
| マッハ2.5 加速上昇 | 18.3 | 0.7 | 1873 | 324 | 43 | 1050 |
| マッハ3 加速上昇 | 20.9 | 0.94 | 1873 | 220 | 51.5 | 1097 |

示す。

試作ターボエンジンは平成2年から基本設計を開始し、平成4年から製作に入り、平成6～7年にかけて地上運転試験を2回実施して性能及び機能の確認を行い、その結果に基づいて改良設計及び改修を行い、高空性能試験に臨んだ。高空性能試験は、GEAE社の高空試験設備を使用し、飛行マッハ数2.5及び3相当のラム加熱を模擬して入口空気温度を最大330℃に加熱した条件で、平成8年12月から平成9年2月にかけて実施した。その結果、特に大きな問題もなく成功裏に所期の試験を完了した。現在、試験結果について詳細な解析、評価を実施中である。

図3に試作エンジンの試験状況を示す。

3. ファン

3.1 要素目標

ファン要素の研究開発目標は以下のとおりである。

- (1) 目標エンジンにおいては、圧力比2.6、ポルトロピック効率91%以上（断熱効率89.7%以上）。
- (2) 試作ターボエンジンにおいては以下のとおりである。
 - ファン設計点：海面上静止状態の100%修正回転数で圧力比2.6、修正流量78.5 kg/s、断熱効率87.5%以上。

- エンジン設計点：マッハ2.5加速上昇時の73%修正回転数で圧力比1.66、修正流量49.1 kg/s、断熱効率84.3%以上。なお、100%機械回転数は10900 rpmである。

3.2 空力設計

3.2.1 翼型設計

試作エンジンの要求である前記目標を達成するために、以下の手順で翼型設計法を実施した。

- (1) 流線曲率率による全体流れ計算により、内部流のロスを最小化するため、翼部のディフュージョン限界、エンドウォール壁のウォールストール限界に対するマージンを最大化するように、半径方向の仕事分布及び反動度を変化させ、翼配列と全体パッセージ形状を決定。
- (2) 準三次元非粘性計算(Q3D)による翼型形状の決定。
 - 動翼は基本的に多重円弧翼(MCA)で重心スタッキングを採用。1段動翼はチップでの相対流入マッハ数が1.5を超えるため、MCAを修正し、背面マッハウェーブを最適化して衝撃波損失を低減したS字翼を採用。
 - 2段動翼のエンドウォール部は、1段のエンドウォール流れを受けるため仕事分布を強化し、低運動量域の蓄積を回避し、はく離による損失低減及び全体分の一様化をねらった三次元翼を採用。
 - 静翼は拡散制御翼型(CDA)で後縁スタッキングを採用。
- (3) 三次元粘性計算による各翼列の最適化。
- (4) ソリッドモデルを使用した三次元有限要素法(FEM)による振動強度解析等の実施。

3.2.2 空力性能試験

ファンの空力性能を把握するため、試作エンジンと同スケールのリグを製作し、可変速電動機駆動により空力回転試験を実施した。試験結果を以下に示す。

- (1) 各動静翼の固有振動数は運転範囲での共振を回避しており、応力レベルも許容範囲内であった。

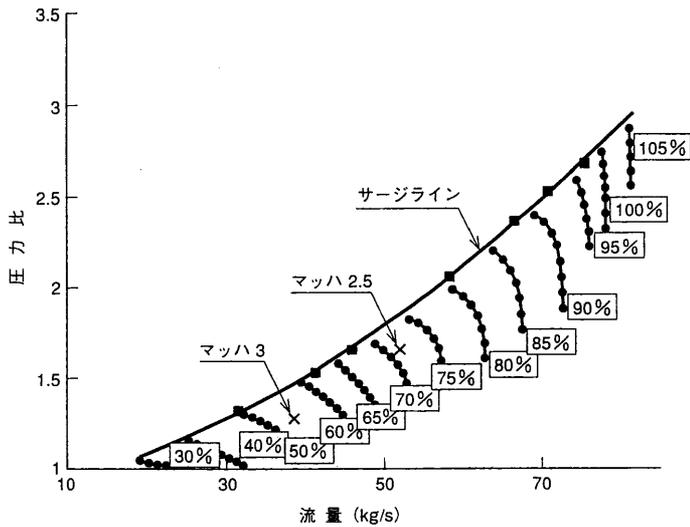


図4 ファンマップ 2段ファン空力回転試験で得られたファンマップを示す。
Fan map

(2) サージマージンは、主要作動点において10%以上あり、エンジン要求を十分満足するとともに圧力比、流量及び断熱効率の目標値をほぼ満足した。ファンマップを図4に示す。

3.3 構造設計

ファン動静翼を図5に示す。ファン部の最大径は約870mm、翼枚数は、それぞれ1段動静翼は22枚、54枚、2段動静翼は36枚、58枚である。動翼の材料は、高空性能試験ではマッハ数3状態で入口温度が330℃レベルとなるため、高温耐久性のあるTi 811を採用し、静翼材料は17-4 PHである。

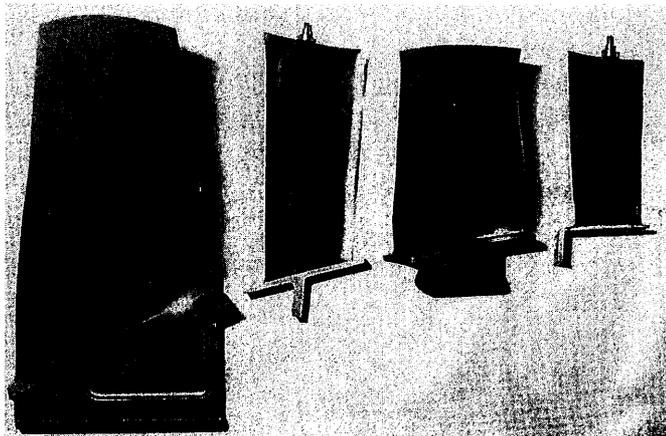


図5 2段ファン動静翼 試作ターボジェットエンジンに組込む2段ファンの動静翼部品を示す。
2 Stages fan blades and vanes

3.4 エンジン試験結果

エンジン試験の結果、ファン特性はリグ試験と良く一致しており、翼振動についても共振もなく、かつ振動応力レベルも十分低く問題なく運転試験が実施された。

4. 低圧タービン

4.1 要素目標

低圧タービン要素の研究開発目標は以下のとおりである。

(1) 目標エンジン

- 可変静翼のチップ及びハブにクリアランスがある状態で、断

熱効率90%以上。

- 少流量で対応可能な冷却構造の確立。

- 低圧タービン入口温度1300℃レベルにおける可変静翼の安定作動。

(2) 試作エンジン

- マッハ0.95巡航状態を空力設計点とし、膨張比2.1、断熱効率87.1%以上。

- マッハ2.5加速上昇時の入口温度1200℃に対応可能な冷却構造。

- 入口温度1200℃レベルにおける可変静翼の安定作動。なお、試作エンジンのタービン入口温度は目標エンジンより100℃程度低く設定。

4.2 空力設計

4.2.1 翼型設計

試作エンジンの要求である前記目標を達成するために、以下の手順で翼型設計を実施した。

- (1) 流線曲率法によるフローパターンの決定。
- (2) Q3Dによる各流面における翼型の作成。
- (3) 各流面の翼型をスパン方向に積重ねて三次元翼型の作成。
- (4) 可変静翼を作動させた場合の異なるスタガ角において、はく離等が生じないことを三次元粘性解析により確認。
- (5) 空力設計点とエンジン設計点との間で生じる動翼インシデンスのずれによる性能低下を抑えるため、ピークマッハ数とディフュージョンの低減。

4.2.2 空力性能試験

低圧タービンの空力性能把握のため、試作エンジンの約1/2スケールのリグを製作し、可変静翼取付け角0°、±5°の条件で空力回転試験を実施した。

試験の結果、空力設計点での断熱効率は88.3%となり、冷却構造による損失を考慮しても試作エンジンの目標値を達成した。

4.3 冷却構造

4.3.1 冷却設計

試作エンジンにおける冷却空気流量は、主流流量に対して静翼で2.5%、動翼で2.0%として、以下の手順で設計を行った。

図6に冷却構造を示す。

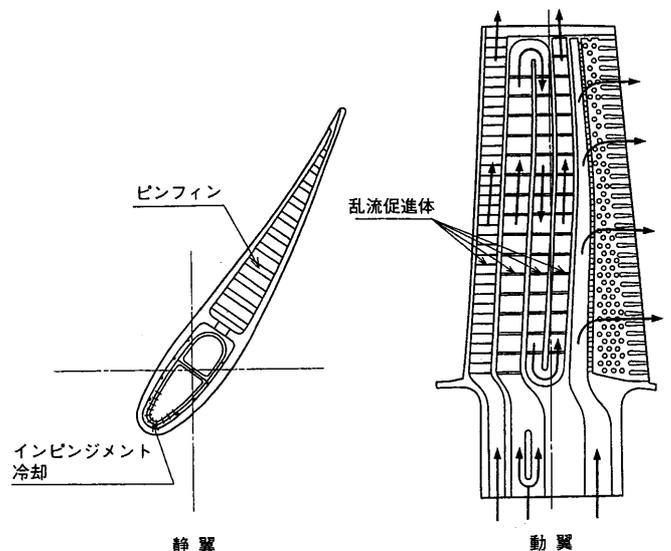


図6 低圧タービン冷却構造 低圧タービンの動静翼の冷却構造の詳細断面を示す。
Cooling structure of low pressure turbine vane and blade

- (1) 静翼インピンジ冷却とピンフィンによる対流冷却の採用。
- (2) 動翼は供給圧が低い場合、流路面積が大きくできる3本の冷却通路と圧損の少ない水平の乱流促進体の採用。
- (3) 適用材料については、少流量で冷却構造を成立させるため、動静翼共に先進の単結晶精密鍛造材の採用。
- (4) 伝熱解析により翼の最大金属温度が材料許容値以下になることを確認。このときの平均冷却効率率は静翼51%、動翼34%である。

4.3.2 冷却性能試験

冷却構造の冷却性能を確認するため、試作エンジン用動翼を用いて、高砂研究所において冷却性能試験を実施した。試験は、試作エンジンと同一圧力、温度で実施し、翼面に埋込んだ熱電対により金属温度を実測した。

試験の結果、冷却空気は3通路とも設計どおり流れることを確認するとともに、平均冷却効率も設計値を上回る39%を達成した。

図7にその結果を示す。

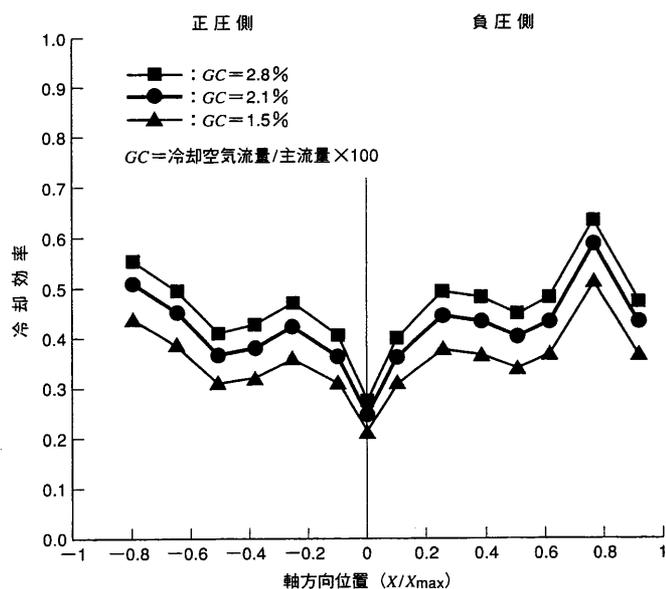


図7 冷却性能試験結果 低圧タービンブレードの冷却性能試験結果を示す。
Cooling performance test results

4.4 可変構造

4.4.1 構造設計

低圧タービン入口温度が1200℃レベルで運転されているときには、可変静翼構造の軸受部分の温度は500℃レベルとなるため、安定作動させるために以下の構造を採用した。

- (1) 空力荷重を受ける外径側の軸受に、高温しゅう動特性に優れたコーティングを施したすべり軸受を採用。
- (2) 内径側の軸受に、内輪と外輪を連結した板バネの弾性変形で±10°程度までの回転範囲で作動することができるピボットを採用。
- (3) 熱伸びにより可変静翼のチップ及びハブに生じるクリアラン

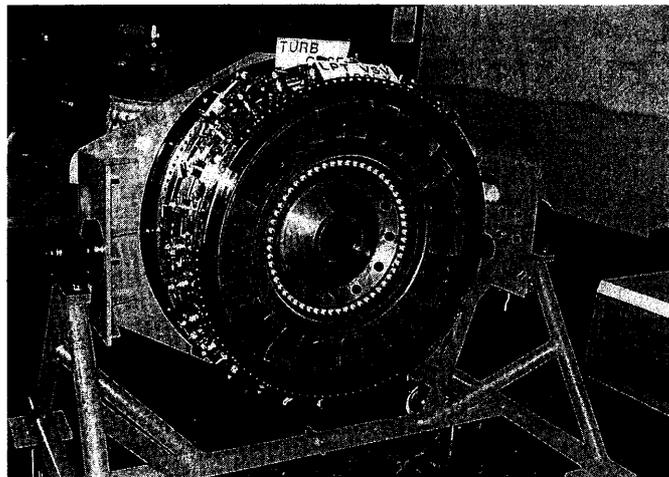


図8 可変静翼構造 試作ターボジェットエンジンに組込む低圧タービンの可変静翼構造を示す。
Variable stator vane structure

スを最小限にし、内径側構造物を支持するためのスプリングブラケットの採用。

図8に低圧タービンの可変静翼を示す。

4.4.2 高温可変構造試験

可変静翼のすべり軸受に採用するコーティングの選定及び高温耐久性を評価するために、エンジン作動状態相当の実負荷及び実温を模擬した試験を実施した。

試験はCo系溶射皮膜とMoS₂系固体潤滑剤含有皮膜の2種類のコーティングを選定し、高温での耐久試験を実施した。

その結果、MoS₂系固体潤滑剤含有皮膜の方が試作エンジン要求の2000サイクル以上の耐久性があることが明らかとなり、試作エンジンに採用することとした。

4.5 エンジン試験結果

エンジン試験の結果、空力性能面では効率、流量共要素試験の結果とほぼ一致し、冷却性能面においても翼面の金属温度は設計予測とほぼ一致していた。また、可変静翼も不作動を生じることもなく安定に作動することを確認した。

5. む す び

ファン、低圧タービンの要素研究及び試作エンジン運転試験を通じて、超音速輸送機用推進システムの開発に必要な技術の確立の見通しを得ることができた。特に、当社にとって本研究開発により今までの航空エンジンの開発に、また、これからのエンジン開発にも同様に多大な貢献ができるものと期待される。

今後は、更なる技術力向上と実用化に向けた研究開発を継続していく予定である。

参 考 文 献

- (1) 第2回超音速輸送機用推進システム国際シンポジウム予稿集, (1995) p.244
- (2) Suzuki, M. and Kuno, N., Research & Development of Two-stage Fan Component in HYPR Project, AIAA 95-2344 (1995) p.7

