

HYPRプロジェクトの概要とCFDの利用

石澤 和彦 (超音速輸送機用推進システム技術研究組合)

Overall View of HYPR Project and its Utilization of CFD

by Kazuhiko Ishizawa

(Engineering Research Association for Supersonic Transport Propulsion System: ESPR)

ABSTRACT

Ten-year-project for HYPR project initiated by AIST completed 1999 with the successful results. Simulated altitude test of Combined Cycle Engine was carried out including transition between turbofan and ramjet mode. High Temperature Core Engine has been tested demonstration of ability of hot section at 1,700C condition. Turbofan engine was tested at the open field test stand for noise evaluation following to scale model tests of several kinds of noise reduction devices.

In this project, various kinds of code of CFD (Computational Fluid Dynamics) have been developed for design and analysis of high performance 3D design of turbo-machines and complicated flow paths of CCE.

1. はじめに

現在、世界で超音速飛行が出来る旅客機はイギリスとフランスが共同開発し、1969年に初飛行をした“Concorde”があるのみであり、これも、いずれは老朽化によって引退を余儀なくされる。そこで、次期超音速輸送機 SST の検討が欧米や日本を中心に行われている。現在の“Concorde”が、空港周辺に及ぼす騒音が大きいことから、運航できる空港が限定されていること、航続距離が大西洋横断程度の長さであること、及び乗客数が100人程度と少なく、経済性が良くないなどの理由で、プロジェクトとしては必ずしも成功とは言えないことから、次期 SST に対する期待としては、これらの現状を打破するような技術の研究開発が必要であるとされている。このような環境下で工業技術院の産業科学技術研究開発制度による「超音速輸送機用推進システムの研究開発」プロジェクト(以下HYPRプロジェクトと云う)は、1989年FYより10年間、新エネルギー・産業技術総合開発機構(以下NEDOと云う)からの委託により研究開発が実施され、1998年FYで成功裏に終了した。このプロジェクトでは、世界でも前例がないターボファンとラムジェットからなるコンバインサイクル・エンジンを試作して高空模擬試験まで実施している。

そこに至るまでに、CFDを多用した高性能、高負荷の要素技術の研究開発を行い、実証を重ねることで、試作エンジンの開発・試験の実施に留まらず、設計・解析ツールの技術進歩にも大きな貢献をしたプロジェクトであったと言える。

2. 技術目標

HYPRプロジェクトはマッハ数5クラスの極超音速機(HST)を対象とし、その推進システムに必要な技術を確立することを目的としている。マッハ数0から5までの全ての速度領域をカバーするため、本プロジェクトではコンバインド・サイクル・エンジン(CCE)を採用している。マッハ数3以下の領域では可変サイクル・ターボファン・エンジンを使用し、離着陸時の低速領域ではバイパス比を大きくして低騒音化を図ると共にマッハ数3までの領域ではバイパス比を下げ、上昇中の燃料経済性の最適化を図るようにしてある。

又、マッハ数3を越えた巡航領域ではラムジェットの燃

料経済性が最適となることから、この速度領域ではターボファンから切り替わってラムジェットのみが作動するようになっている。図-1

このようなCCEを実現するために、表-1に示すように可変サイクル・ターボジェット、ラムジェット、インテークも含めたトータル・システム(CCE)、超高温ガスジェネレーター等に技術目標を分解し、夫々に目標値を設定して要素開発で実証を重ね、最終的に試作エンジンの各種試験で総合的に評価するという実証主義で研究開発を進めた。目標エンジンとしては、推力が30t級で、300人乗りのマッハ5級の機体を東京～New York間を飛行させるに十分な能力を有するが、図-2に示すように、このエンジンの大きさは、インテークからノズルまでを含めると全長14mの巨大なシステムとなり、これをそっくりそのまま高マッハ数で運転できるような試験設備がないこと、及び費用が莫大となることなどの理由から、CCEの本体までをサイズで1/3に縮小した試作エンジンとして製作し、インテークや排気ノズルを含むトータル・システムは縮小モデルの高速風洞試験によって実証確認するという方法を採用した。

3. 実施体制

このように世界でも例のないエンジン技術の研究開発を行うということで、本プロジェクトには海外の大手エンジンメーカーも参加し、我が国のリーダーシップの下に計画が推進されて来た。本プロジェクトは国内エンジンメーカー3社(IHI-石川島播磨重工業株、KHI-川崎重工業株、MHI-三菱重工業株)で構成されるHYPR組合とNEDOとの委託契約により進められるが、これと並行的に海外の大手エンジンメーカー4社(米国General Electric(GE)社、米国United Technologies(UTC)社、英国Rolls-Royce(RR)社、仏国SNECMA社)がプロジェクトに参加しており、主要研究テーマに個別に参加すると同時に、日本にない大規模なテスト設備を提供し、ここにおける試作エンジンの各種試験(エンジン高空性能試験、ラム燃焼試験、騒音試験等)に共同参加している。また、これら受託企業間連絡調整のため、HYPR組合及び国内3社と海外4社による協議会(研究開発全般のステアリング)及び技術部会(研究開発事項の横断的技術調整)

等を頻繁に開き、研究開発全体の調整を図っている。

また、通商産業省工業技術院から科学技術庁への研究協力依頼の基に、航空宇宙技術研究所、工業技術院の計量研究所、機械技術研究所及び大阪工業技術研究所も共に本研究に参加しており、主として、基礎的先進的分野に於ける研究開発を分担している他、民間企業にはないような特殊な試験設備や大容量のコンピューターの使用などの便宜を供給している。実施体制を図-3に示す。これとは別に、研究開発計画や設計の妥当性の評価、及び試験成果の評価のため、AISTの研究開発官を長とする推進委員会が、主要なマイルストーン毎に開催された。この委員会には設計技術審査小委員会及び企画小委員会が含まれており、学識経験者が委員長を務め技術的な細部の審査を行ってきた。

また、本プロジェクトによる研究成果はHYPR国際シンポジウムを開催し、広く世間に公表している。本シンポジウムは10年間に3回開催され、最終のものは、1999年5月に東京青山で開催され、NASAからの特別講演も含め、成功裡に執り行われた。

4. 主要成果

4. 1. 概要

平成元年(1989年)より平成9年(1997年)迄にはエア・インテーク、排気ノズル、ターボファンの各要素、ラムジェットの要素、低騒音化、先進材料等の各種要素研究を実施し、これらの成果をシステム統合としてHTCE(超高温コアエンジン)、可変サイクル・ターボファン及びラムジェットに反映し、HTCEのTIT1700°C試験(予備)、ターボファンのATF(高空性能試験)、ラムのシステム試験等を実施し、設計の妥当性を確認している。これらを受けて、最終年度である平成10年度(1998年度)では、英国R.R社におけるターボファンの騒音試験、HTCEのTIT1700°C(保持)試験、コンバインドサイクルエンジンの米国GE社における高空性能試験等を実施し、所期の成果を得ている。

4. 2. 可変サイクル・ターボファンエンジン

CCEのターボ部分を形成するエンジンであり、マッハ数0からマッハ数3近辺までをカバーする。このエンジンは以下の各要素から構成されている。

- ・ファンは2段で3次元設計で高性能化がはかられている。
- ・高圧圧縮機は5段で一部が可変静翼となっており、3次元設計で、高負荷、高効率化が計られている。
- ・燃焼器はアニュラー方式である。
- ・高圧タービンは1段で、動翼には第2世代の単結晶鋳造品が使用されており、1,600°Cの運転に耐えられるようになっている。(HTCEでは、1,700°C)
- ・低圧タービンは1段で、高圧タービンとは逆方向に回転する。本エンジンの特徴の一つとして低圧タービン動翼が空冷式であること、及び可変サイクルエンジンの機能を発揮するべく、低圧タービン静翼が可変となっていることである。
- ・排気ノズルは2次元の可変ノズルであり、高速巡航時において、十分に面積を絞り、所定の推力を出せるようになっている。また、離陸時のサイドライン騒音を低減するのにも有利な設計となっている。
- ・可変サイクルエンジンの機能を果たすための可変機構としては、前述の低圧タービンの可変静翼、高圧圧縮機の可変静翼及び可変排気ノズルに加え、RVABI(Rear Variable Area Bypass Injector)がある。これらの可変機構によってバイパス比を変えることができ、離陸時はバ

イパス比を増加させて低騒音化を計り、上昇中はバイパス比を低減させて高速飛行時の燃料消費効率を低減するよう設計されている。断面図を図-4に示す。

可変サイクルターボファン・エンジンは、本プロジェクトにおいて2台が試作され、地上静止状態での確認試験及び60時間の耐久試験の後、米国Evendale, OHにあるGE社の高空試験装置で、1997年冬、マッハ3/高度68,000ftまでの性能確認試験に成功している。また、超音速飛行状態におけるWindmill始動にも成功し、CCEの高空試験におけるラムジェット作動状態からターボ作動状態に戻るときの遷移状態確認のための有益なデータを取得した。

他の可変サイクルターボファンエンジンは野外騒音計測試験に供じされたが、本件については、項を改めて述べる。

4. 3. HTCE(超高温ガスジェネレーター)

可変サイクルエンジンの重要なコアを形成するのがHTCEであり、高圧圧縮機、燃焼器、及び高圧タービンから構成される。目標エンジンがマッハ3近辺で上昇中には、タービン入口温度が1,700°Cに達する。このような世界でも最高レベルの高温状態での高温部品の設計技術を確認実証するために、CCEからファンと低圧タービンを除いた形のHTCEを試作した。この試作エンジンには最新の高温設計が施され、最小限の冷却空気流量で、最大限の冷却効果が得られるような工夫が採用された(図-5)。このような設計解析にCFDが活用されたことは言うまでもない。実証試験においては、タービン入口温度1,700°Cを実現するために、実質的な空気入口となる高圧圧縮機入口の温度をマッハ3近辺での温度を模擬して335°C程度まで加熱できるような入口加熱装置を特別に設計して設置した。この装置で図-6に示すように、試作HTCEを運転し、タービン入口温度1,700°Cでの長時間運転も行った。分解検査の結果、各高温部品の状態は良好であることが確認された。特に、この試験においては、排気テール・コーンにCMC(セラミックス複合材)を適用したが、試験後の部品の状態は良好であり、延びなどのデータも予測通りであることが確認できた。また、HTCE主要構成部品の温度等は事前予測に対し良く一致することが確認された。

4. 4. ラムジェット・エンジン

CCEの構成要素としてラムジェットエンジンはもう一方の重要な要素である。開発過程においてラムジェットエンジンは、ターボとは独立して研究開発が行われた。試作CCEに組込むためのラムジェットエンジンを試作するのに先立って、燃料噴射弁やフレーム・ホルダーの最適設計を選択するための燃焼実験が米国UTC社のSan Jose, CAの試験場で縮小モデルを使用したダイレクト・コネクタ試験として行われ、マッハ数3~5での試験結果が評価された。性能や耐久性等の評価項目に対して評価を行い、最終的にCCEに組込むべきラム燃焼器の形態が選択された。

4. 5. CCEコンバインドサイクル・エンジン

ラムジェットの部分をターボの後方に結合してCCE形態として地上静止状態での試験が初めて行われたのは、1998年2月IHIにおいてであった。地上静止状態での試験においては、飛行によるラム圧が得られないため、ラムジェット前方にあるターボファンからの高速空気によってラム燃焼器は燃焼することが出来る。ターボファンには通常の液状のジェット燃料が送られる一方、ラムジェットにはメタンガスに近い天然ガスが供給されて運転が行われた。ラム燃焼器の着火性、燃焼状態などが予想通りであることが確認できた。

CCE は、再度確認運転に供された後、1998 年末、米国の GE 社に送られ、1999 年 3 月、高空試験に供された (図-7)。CCE の高空試験では性能的な確認はターボ単体での高空試験は既に終了しており、又、ラムジェット単体での前述のダイレクト・コネクト試験及びダミー・ターボを使っての高空試験で燃焼状態等は確認済みなので、ターボファンからラムジェットへの遷移及びその逆向きの遷移状態を確認実証することになった。CCE には、図-8 に示すように、ターボ・モードからラム・モードに空気流を切り替える役目をする MSV (Mode Selector Valve) 及び切り替え途中でファン流が MSV 方向に逆流することを防止するための FVBI (Front Variable Bypass Injector) が設けられている。

切り替えの確認実証は、これらの切り替えバルブの調整に加え、2 次元排気ノズルの面積を調整しながら、次のような手順で行われた。

- ・エンジン入口状態を 54,000ft/マッハ 2.5 の状態に保持しつつ、ターボファンを最高回転数まで加速した後、ラムジェットを着火する。
- ・ラムジェットを最高状態まで加速し、逆にターボファンを減速してアイドル状態に戻した後、ターボファンの燃料を遮断する。これで、ターボファンは風車状態となり、推力はラムジェットのみから発生することになる。
- ・ラムジェットを最高状態に保持したまま、ターボファンを風車状態から始動し、アイドル状態まで加速する。

この切り替えの際、重要な事項としては、ファンの出口から流出した空気が MSV の方向に逆流してラムジェットに行くべき空気の流れを阻害しないようにすることである。

そのために、RM (Re-circulation Margin) というパラメーターを定義し、常に RM が予め予測した安全な数値以上になっていることをモニターしながら試験を行った。また、ファン及び高圧圧縮機のサージ余裕も常にモニターした。

この切り替え試験を通じて、これらの数値は予測通りの余裕を持った値を保ち、CCE においてこのような方法でモードの切り替えが可能であることが実証できた。更に、これらの切り替え用のバルブ類自体も振動等の異常もなく、スムーズに作動することが確認できた。この高空試験によって、世界でも初めての試みであるターボファンとラムジェットを組み合わせた CCE の実現可能性が実証されたことになる。

4. 6. 騒音対策

本プロジェクトでは、騒音対策の目標値として、ICAO Annex 16 Chapter 3 の騒音レベルを達成することを狙っている。これは、HYPR のエンジンサイクルで発生する騒音はジェット騒音が主体でジェット排気速度に比例して騒音レベルが決まってくるが、HYPR エンジンに通常の丸ノズルを装着した場合に発生する騒音は上記 Chapter 3 の騒音レベルより 15 dB 大きくなることが予測できることから、本プロジェクトにおいては、騒音低減 15 dB を技術目標として採用した。騒音対策の研究としては、最初に小型の排気ノズルモデルを使用し、英国の 3 層流風洞試験装置によって、実際に排気ジェットの騒音を発生させ、騒音の最も少なくかつ、性能の損失が少ない排気ノズルやミキサー及びエジェクターの形態を選定する研究を行った後、この最適形態のシステムを試作ターボファン・エンジン並みの大きさまでスケールアップして製作し、野外騒音試験に供試し、騒音低減量の実証確認を行った。(図-9) 一方、ICAO の規定値との比較評価を行うには、離陸に相当する飛行速度への修正が必要であるが、これについては、フランスにおける 3 層流風洞

試験装置で小型モデルを用い、飛行効果の評価を平行して行った。エンジン野外運転試験も含めて一連の研究・試験によって、本エンジンはミキサー・エジェクターノズルを装着し、多孔質の吸音ライナーを装着することによって (図-10)、7.5%の推力損失で 15 dB の騒音低減が可能であると言えるようになった。

4. 7. トータル・システムの研究 (インテーク等)

目標エンジンにおいては、CCE 自体とは別に、且つ同等程度の重要性をもってインテークから排気ノズルに至るまでのトータルシステムの研究開発が不可欠である。特にインテークは、超音速飛行においては、推進システム全体の推力の約半分を発生すると言われている。前述のように、目標エンジンの大きさ、あるいは、試作エンジンの大きさまでスケールダウンしたとしても、トータル・システム全体をマッハ 5 のような高速で試験できる装置は世界中にないことから、これは、小型モデルを作成して風洞でいわゆるフリージェット試験として実施することにした。

まず、インテークそのものの性能の確認及び向上のためにインテーク自体の圧力回復率等の計測試験が NAL やフランスの国立研究所で実施された。最終的には、小型のラムジェットを装着した状態で、マッハ 5 までの状態で NAL の風洞でフリージェット試験が行われ (図-11)、インテークの衝撃波の存在する中でラムジェットの安定した燃焼が確認された。

4. 8. 計測及び制御

計測技術の分野では、光ファイバー利用のパイロメーターによるタービン動翼の非接触温度計測で、成果があった。また、制御関係では、CCE エンジン制御のためのロジックの研究開発及び高信頼性 FADEC の研究開発が成功裡に行われた。

4. 9. 流体解析技術 (CFD) の開発

HYPR プロジェクトでは、TIT1700°C という世界最高レベルのコア・エンジンの試作、ラムジェットと可変サイクル・ターボファンとを結合した世界でも初めての形式のコンバインド・サイクル・エンジンの試作及び機体のインテーク等との整合性を図るシステム統合技術の開発等、極めて高度な技術への挑戦が必要であった。特に、高効率・高負荷のファン/圧縮機的设计、超高温・高効率・高負荷の高/低圧タービンの設計、マッハ 3 対応の高効率・高性能冷却技術の燃焼器/タービン部への適用、インテーク/ラムジェット/排気ノズルのマッハ 5 対応のシステム統合、コンバインド・サイクル・エンジンの可変機構部流路の複雑な空気流の解析等においては、CFD 利用の効果は多大であるとして、注力した。更に幸いなことに、本プロジェクトでは、CCE、HTCE、ラムジェット及びインテークなどのように、実際にエンジン又は要素を試験して実証するという機会に恵まれており、CFD コードの試作エンジン等試験での実証が可能であった。

このような環境下での効率的な研究開発のためにコンピューターの活用は不可欠であり、特に熱・流体解析のための CFD コードの開発及びそれを活用した試作部品の設計又は目標エンジンのシステム解析等、プロジェクトの最初から CFD の開発を計画の中に織り込んで推進し、試作エンジンの各種試験を通じてこれらの CFD の検証を行い、信頼性の高い設計ツールとしての確立を図った。

特に CFD の開発及びその活用で顕著であった分野は以下の通りである。

- ・ファンにおけるティップ形状の性能に対する影響。
- ・高圧圧縮機の 3 次元粘性数値解析を利用した 3 次元負

荷分布最適化翼設計技術の確立・実証

- ・ 高圧タービン及び低圧タービンにおける性能解析。
- ・ 高圧タービン部 2 次空気キャビティ内の流れと伝熱への影響解析。
- ・ エア・インテークにおける詳細な流れ場の推定とインテーク性能の予測。
- ・ 2 次元超音速可変エジェクター排気ノズルの流量特性の予測解析。
- ・ R V A B I (Rear Variable Air Bypass Injector) におけるコア及びバイパス流の複雑な合流状況の解析。
- ・ 等々

HYP Rを通じて開発実証されたこれらのCFDコードが他のエンジンの設計にも役に立ち、研究開発のスピードアップ及び効率化、精度向上に寄与することを期待される。

5. 将来の方向性

超音速輸送機SSTのみならず、将来の航空機は、それが市場に受け入れられるためには、特に騒音問題を中心とした環境に優しく、且つ経済的なものであることが、必須条件となる。欧米においては、亜音速機も含めて環境に優しいエンジンの研究を継続しており、特にSSTについては、上記の通りである。日本においては、HYP Rにて行われた先導研究において環境に優しい、経済性の高いエンジン、即ち「エコ・スマート・エンジン」の調査研究が行われ、その中で超音速輸送機用エンジンについても検討が行われている。基本的には、空港騒音の低減 (ICAO Chapter 3 の規制値より更に 3 dB 低減)、NOxの低減 (5 g/kg 燃料)、CO₂の低減 (総量で 25% 低減) (燃料消費効率向上) の 3 本柱で更に研究を進めるべきことが提案されている。これらの 3 大目標を達成させるための先進技術が検討され 10 項目ほどに集約されているが、

- ・ 騒音低減技術としては、Active Noise Control や軽量、高耐熱性で広帯域吸音用の傾斜配孔多孔質吸音パネル、革新CFD利用のファン、排気ノズル等の低騒音空力設計等、
- ・ NOx低減技術としては、マルチスワロー方式、新方式のRQL、逆火・自己着火を回避できる新方式のLPP、Artificial Intelligent 燃焼制御、セラミックス複合材適用の無冷却燃焼器ライナー等、
- ・ CO₂低減では、重量低減の方からCMC等テーラリング繊維強化構造適用技術、材料組織の安定制御を含むダメージメカニクス適用超高温耐久材料利用技術、又、燃料消費率の更なる低減の方から、革新CFD利用マイクロリング技術、エンジンコントロールにおけるインテリジェント複雑系制御技術の適用等が提案されているが、いずれも世界でも第 1 級の先進技術であり、その成果に大きな期待がかかっている。

6. まとめ

HYP Rプロジェクトでは、供試エンジンの設計ツールとしてのみならず、1 研究テーマとしてCFDの開発を実施したことに加え、供試エンジン及び構成要素の実証試験によってCFDの精度を確認することができた。これによって得られた教訓に基づき、将来の先進的なエンジンの設計・解析ツールとして精度向上の見通しが立った。

上記の「エコスマートエンジン」を実現させるべく、「環境適合型次世代超音速推進システム」の研究開発が開始されようとしている。この研究開発では、より実現性の高い先進技術に挑戦することになるので、益々CFDの活用が重要な役割

を果たすようになる。この新しいプロジェクトの実施を通じて、CFDの更なる適用範囲の拡大及び精度向上が期待される。

| SYSTEM | GOAL | |
|-------------------------------|---|---|
| RAMJET | Operating Range Combustion Temp. SFC (at Mach 5) | Mach Number 2.5 -- 5 1900deg C level Approx. 2kg/hr/kgf |
| TURBOJET | Operating Range Turbine Inlet Temp. SFC (at Mach 3) | Mach Number 0 -- 3 1700deg.C level Approx. 1.5 kg/hr/kgf |
| TOTAL SYSTEM | Operating Range Noise Emission | Mach Number 0 -- 5 ICAO Annex 16 Chapter 3 Equiv. ICAO Regulation |
| ULTRAHIGH TEMP. GAS GENERATOR | Turbine Inlet Temp. Specific Power | 1700deg.C level Approx. 1000kW·s/kg |

表-1 HYPRプロジェクトの目標値

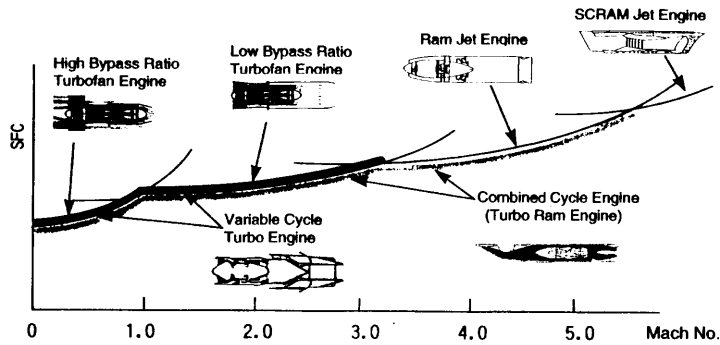


図-1 Combined Cycle Engine (CCE) の利点

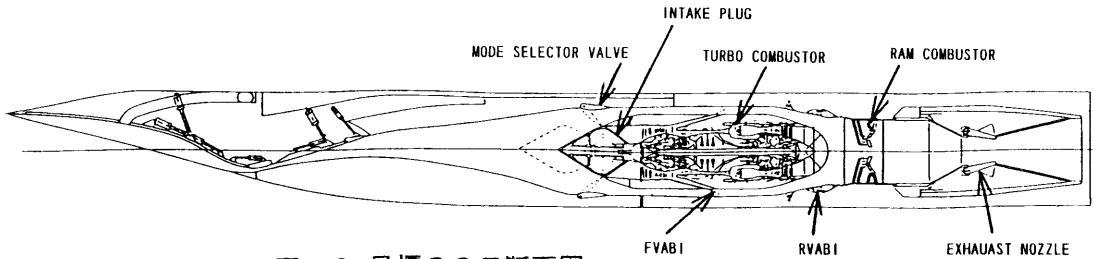


図-2 目標CCE断面図

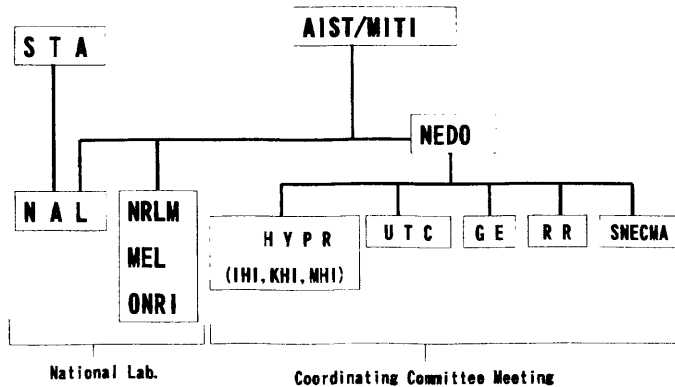


図-3 HYPRプロジェクトの実施体制

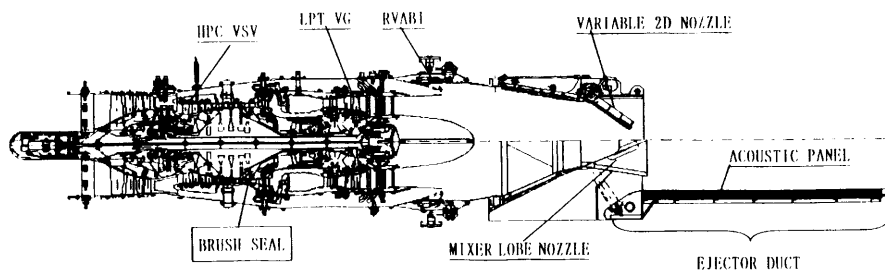


図-4 可変サイクルターボファン・エンジン断面図

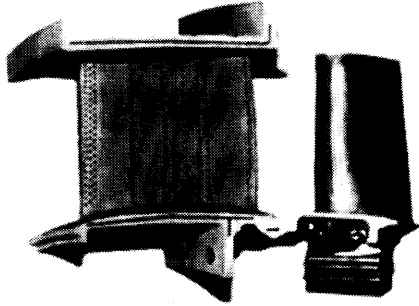


図-5 HTCEに組込んだ高圧タービンの動/静翼

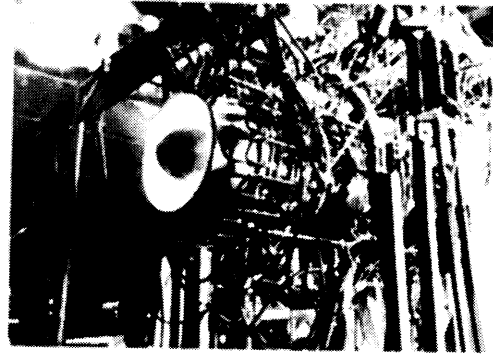


図-6 HTCEのタービン入口温度1,700°Cでの試験

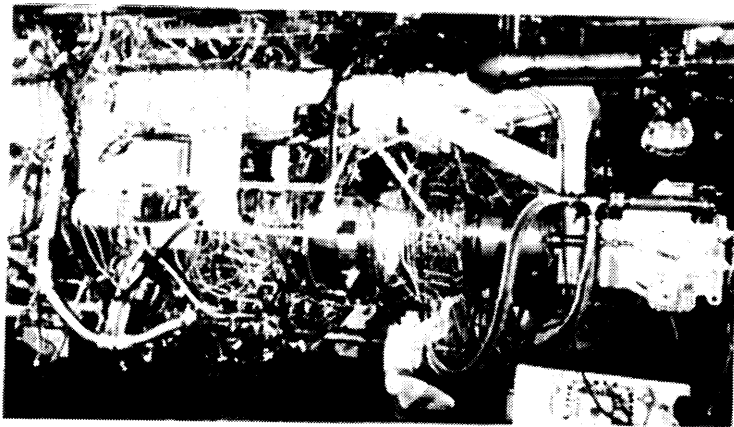


図-7 CCEの高空性能試験（米国GE社にて）

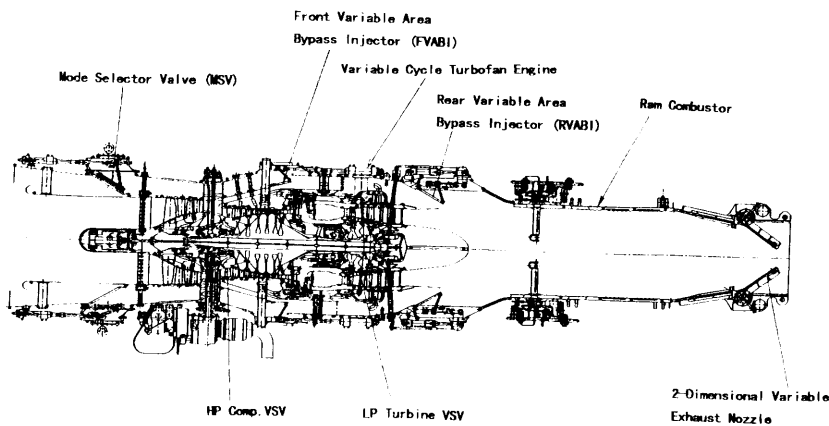


図-8 供試CCEの断面図

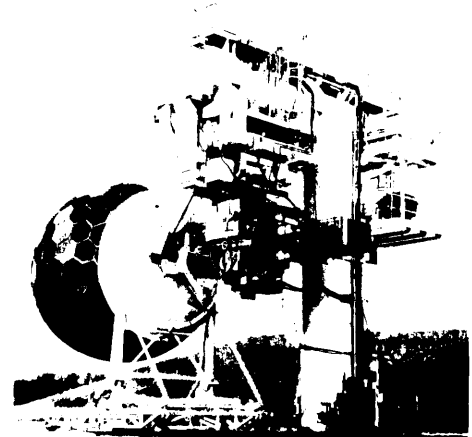


図-9 HYPRエンジンの野外騒音試験
(英国RR社にて)

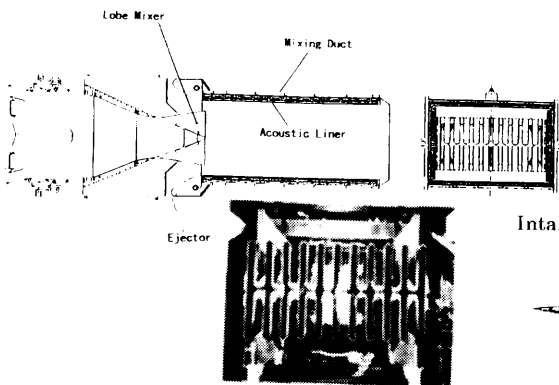


図-10 ミキサー・エジェクターノズル

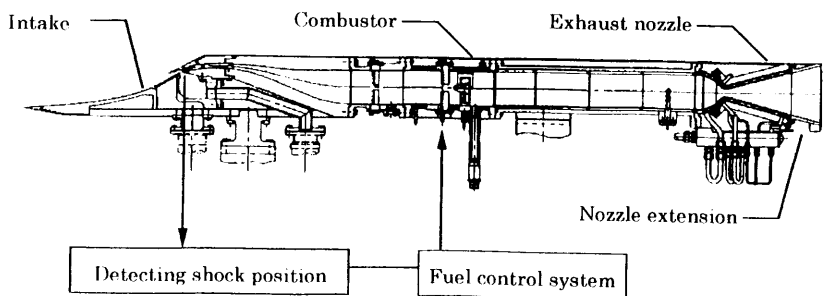


図-11 インテーク/ラムジェットのフリージェット試験