

3 コアエンジンシステムの実証研究

ATREXエンジン燃焼試験による地上システム実証

佐藤 哲也*・棚次 亘弘*・小林 弘明*・成尾 芳博*

Development Study of the ATREX Engine System by Ground Firing Tests

By

Tetsuya SATO*, Nobuhiro TANATSUGU*, Hiroaki KOBAYASHI* and Yoshihiro NARUO

Abstract : The present paper addresses the development study of the air turbo ramjet engine with expander cycle (ATREX) being conducted since 1986 in the Institute of Space and Astronautical Science in cooperation with the industries (IHI, KHI, MHI and SHI). The ATREX is expected as one of the most promising candidates for the propulsion system of a future space plane. The ATREX is the combined cycle engine performing like a turbojet at lower flight speed and a fan-boosted ramjet at higher flight speed beyond Mach 3 to 6.

The 1/4-scaled model of ATREX whose fan inlet diameter of 300 mm was built for system verification under sea level static conditions. Various components such as turbo-fan, precooler, mixer, regeneratively cooled combustor and heat exchanger as well as the expander cycle have been developed and verified in the firing test. Number of 63 tests with 3,300 sec of the total duration have been conducted step by step since 1990 at Noshiro Testing Center of ISAS.

The recent study focused on the precooler. The latest model (Type-III) was designed taking into consideration the reduction of size and weight as well as the heat-dynamic performance aiming at the flight model. Engine performance is improved such that the thrust and specific impulse are increased 1.8 and 1.2 times respectively by reducing the fan inlet temperature to 180K. The heat exchange performance of precooler was 80 - 90 % of the design value and the large pressure losses of the air flow occurred due to the frost formation on the tube surfaces. This frost formation phenomenon has been made clear analytically and experimentally and several methods eliminating

*宇宙科学研究所

it have been devised and tested.

1. 序

低高度地球周回軌道への宇宙輸送用推進機関として、現在では使い切りロケットエンジンが使われているが、(1) 輸送コストの低減、(2) 安全性、信頼性、運用性の向上、(3) 環境の保全といった要求を満たす、輸送システムの革新が必要である。そこで、宇宙科学研究所では比推力が大きく、信頼性の点においても有利なターボ系ジェットエンジンを初段推進系として導入し、上段にロケットを用いた完全再使用型二段式スペースプレーン(TSTO)を提案、検討している。ここでは、その中でもキーテクノロジーとなる初段推進エンジンをテーマとし、エキスパンダサイクル、エア・ターボ・ラムジェットエンジン(ATREXエンジン)を選定し、研究開発を行っている。ATREXエンジンは地上・静止状態から、高度約30 kmでマッハ数6までの飛行領域で有効な推力を発生し、マッハ数3以下ではターボによって、それ以上では主にラム圧縮による複合サイクルエンジンである。液体水素を燃料に用い、また、その冷媒としての能力を利用して飛行中に大気中から吸い込んだ空気を180 K程度まで冷却し、推進性能の向上を図っている。

ATREXエンジンの開発研究は1988年から開始され、これまでに、TSTOスペースプレーン用エンジンのシステム最適化設計、地上燃焼試験によるシステム実証、超音速風洞試験等による要素実証、炭素/炭素複合材料の適用研究、エンジン飛行実証試験計画の立案を進めている。本論文においては、このうちサブスケールエンジンを用いた地上システム燃焼試験について、これまでの研究履歴および試験結果について記す。

2. システム燃焼試験概要

宇宙科学研究所では、1990年より、地上システム燃焼試験に供するエンジンとして、実機の1/4サイズのサブスケールエンジン(ATREX-500)の開発に着手した。本試験の目的としては、エキスパンダサイクルATRエンジンの実証およびエンジン要素の開発研究である。エンジン開発研究の方針としては、個々の要素を開発した後に

表1 ATREXエンジンシステム燃焼試験履歴

試験記号	年月	試験回数	試験時間	システム形態 (図1)	試験内容
ATREX-1	1990.9	6	220	A, B	ターボ系確認のためのコールドフロー試験 寒素、ヘリウムガスによるターボ機械の振動試験、 シール部の確認試験。
ATREX-2	1990.11	5	210	A, B	非エキスパンダサイクル燃焼試験 富温水素ガスによるターボ機械と燃焼器の整合性の 確認試験。
ATREX-3	1991.9	6	200	B, C	熱交換器付き非エキスパンダサイクル燃焼試験 独立した富温水素ガスによるタービン駆動。 熱交換器には液体水素を供給しその後外部へ放出。 熱交換器を含むシステムの確認試験。
ATREX-4	1991.11	4	175	C	同上
ATREX-5	1992.7	4	185	C, D	同上
ATREX-6	1992.10	5	200	D	同上(空気の予冷却器なしでの、目標達成)
ATREX-7	1995.9	1	50	E	ブリクローラ付きエンジン燃焼試験 独立した富温水素ガスによるタービン駆動。 ブリクローラには液体水素または液体窒素を供給しそ の後外部へ放出。
ATREX-8	1995.11	6	365	F, G	ブリクローラを含むシステムの確認試験。
ATREX-9	1996.10	7	420	H, I, J	ブリクローラ付きエキスパンダサイクル燃焼試験 液体水素をブリクローラと熱交換器で再生加熱し、そ の水素ガスでタービンを駆動。 ATREX-9では再生冷却型燃焼器を組み込んだ。 地上静止状態でのATREXエンジンシステムの総合確認 試験。
ATREX-10	1998.9	5	320	J	飛行型ブリクローラ付きエキスパンダサイクル燃焼試験 飛行試験を考慮した軽量化型ブリクローラを装着。 地上静止状態でのエキスパンダサイクルシステムの 総合確認試験。
ATREX-11	1999.10	5	377	J	同上(液体酸素噴霧型着霜防止機構の実証)
ATREX-12	2001.8	2	120	J	同上(メタノール噴霧型着霜防止機構の実証)
ATREX-13	2002.9	7	484	J	同上(メタノール噴霧型着霜防止機構の実証)
計		63	3,326		

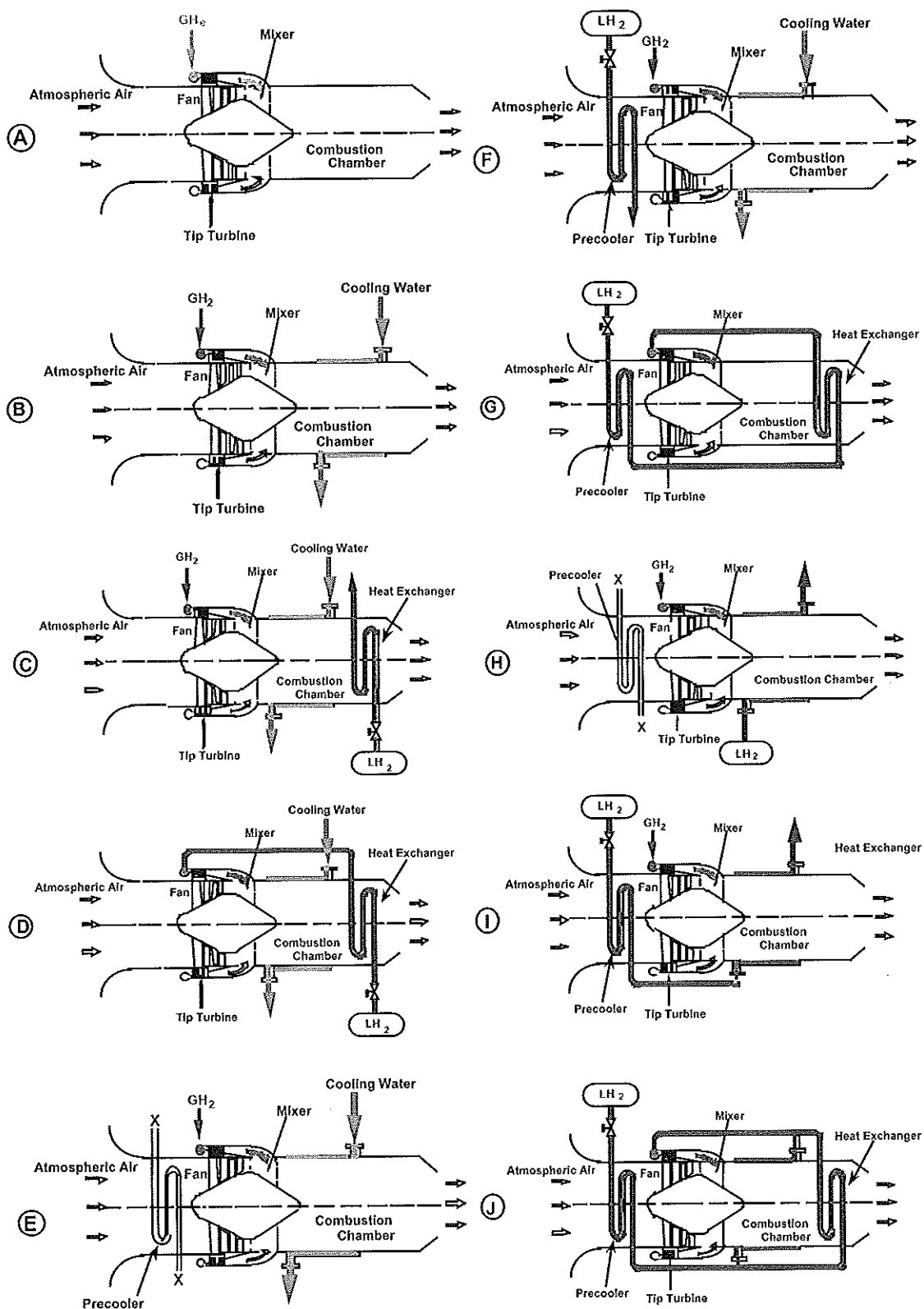


図1 ATREX-500 燃焼システム形態の変遷

それらを組み合わせてエンジンを構築するのではなく、全体システムを常に念頭におき、エンジンシステムを構築し、その中に要素を段階的に組み込んでいく手法を採った。システム試験の中で、各要素に課題（問題点または性能の向上要求）が生じた場合には、要素試験によって解決した後、本エンジンシステムにフィードバックを掛ける。但し、主流大気の影響を大きく受ける要素（エアインテーク、可変ノズル）に関しては、いまのところエンジンモデルに組み込まれておらず、単体の風洞試験によって開発研究を進めている。

これまでに行った、エンジンシステム試験の試験履歴を表1に、システム形態の変遷を図1に示す。

エンジン開発の第1段階として、本エンジンの心臓部であるターボ系の開発を主として行った。ATREX-500エンジンはチップタービン形式を採用しているが、模擬試験モデルを用いてターボ系の振動問題を解決し、1990年度に熱交換器を除く各要素の設計、製作が完了した。初期の試験では軸振動問題、タービンとファン部のシール問題、ファンの圧力/流量特性の確認およびミキサーと燃焼器の開発研究に重点が置かれた。1991年度からはシェルアンドチューブ型の熱交換器を設計、装着し、液体水素を用いたエキスパンダサイクル試験によってエンジン性能の取得とともに運転方法の確立、起動制御の研究を行った。1992年度には新型のType-II熱交換器を組み合わせたエンジンによって当初計画していた推力、比推力目標を達成した。

1995年度からはプリクーラをエンジンに装着し、燃焼試験を行った。プリクーラは空力加熱からファンを防護し飛行領域を拡大するだけでなく、吸い込み空気流量の増加に伴う推力の増加、圧縮過程における中間冷却効果による比推力の向上を目的としており、地上からマッハ6までの全領域で作動する。これまでにタイプ1からタイプ3までの3基のプリクーラを設計、製作、試験した。タイプ1プリクーラによってファン入口温度を約180Kに下げることによって、推力を1.8倍、比推力を約200秒向上させたが、数回の試験の終了後プリクーラチューブの輻付け部から少量の漏れが検出された。そこで、タイプ2プリクーラでは輻付け箇所の削減、チューブの肉厚、外径の増大により信頼性を向上させた。さらに、タイプ3プリクーラにおいては、飛行試験を念頭においた小型軽量化を行った。さらに、プリクーラチューブ表面での着霜防止の観点からも試験を行い、液体酸素を空気中に混入する方法やメタノールを混入する方法を提案、実証した。また平成8年度にはドイツのDASAとの共同研究で再生冷却壁面を持つ燃焼器を製作、試験した。

これまでの合計63回、3,300秒間の試験で最大推力4,800N、最大比推力1,500秒が達成された。結果概要を表2に示す。

表2 ATREX-500システム燃焼試験結果概要

	設計値 (プリクーラ非 装着)	プリクーラ 非装着 ATREX 6-4	プリクーラI 装着 ATREX 8-6	プリクーラII 装着 ATREX 9-7	プリクーラIII 装着 ATREX 10-3	プリクーラIII 装着 (着霜が ない場合 の予測)
推力(N)	4000	4135	4360	3160	2500	5018
比推力(sec)	1360	1397	1460	1420	1110	1533
ファン回転数(rpm)	17800	18800	17000	17300	17400	17110
ファン入口温度(K)	288	284	* 180	226	205	159
空気流量(kg/s)	6.50	6.74	7.81	7.24	5.20	8.88
液体水素流量(kg/s)	0.3	0.30	0.30	0.23	0.23	0.33
ファン圧力比	1.56	1.53	1.65	1.30	1.50	1.80
タービン入口温度(K)	650	564	550	669	617	632
タービン圧力比	5.00	4.81	4.84	4.39	4.45	4.83
内部熱交換器熱交換量(kW)	2300	2502	1731	1527	1250	2090
プリクーラ熱交換量(kW)			800	600	800	1160
再生冷却燃焼器熱交換量(kW)				155	90	243
絶対湿度(g/kg-air)			3.2	8.5	15.8	

* プリクーラの一部を閉じたので平均温度を示した

3. 供試エンジンシステム (ATREX-500) と試験方法

3.1. 供試エンジンの構成

本システム試験で用いた、供試エンジン (ATREX-500) の全体図を図2 (プリクーラ有り) に、燃焼試験時の写真を図3に示す。ファン直径は実機サイズの1/4で30 cmであり、全長は、プリクーラの有無等、試験の形態によって異なるが、2 m~5 m程度である。地上静止状態における目標とする推力が500 kgfであるため、ATREX-500エンジンと呼ばれる。上流側より、ベルマウス、プリクーラ、ターボ機械 (ファン、タービン)、ミキサー、再生冷却型燃焼器、内部熱交換器、絞りノズルより構成される。実機と異なる点としては、(1) 可変エアインテーク、プラグノズルの代わりに、ベルマウス、絞りノズルがついている、(2) ターボポンプがなく、液体水素を加圧供給している点である。各要素についての説明は、第3章の試験結果に後述する。

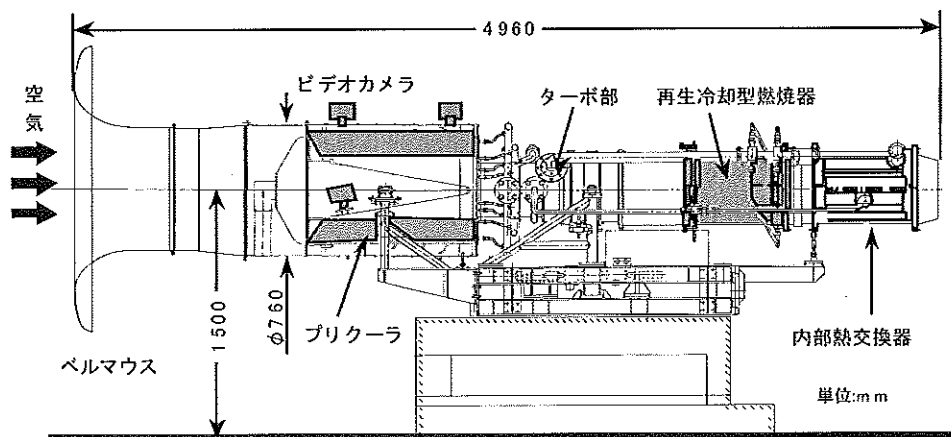


図2 ATREX-500 エンジン全体図

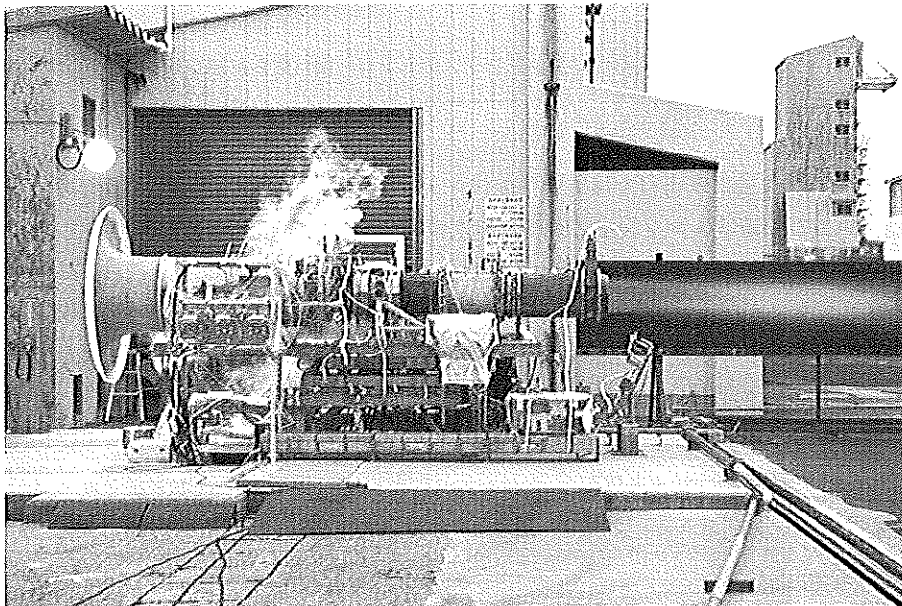


図3 システム燃焼試験時の写真

エキスパンダサイクルを組んだときの地上燃焼試験のフローダイアグラムを図4に示す。ターボポンプの代わりにあらかじめランタンクで4～5 Mpaに昇圧された液体水素は、プリクーラで再生加熱され約220 Kまで昇温される。その後再生冷却型燃焼器の壁面および内部熱交換器を通過し加熱された水素でファンの外周部に一体となったチップタービンを駆動する。チップタービン形式は周速度を稼ぎ小型軽量化を実現することが可能であるが、一方で比強度の強い材料でないとファンの回転数が制限されるために、炭素/炭素複合材料の適用が検討されている。タービンを出た水素ガスは、プリクーラを通過し冷却された空気とローブ型ミキサーによって平行に噴射され混合される。燃焼器内では、燃料とは別系統の水素ガス/酸素ガスによるトーチ式点火器によって着火する。燃焼器の冷却壁および内部熱交換器の過熱を防ぐために水素ガスの量を閉塞オリフィスによって調整し、またターボ部の過回転を防止するためタービンに入る水素ガスの一部をバイパスラインより放出した（最終的には、バイパスブリード無しで試験を行った）。

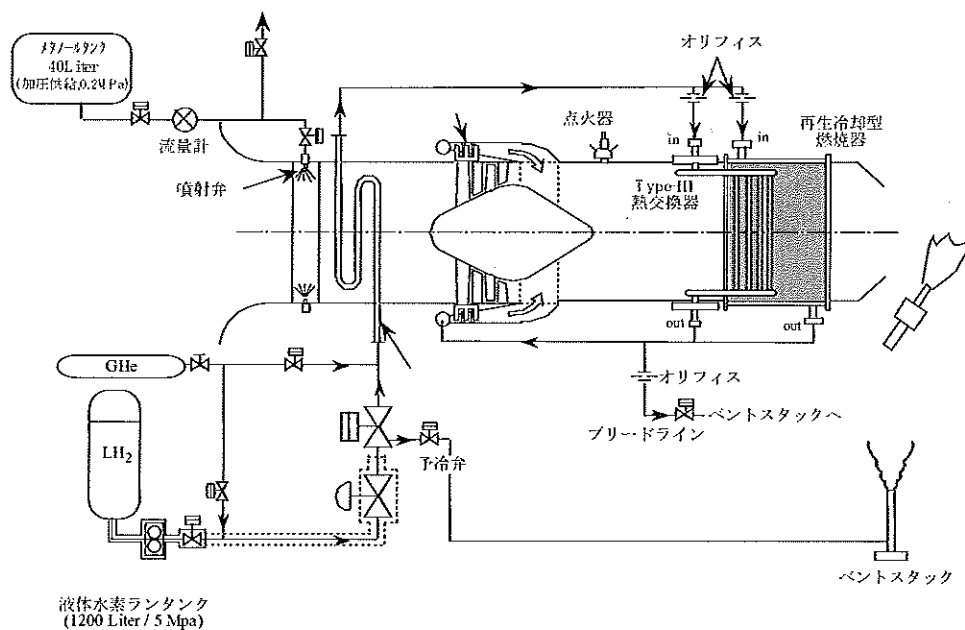


図4 ATREX-500 エンジンシステムフロー図（最終形態）

3.2. 試験設備、計測設備

ATREXエンジン燃焼試験設備は宇宙科学研究所・能代ロケット実験場に既設の液水/液酸ターボポンプ試験設備の一部に増設した。この設備はエンジンを大気圧/静止状態で試験するためのものである。ATREXエンジンのテストスタンドは屋外に設置され、準備作業の間は可動型のドーム内に納められる。試験時にはドームを取り除き、エンジンおよびテストスタンドは屋外に露出した形態となる。エンジンは図2に示すようにテストスタンドの推力計測架台に水平にセットされる。推力計測装置はエンジンの軸方向成分を計測するもので、エンジンへの配管および配線を行った後、油圧アクチュエーターで推力の較正ができる構造になっている。試験設備には液体水素と常温の水素ガスを供給する2つの系統が用意されており、両系統には流量を制御する弁が設けられている。試験形態によっては、低温若しくは高温の水素ガスをベントスタックから大気中に排気した。エンジンがミスファイアした場合の安全策として、エンジンノズル出口にはトーチを設けた。このトーチはエンジンの点火器と同じ形式であるが、火力は数倍に増強されている。

計測は、推力、回転数、流量、圧力、温度（熱電対、抵抗測温体、放射温度計）、軸振動、加速度等、約120点で、エンジンの燃焼状態を監視するビデオカメラ、プリクーラの着霜状況をモニターするための小型ビデオカメラを

配置している。原則として、計測センサーは供試体の近くにおかれ、ケーブルによってプリアンプ室内のアンプによって信号を増幅する。増幅された信号は、CPUと呼ばれるデータ処理装置（128点、200 Hzサンプリング）、マイコン、データレコーダに送られる。また、エンジンを運転するために必要な計測データは、解析用のデータとは別系統で、エンジン操作盤に送られる。

3.3. 供試エンジンの構成

エンジン燃焼試験の手順について説明する。1シリーズの試験は準備期間を含め、2～3週間にわたって行われ、実験班員の総数はおよそ60人である。準備作業の中では、供試体班、スタンド班、計測班等に分かれて、エンジンとスタンドの取り付け配管のセット、センサー校正、取り付け、気密試験、予備試験（点火器試験等）、保安教育、リハーサル等を行う。試験の当日には、タイムスケジュールに沿って準備を進め、全員が安全なところに退避した後に、ランタンクへの液体水素の注液作業、供試体直前までの配管の予冷作業を行う。

予冷作業が完了した後、図5に示されるタイムシーケンスに沿って、シーケンサによる遠隔操作でエンジンを起動する。エンジンへの液体水素の供給流量の制御としては、最初の10数秒間は機械的なシーケンスによって、その後は手動操作によって定格回転数になるまで供給量を増やしていく。図6に、代表的な運転例（ATREX 9-7）を示す。時間軸の0秒時から液体水素を供給し、約3秒後の3,000回転に着火した。着火のタイミングは、予冷

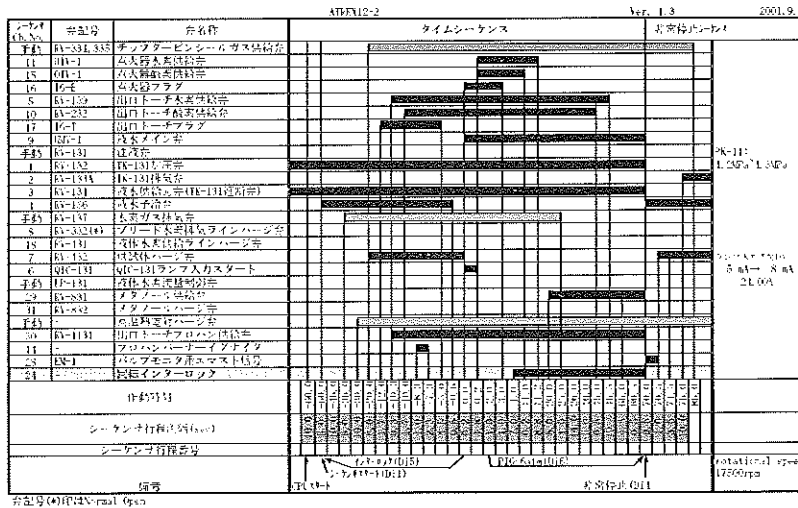


図5 タイムシーケンスチャート

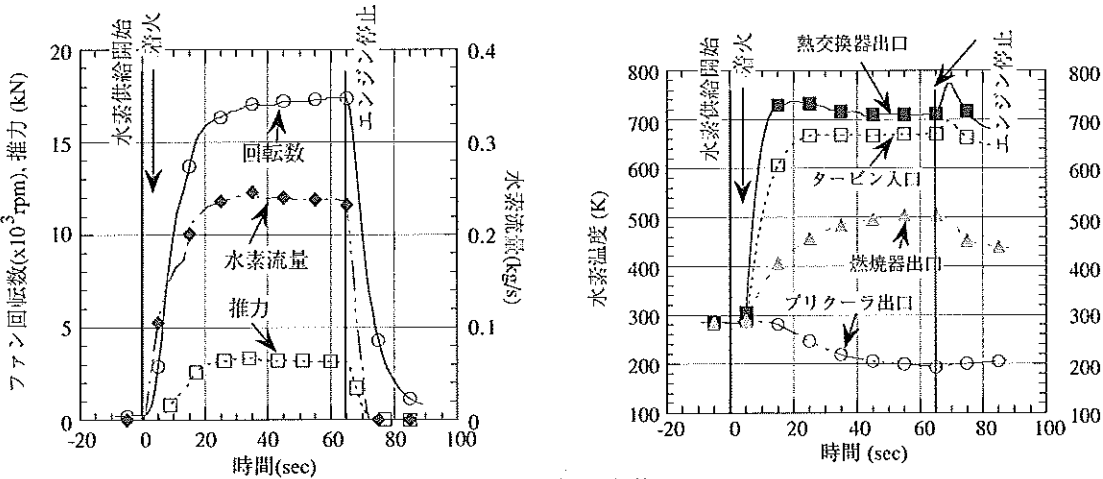


図6 燃焼試験の運転状況

状態、供給水素量、ミキサーの形状によって大きく影響される。1回の試験における燃焼時間は、最大で120秒である。図右は、各要素内の水素温度の推移を示す。熱交換器の出口温度が約20秒時に少しオーバーシュートしているが、起動のシーケンスによってこのオーバーシュートを制御することは可能である。またこの試験で使用したプリクーラ（タイプ2）はチューブの肉厚が厚く、熱容量が大きかったため、プリクーラ出口温度が定常に達するのに約60秒を要した。試験は雨天時にも行われたが、プリクーラを装着していないときには雨の影響は全くなかったが、高湿度や雨によってプリクーラチューブへの着霜速度の増加が見られた。

4. 地上燃焼試験における主な成果

4.1. 全体性能

ATREXエンジンシステムとしては、表2に示されているとおり、プリクーラを装着しない場合においては、性能、機能ともに、ほぼ目標を満足している。プリクーラを装着した場合には、プリクーラチューブへの着霜による、熱的、空力的な抵抗によって、予測値に比べて性能は低くなっている。特に、飛行タイプのコンパクトなプリクーラ（タイプ3）を装着した場合においては、チューブの間隔が狭いために、定常状態を作り出すことはできていない。但し、プリクーラによってエンジンの推力および比推力を増加させることは実証され、チューブ配列を工夫することによって、着霜の影響を減らすことも可能である。また、着霜自体を低減させるための対策（メタノール噴霧）も並行して行っており、およそ60%の着霜軽減が実証されている。

図7にファンの入口温度（FIT）を変化させたときのファン吸い込み空気流量および推力への影響について実験値と計算値を示す。ただし、非エキスパンダサイクル試験の結果なので、タービンへは常温の水素ガスが供給されており、プリクーラによるタービン入口温度の上昇の効果は入っていない。また、各試験ごとの回転数や推力ノズルの面積の違いをなくすために、実験値は計算によって修正している。冷却による空気密度の上昇によって空気流量は増加する。実験値は最低のFITの点を除いて予測値（計算値）とほぼ一致するが、この不一致はプリクーラの濡れによるファン入口における周方向の不均一に起因するものと思われる。推力は空気流量の増加およびファンによる圧力上昇の増加によって飛躍的に上昇する。ファン入口での温度の不均一がなければ、常温から160K（推重比から考えたATREXエンジン地上静止状態での目標値）まで冷却することによって約2.6倍増加する計画である。比推力も熱機関における圧縮過程での中間冷却効果によって向上し、前述の例の場合10,000 N·sec/kgから13,000 N·sec/kgまで増加する。

図8にエキスパンダサイクル時における、ファンおよびタービン入口温度を関数とした推力および比推力のマップを示す。等高線はファン入口回転数を17,500 rpm、ノズル出口直径を370 mmとしたときの計算結果で、各印はこれまでの燃焼実験の履歴を示しそれぞれの熱交換器、プリクーラ、再生冷却型燃焼器の装着については表形式で表している。推力は主にファン入口温度（FIT）によってきまるがこれは同じFITにおいては流量がほぼ等しい

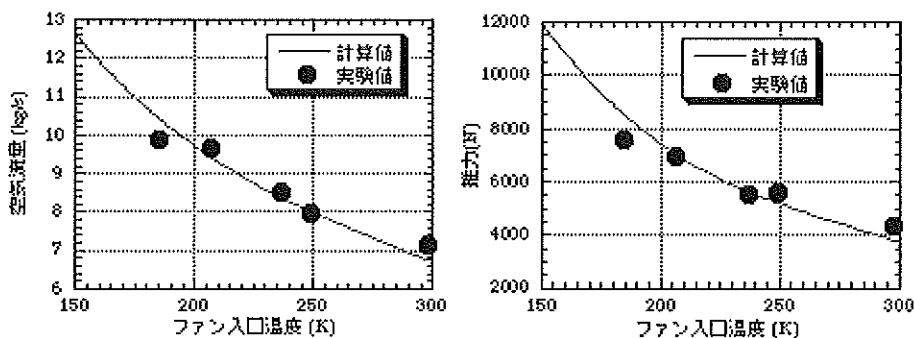


図7 空気予冷却による吸い込み空気流量（図左）および推力（図右）の増加

記号	年度	熱交換器	プリクーラ	燃焼器
■	1991	Type-I	-	-
◇	1992	Type-II	-	-
◊	1992	Type-I×2	-	-
◆	1992	Type-I+Type-II	-	-
○	1995	Type-II	Type-I	-
●	1996	Type-II	Type-II	Type-I

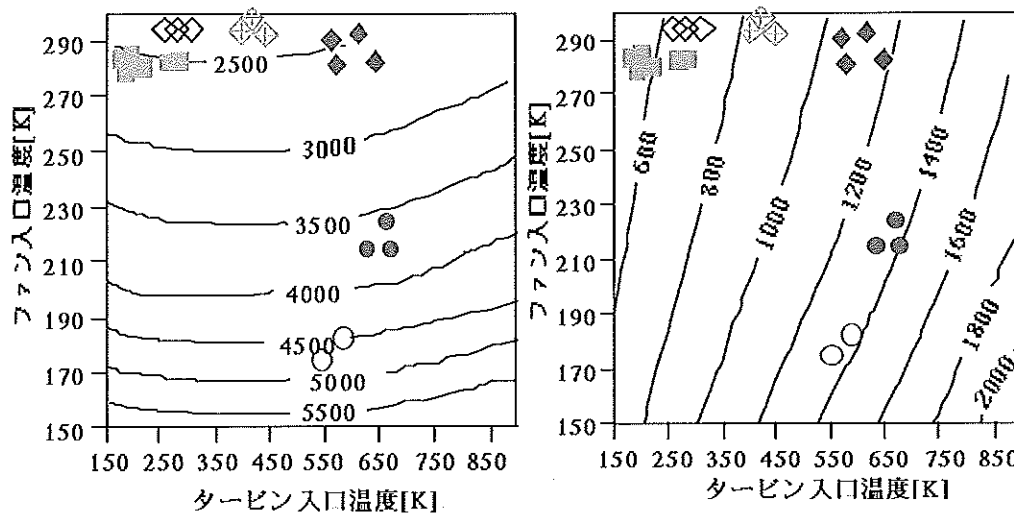


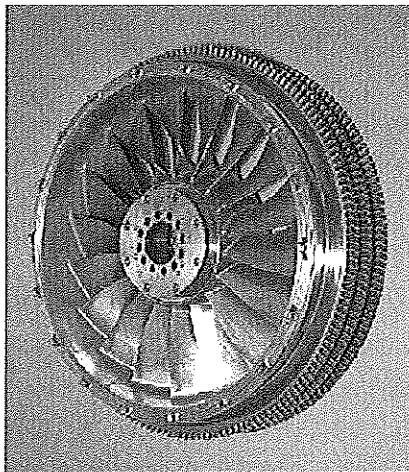
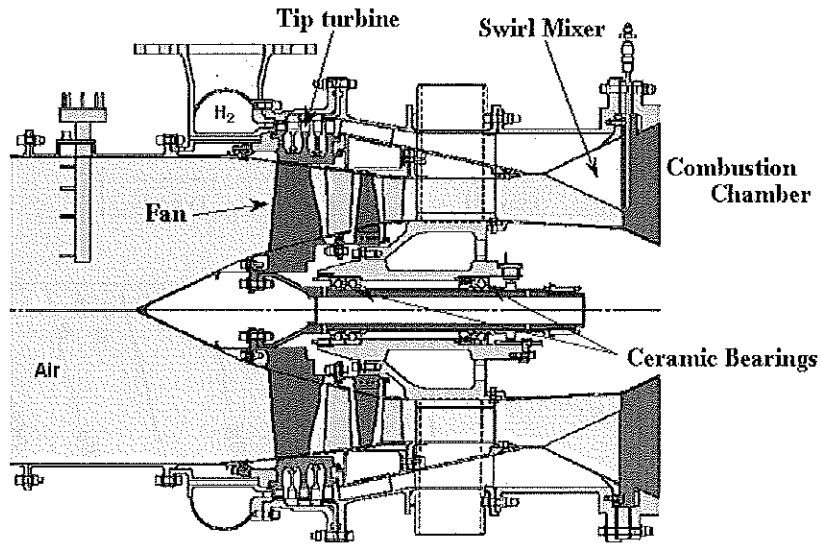
図8 エクスパンダサイクル試験時のエンジン推力 (図左) と比推力 (図右)

からである。タービンの入口温度 (TIT) が高いときに多少推力が上がるのは、TITを上げるために水素流量が減り、当量比が小さくなるために燃焼ガス温度が上昇するためである。一方比推力はFITおよびTITの両方に依存するが、FITの効果は非エクスパンダサイクル実験のところでも述べたとおりであり、TITの効果は水素流量に直接響くことから理解できる。内部熱交換器は1991年より装着され、翌年には二つのタイプの熱交換器を直列につなぐことによって比推力を向上させた。1995年にはタイプ1プリクーラを装着し、(漏洩したセクションの一部を塞いで試験したため、ファン入口温度のディストーションはあったものの)、ファン入口平均温度 (FIT) を175 Kまで下げることで、最大推力を出すことができた。1996年には再生冷却型燃焼器を組み込むことによってタービン入口温度を670 Kまで上げ、それまでの最大比推力である1,450 secを達成した。

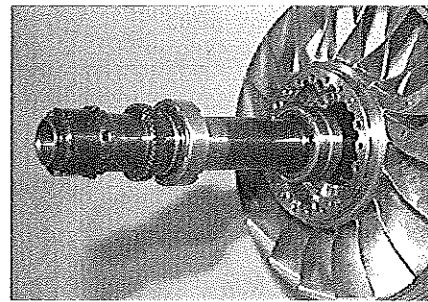
4.2. 要素性能

4.2.1. ターボ機械

図9にターボ部分の断面図および写真を示す。ターボ部は2段の軸流ファンと3段のチップタービンから構成され、ファンの初段はシュラウドがついておりその外側に軸流タービンが組み込まれている。チップタービン形式はタービンの周速度を上げることができるため、タービン部を軽量、コンパクトにできる上、燃焼室の長さを短縮できるという利点を持つ。ファンおよびタービンはそれぞれが一体構造の削り出しで製作されており、振動を抑えるために空気入口側においてピン結合されている。表3にファン、タービンの設計および性能諸元を示す。燃焼実験によってファン、タービンともほぼ設計値を満足することが確認された。ATREX-500用エンジンのターボ部はチタン合金で作られているため、タービンの周速の制限から設計回転数が制限され、また最大タービン入口温度も720 K上限に制限されている。将来チップタービンを炭素/炭素複合材料に置き換えることによってチップタービンの格段の性能向上が期待できるが、次期開発のプロトタイプエンジンにおいては、金属材料でも性能の高い後置タービン形式に変更する予定である。



1段目のファンとチップタービン



セラミックスベアリングとシャフト

図9 エキスパンダサイクル試験時のエンジン推力 (図左) と比推力 (図右)

表3 ファン、タービンの設計諸元と試験結果

	ファン			タービン	
	設計値	ブリーク無 ATREX6-4	ブリーク有 ATREX9-7	設計値	実験値 ATREX9-7
材料	チタン合金(Ti-6246)			チタン合金(Ti-6246)	
外径(mm)	300			396	
回転数(rpm)	17,800	18,500	17300	17,800	17300
圧力比	1.56	1.52	1.4	5.0	4.4
効率(%)	80	73	-	44	51
流量(kg/s)	7.2	6.9	7.24	0.25	0.23

図10に燃焼試験時のファン圧力・流量特性のマップ (P-Qマップ) の時間履歴を示す。プリクーラの有無に拘わらずファンのP-Q特性は計画値とほぼ一致しており、軸振動も問題の無いレベルであった。当初プリクーラを装着したときのファン入口での圧力損失と温度ディストーションが懸念されたが、実際にはファン性能の低下はほとんど見られなかった。タービン効率も図11に示すように設計値を満足し、特にタービン温度が高いときはチップクリアランスが小さくなるため、予測値よりも2~3%効率が上がるケースも見られた。軸受け部には無潤滑、無冷却構造のセラミックベアリングを採用し、全試験を通じて正常に作動した。また、ファンとタービンの流路間はラビリンスシールとシールガス (窒素ガス) で隔てられており問題は見られなかった。

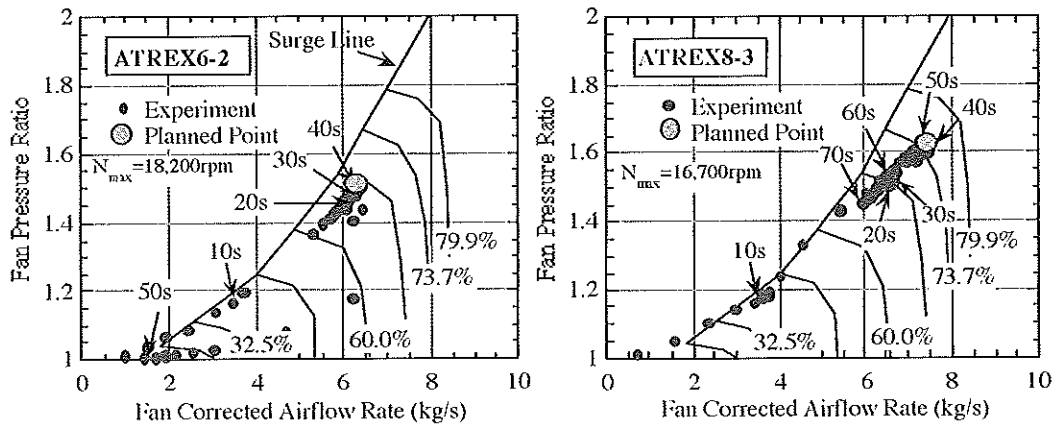


図10 ファンのP-Q特性 (図左がプリクーラ非装着, 右がプリクーラ装着)

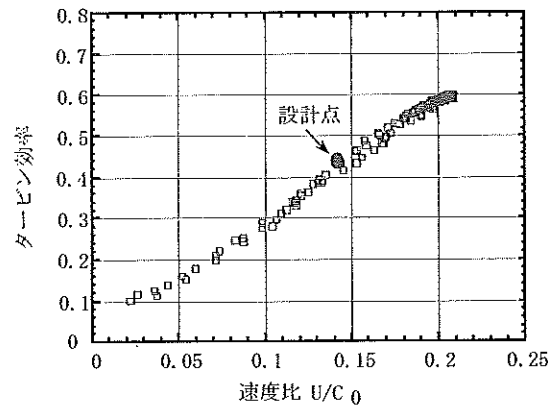


図11 タービン効率

4.2.2. 再生冷却ラム燃焼器 (ミキサー, 点火器)

チップタービン構造の場合、ファンを通過した空気は内周側から、タービンを通過した水素は外周側から燃焼器へ供給される。ATREXエンジンはローブミキサーを採用し、小型の燃焼器試験を繰り返し、改良を重ねてきた (代表的なものを図12および表4に示す)。当初開発された、並行噴射型 (Type-Ia) のミキサーでは中心部に水素ガスが到達せず、垂直噴射型 (Type-IVa) は水素側の圧力損失が大きくなる問題が生じた。1992年には軸方向の長さののびしたType-Ibによって混合度を改善し、さらに1995年には流路に15度のねじりを施して流れに旋回をかけるスワール型ミキサー (Type-SW) を開発した。このミキサーにより燃焼器長を短縮することができる上、着火特性、起動特性が向上し、それまで問題となっていた着火時のバックファイアを防止することができた。このミキサーを用いたときの燃焼効率率は燃焼器長が直径の1.5倍のとき約95%である。後置タービンになると、空気と

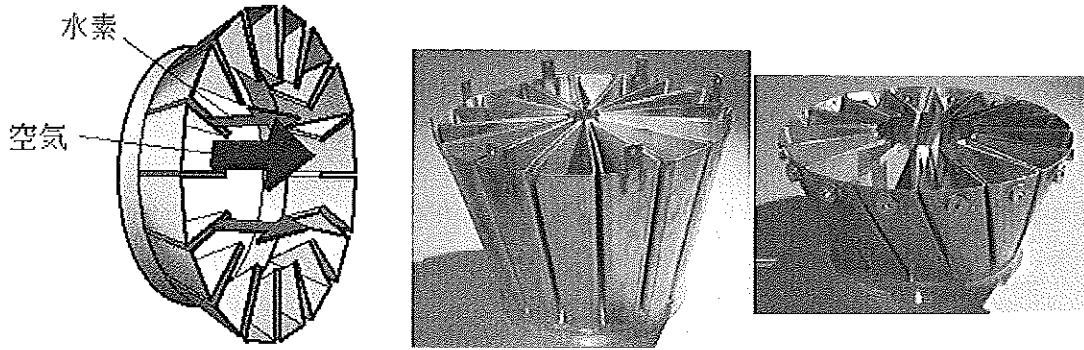


図12 ロープ型ミキサー (左：模式図, 中央：Type-1b, 右：Type-SW)

表4 ロープ型ミキサー設計諸元

	Type-1a	Type-1Va	Type-1b	Type-SW
形式	並行噴射型	垂直噴射型	並行噴射型	スワール型
軸方向長さ, m	0.11	0.11	0.28	0.19
水素側噴射面積, m ²	0.0116	0.0048	0.023	0.0219
空気側噴射面積, m ²	0.0675	0.00675	0.106	0.0889
噴射面積比	5.86	14.1	4.61	4.05
旋回角, deg	0	0	0	15

水素の位置関係が逆転するため、逆転型のミキサーを数種類製作し、2000年に小型燃焼器試験によって確認した。点火器は、常温の水素ガスと酸素ガスを混合して、電気火花点火プラグで着火させるトーチ式点火器（燃焼ガス温度820 K）を用いている。近年においては、白金の触媒反応を利用した点火器（フランスENSMAにより設計）を試作試験し、200℃の主流温度における触媒着火に成功した。

再生冷却型燃焼器の概念図および写真を図13、設計諸元および試験結果を表5に示す。この燃焼器はドイツのダイムラーベンツ社との共同研究によって設計された。4 mm×4 mm（肉厚0.32 mm）の矩形断面を持つインコネル製角チューブを螺旋形に巻いて成形し外側をステンレスの溶射によってカバーしたもので、螺旋の巻き方で形状や内部の流速を変化させることができる。この技術は将来的にはノズル等の複雑な形状に対しても応用可能である。試験の結果構造上の問題はなく、ミキサーの形状に起因した燃焼器の壁面付近の温度低下によって設計値に比

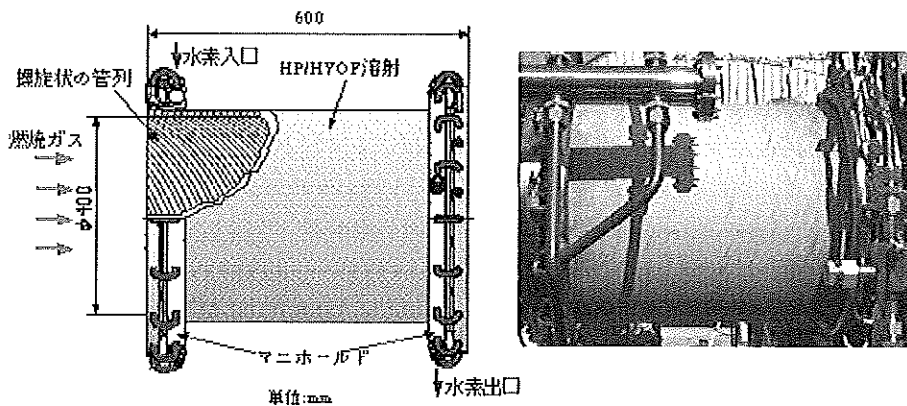


図13 再生冷却型燃焼器

表5 再生冷却型燃焼器諸元

燃焼器	外径	400mm				
	長さ	600mm				
	重量	51.5kg				
	チューブ全表面積	0.754m ²				
チューブ	材質	Inco-600				
	本数	125				
	断面形状	4x4mm角				
	肉厚	0.32mm				
	最大使用圧力	4.0MPa				
	最大壁面温度	900K				
			冷媒側	流量, kg/s	0.08	0.036
				入口温度, K	240	204
				出口温度, K	322	504
				入口圧力, MPa	1.04	0.607
				圧力損失, MPa	-	0.025
			燃焼ガス側	流量, kg/s	10.9	6.6
				温度, K	2370	1800
				熱交換量, kW	676	162

べて少量の水素で壁面を冷却することができた。将来的には、燃焼器の出口水素ガス温度を1,200 Kまで上げることが必要であり、複合材料を導入することを検討している。

4.2.3. 熱交換器

エキスパンダサイクルエンジンにおいて、熱交換器の性能および信頼性の向上は、主要技術課題のひとつである。ATREXエンジン用内部熱交換器としては、これまでに図14および表6に示されるようなシェルアンドチューブ熱交換器でステンレスチューブをニッケル鍍付して渦巻き上に成型したものを試験した。

Type-IIにおいて液体水素は燃焼器壁の外から中心部のマニホールドに入りタービンへと導かれる。熱交換の促進のため細管の入口から全長の1/4の部分にねじり板が挿入されている。Type-IIは熱交換量を増強する目的で平成4年に製作された。この熱交換器は液体水素だけでなく水素ガスを流入することができるため、プリクーラやType-I熱交換器と組み合わせて使用することが可能である。平成10年度に製作されたTYPE-IIIは、チューブがマニホールドフランジの外に出ており、再生冷却型燃焼器の中にチューブが入る形となるため、エンジンの長さを短縮することが可能となる。中心体がありドーナツ状に燃焼ガスが出てくるため外周でガス温度が高く中心部では低く、外周付近で多く熱交換するためにチューブ配置を工夫した。

図15に内部熱交換器(Type-II)と再生冷却型燃焼器の熱交換特性を示す。横軸は流量の0.85乗に対数平均温度差を乗じたもので、縦軸は熱流束をとった。●印はATREX-9の全実験におけるデータで、×印は簡単な乱流熱伝達の式による予測値である。燃焼器内の温度の見積もりによって燃焼ガスの熱伝導係数が大きく変わる上、ミキサー等による燃焼器内の乱れを考慮に入れていないため予測値に比べてわずかに実験値を下回ったが、直線性は良く、予測を立てやすい。一方、再生冷却型燃焼器については、設計値に比べて約半分の水素流量で壁面を冷却できた。これは、設計時に安全側を見て燃焼効率を100%としたこと、内部を流れる水素側の熱伝達を考えると空気に比べて伝熱面積が約4倍であるためフィン付チューブとして計算したことによる。また、ミキサーの構造上、外周部から水素がしみ出てくるため、燃焼当量比の大きいときには、燃焼器の壁面付近に未燃の水素ガスが流れ込み、流れが均一でなくなる。図6に示した出口水素温度の推移を見ても、燃焼器の熱交換は内部熱交換器に比べて非常に緩やかであり、運転条件によって例えば急に空気流量が増えた場合でも熱交換量は急激に変化しない。従って、図15においても非定常性のためデータが直線に乗らない。

表6 内部熱交換器諸元

		TYPE-I	TYPE-II	TYPE-III
熱交換面積	m ²	0.885	1.781	1.82
チューブ外径	mm	5	5/7*	6
チューブ肉厚	mm	0.5	0.3	0.5
チューブ長さ	m	0.82	1.61	1.32
チューブ本数		72	65/58	60
熱交換量**	kW	1050	1500	1500
熱伝達率**	kW/m ² /K	0.60	0.43	0.58

*内側/外側

**代表値(吸い込み空気流量によって異なる)

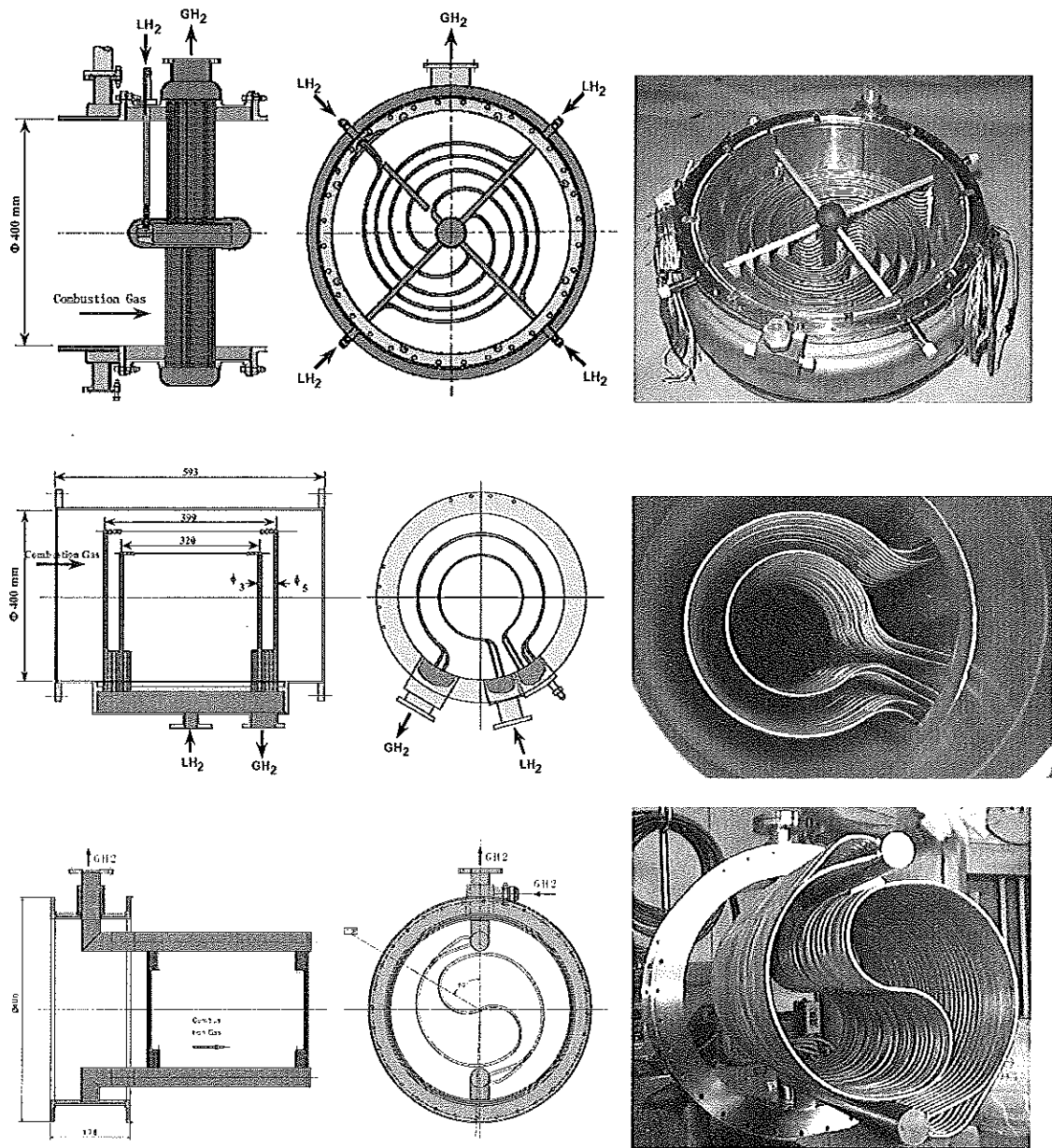


図14 内部熱交換器（上からType-I, Type-II, Type-III）

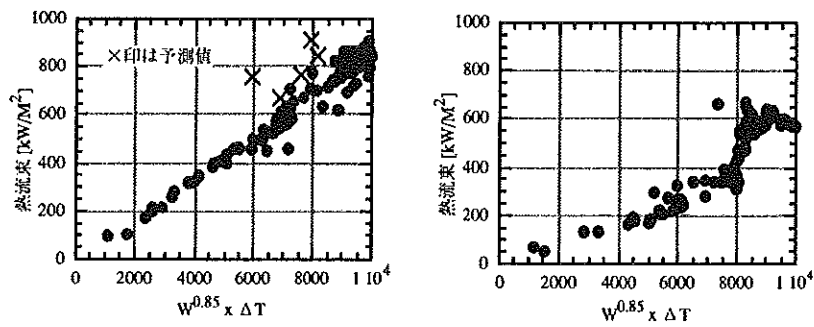


図15 内部熱交換器と再生冷却型燃焼器の熱交換特性

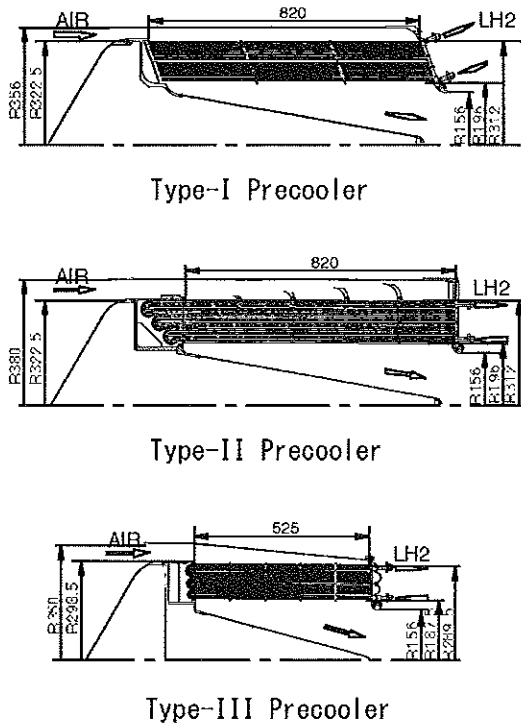
4.2.4. プリクーラ

空気吸い込み式エンジンをTSTOスペースプレーンの初段に適用する場合、上段ロケットの構造重量を考慮すると分離マッハ数はマッハ6以上であることが望ましい。ATREXエンジンでは、液体水素の高い冷却能力を利用したプリクーラ（空気予冷却器）によって、飛行領域の拡大と中間冷却効果によるエンジン推力、比推力の増大を図っている。一方で、プリクーラによるエンジン重量、サイズの増加を極力抑えること、冷却管表面に付着する着霜問題（アイシング）を解決すること、信頼性の向上等の課題がある。世界的に見ても、プリクーラをジェットエンジンで実証した例はなく、新規性の高い要素である。宇宙科学研究所では、1992年よりプリクーラの開発研究を行ってきたが、本論文においては地上燃焼試験におけるプリクーラの試験結果を概説し、詳細については、別の論文（本特集号：「ATREXエンジン用空気予冷却器（プリクーラ）の開発研究」）に示す。

地上燃焼試験で用いたプリクーラは、シェルアンドチューブ型熱交換器で、チューブはステンレス、シェルはアルミニウム合金製である。プリクーラの性能はチューブの外径と配列に依存するが、ATREXエンジンではバラバントタイプを採用し、図16に示すように3種類製作、試験された。1995年に製作したType-Iモデルでは3mmのチューブを用いて空気出口温度を160Kまで下げる計画であったが、内部の空気流れの非一様性から熱交換量が低下し180Kまでにとどまった上、4回の試験後チューブ表面の蟻付け部分に漏洩が生じた。1996年製作のType-IIモデルは性能よりも信頼性を重視し、改良した結果、強度・機能上は満足した結果を得ることができた。1998年には、飛行試験を念頭におき小型軽量化を図ったType-IIIモデルを製作し、試験を行ったが、外周部のチューブ間隔を狭くしすぎたために着霜による流路の閉塞が生じた。

図17に各プリクーラについて、圧力損失係数の時間推移を示す。Type-I、Type-IIIにおいては、プリクーラに液体水素を流さない場合（無冷却時）も流した場合（冷却時）も時間的な変化がほとんどなく、着霜による影響は見られなかった。一方、Type-IIIでは無冷却時には他と同様の圧力損失レベルであったが、冷却時には着霜の影響で損失が増加し、実験開始後60秒でプリクーラによる全圧損失はエンジン入口全圧の15%を越えた。着霜の影響が大きかった原因として、Type-IIIのチューブ配列が密になったことが挙げられる。図18に各試験における空気側の熱交換量を予測計算値と併せて示す。試験値においては、空気中に含まれる水分の潜熱および顕熱を考慮した場合と考慮しない場合を示した。即ち、考慮したものは実際の熱交換量に相当し、考慮しないものは空気の温度低下に相当する。試験時の絶対湿度の低かったType-Iでは両者の差は小さく、湿度の高かったType-IIIでは空気の温度低下は少なかったものの水蒸気を考慮した熱交換量は高くなる。水蒸気の影響を考慮した場合でも実験値は予測値に比べて1～2割低い。この原因として予測計算において考慮されなかった空気の偏流および冷却面上に生成した霜層の熱抵抗の影響が挙げられる。着霜が熱交換性能にもたらす影響としては熱抵抗になること、伝熱面積が増えること、レイノルズ数が増加することがある。空気流量、着霜量等条件が異なるため単純な比較はできないが、Type-IIIは他に比べて高い熱交換特性を示しており、着霜を低減することで高負荷なプリクーラの実現が期待される。

1999年からは、プリクーラの着霜対策を講じた試験を行っている。現在考えている着霜対策として、(1)プリクーラを着霜が問題となる飛行領域（約80秒間、高度4km以下）では使用しない、(2)外周部のチューブ間隔を広げて着霜による全圧損失を抑える等の消極的対策と(3)液体酸素を噴霧して主流を冷却することで主流中の水分をミスト化し着霜を軽減する、(4)アルコール等の凝縮性物質を混入して霜層の密度を上げる等の積極的方法が提案された。(3)の方法は、平成11年10月に地上燃焼試験によって実証試験を行い、約50%全圧損失を削減した。しかし、液体酸素を均一に噴霧するための噴射装置の設計、予冷却方法の改善等残された技術課題がある上、着霜軽減効果を出すためには吸い込み空気量の15%以上の液体酸素が必要であること、さらに安全性の問題のため、実用化は困難である。(4)の方法に関しては、凝縮性物質のなかでもメタノールの着霜低減効果が高いことがわかり、地上燃焼試験の結果、約65%の全圧損失低減効果が見られた。この方法は、必要なメタノール重量が全推進剤の約3%ですむため、実用化が期待できる。図19にプリクーラ外周側における霜層の映像を示す。着霜防止対策を施さない場合には、霜層が冷却管の表面にほぼ一定の速度で堆積し、約50秒ほどで流路を閉



	Type-I	Type-II	Type-III
冷却管			
外径	mm 3	5	2
肉厚	mm 0.15	0.3	0.15
長さ	mm 820	←	525
総本数	6720	3168 *	13464 *
総伝熱面積	m ² 51.9	40.8	44.4
Compactness	m ² /m ³ 338	265	553
冷却剤流路バス数	8	6	6
口ウ付け箇所	13440	3168	13464
熱交換量	kW 1207	1004	1315
ユニット重量	kg 180	272	88

* U字チューブを2本と数える

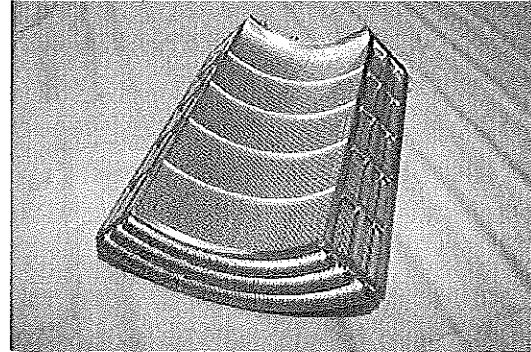


図16 プリクーラ (左:断面図, 右上:設計諸元, 右下: Type-IIIの1/4ユニット)

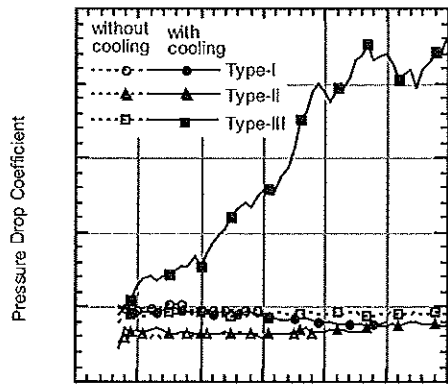


図17 プリクーラによる空気側圧力損失

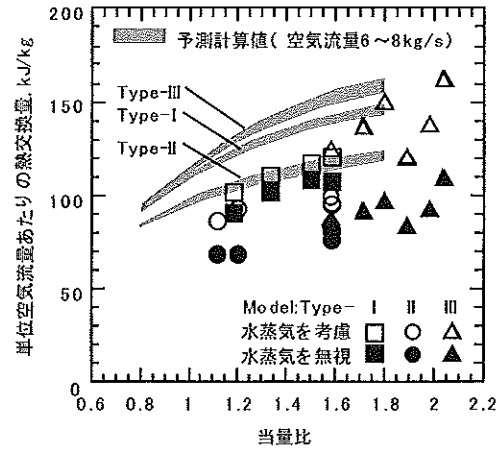


図18 プリクーラの熱交換性能

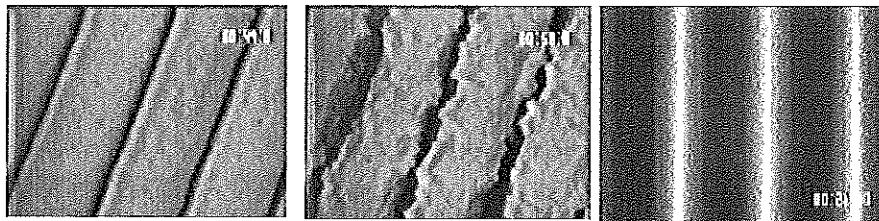


図19 プリクーラチューブ表面の着霜画像 (左:着霜防止装置をつけない場合, 中:液体窒素を噴射した場合, 右:メタノールを噴射した場合)

塞した。液体窒素を噴射すると霜層の厚みは減るが、完全に霜層が除去されずに、堆積と吹き飛びを繰り返す。一方、メタノールを噴射した場合には、外周側のチューブ表面には全く霜層は見られなかった。但し、メタノール自身が、極低温冷媒面で凍り付いてしまうことや、メタノールを均一にプリクーラに散布する方法などの改善が必要である。

5. まとめ

ATREXエンジンの地上燃焼システム試験を実施し、エンジン性能のデータを取得するとともに、以下の知見を得た。

- (1) エキスパンダサイクルATRシステムを実証し、地上静止状態における目標値を達成した。
- (2) チップタービン、プリクーラ、再生冷却型燃焼器等の新しい要素を開発し、機能および性能を確認した。
- (3) 液体水素を燃料とするジェットエンジンの起動方法、運転方法を確立した。
- (4) 空気予冷却によって、エンジン推力および比推力が向上することを実証した。

謝 辞

本地上燃焼試験は、大規模かつ長期間に亘る試験であり、データを取得するために宇宙科学研究所の職員、および協力メーカー等の多数の方々の支援をいただいています。この場をお借りして、感謝の意を表します。

