

# 空気予冷却システム（プリクーラ）の開発研究 （第1報：ATREXエンジン用プリクーラの実証）

佐藤 哲也\*・棚次 亘弘\*・原田 賢哉\*\*・小林 弘明\*

## Development Study of the Pre-Cooling System of ATREX Engine 1st Report : Demonstration of the Precooler for ATREX Engine

By

Tetsuya SATO\*, Nobuhiro TANATSUGU\*, Kenya HARADA\*\* and Hiroaki KOBAYASHI\*

**Abstract :** Here is presented an experimental and analytical study on a precooler for hypersonic air-breathing engines. Precooling of the incoming air breathed by an air-inlet gives extension of the flight envelope and improvement of the thrust and specific impulse. Three precooler models were installed into an air-turbo ramjet engine and tested under the sea level static condition. When the fan inlet temperature was down to 160K, the engine thrust and specific impulse increased by 2.6 and 1.3 times respectively. Parametric studies on the precooler design values and a sizing analysis were also performed. Decrease of tube outer diameter on the precooler is only way to increase heat exchange rates without increase of its weight and pressure loss.

### 1. 序

将来の宇宙活動の発展を支える宇宙輸送機として、コスト、安全性、信頼性、対環境性に優れた完全再使用型輸送システムの検討が世界的に進められている。しかし、多種多様なシステムが検討されている中、近年におけるX-33計画の失敗に至るまで、実用化への見通しは立っていない。このような再使用型宇宙輸送システムに対する要求を満たすためには、飛躍的な機体の軽量化と推進性能の向上が不可欠である。特に推進系に関しては、ロケットエンジンの性能は限界に近い状態まで改善されており、飛躍的な性能の向上は期待できない。そこで、比推力の高い空気吸い込み式エンジンを二段式スペースプレーン（TSTO）に導入することが注目されている。

空気吸い込み式エンジンをTSTOに導入する場合、できる限り初段の飛行マッハ数領域を拡大することが望ましく、地上静止状態からマッハ数5～6までの広範囲での作動が要求される。初段の空気吸い込み式エンジンとして、

---

\*宇宙科学研究所

\*\*航空宇宙技術研究所

エア・ターボ・ラムジェット (ATR)、予冷ターボジェット、ターボラムジェット等のTurbo Based Combined Cycle (TBCC) エンジンが有力であるが、いずれにしても高マッハ数飛行時における空力加熱からのファンの熱防護が問題となる。宇宙科学研究所では、熱防護手段のひとつとして、燃料である液体水素を冷媒とする熱交換器によって流入空気を冷却する空気予冷却方式を提案している。空気予冷却は、エンジンの作動領域を拡大するのみならず、吸い込み空気密度の増加とファンでの圧縮仕事の軽減による、推力、比推力の向上も期待できる。一方で、予冷却器 (プリクーラ) の導入によるエンジン重量の増加、伝熱面への着霜、製作技術課題等の克服すべき問題もある。特に着霜問題は危惧されており、低密度で厚い霜層の生成によって、主流流路の断面積が低下することで圧力損失が増大する上、霜層の熱抵抗によって伝熱性能を大きく低下させる。プリクーラの様な極低温冷却面における着霜に関する研究は極めて少なく、着霜速度および霜層の物性を把握することは重要である。

宇宙科学研究所では、地上静止状態から高度約 30 km、マッハ数 6 までの飛行を目指したエキスパンダサイクル ATR エンジン (ATREX) 用プリクーラの開発研究を進めてきた。1995 年に、要素試験と解析の結果から形状が絞り込まれて実機型プリクーラの初号機が製作、試験された。その後改良を重ねて、現在までに 3 台のプリクーラを試験してきた。本論文では、プリクーラの開発研究と題して、空気予冷却の原理、プリクーラ的设计、開発研究と ATREX エンジンにプリクーラを搭載した実証燃焼試験と各種基礎試験の結果について報告する。

## 記号

$A$ : 伝熱面積

$a$ : チューブ間隔 (流れと垂直方向)

$b$ : チューブ間隔 (流れ方向)

$C_f$ : 圧力損失係数

$d$ : チューブ外径

$h$ : 総括熱伝達係数

$h_s$ : 主流の熱伝達係数

$m_a$ : 空気流量

$N$ : 主流方向の管列数

$(NTU)_a$ : 熱移動単位数

$N_u$ : ヌセルト数

$S$ : 流路面積

$T$ : 静温度

$u$ : 主流流速

$w$ : 主流流量

$\Delta P$ : 空気側全圧損失

$\Delta t$ : 対数平均温度差

$\phi$ : 当量比

$\rho$ : 主流密度

$\tau$ : 温度比

$\Psi$ : チューブと主流のなす角度 (ヨー角)

$\eta_{th}$ : 熱効率

添字

$B$ : 燃焼器

$I$ : エアインテーク

F: ファン、圧縮機

PC: プリクーラ

ref: Type-IIIモデルにおける基準値

w: 冷却面

## 2. 空気予冷却の原理

ジェットエンジンの基本サイクルであるブレイトンサイクルエンジン（図1）では、空気を圧縮するために必要な仕事が空気密度に反比例するため、予冷却によって密度を増加させることで圧縮仕事を低減することができる。特に、液体水素を燃料とするエンジンでは、液体水素の低温度、高熱容量という冷却剤としての優れた性質によって、空気の大幅な冷却・高密度化が可能である。この液体水素と空気との熱交換を行う装置を空気予冷却器またはプリクーラと呼ぶ。

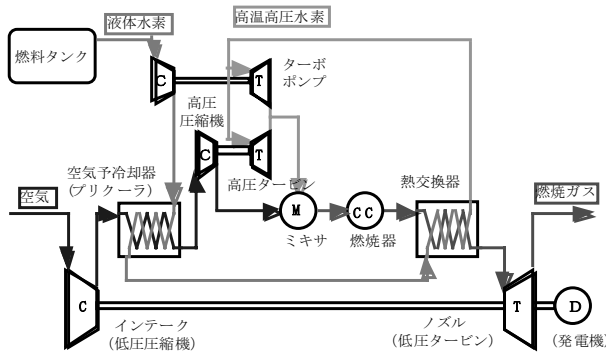


図1 ブレイトンサイクルの一例

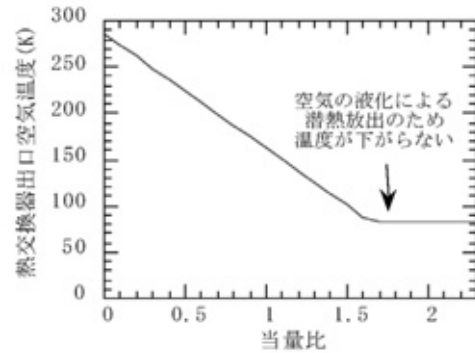


図2 液体水素の冷却能力

まず、液体水素によって原理的に（熱交換器が無限に大きいと仮定して）冷却可能な空気温度を考える。図2に示されるように、水素流量を増やすにつれ当量比が増大し、空気温度を低下させることができるが、空気の液化による潜熱の発生が原因で当量比1.7の点に限界がある。無論、空気を完全に液化すれば圧縮仕事を激減させることができるが、それには大量な水素が必要となる。熱効率の面からは当量比1付近が望ましく、このとき空気は160 Kまで冷却され密度が約2倍になるため圧縮仕事を半分程度に抑えることができる。

次に、予冷却の効果を示すために、サイクル解析を行った。予冷却ブレイトンサイクル（0 1 1' 2' 3' 4' 5' 6' 7' 0）と非予冷却サイクル（0 1 2 3 4 5 6 7 0）のTS線図を図3に示す。本解析では、簡単化のために以下の仮定を設けた。両サイクル間で空気と水素の当量比は同じとする。エアインテークで減速、圧縮された後、エンジン内部では静温は全温に等しく、また、空気と燃焼ガスの定圧比熱は等しいとする。ファンによって流体に与えられる仕事は、両サイクルで等しいとする。

予冷却サイクルではファン入口での空気密度が上がるため、非予冷却サイクルに比べて同じ大きさの圧縮機仕事で、より高い燃焼室圧力を達成できる。それぞれのサイクルの熱効率を  $\eta_{th}$ 、 $\eta'_{th}$  とするとその比は次式（1）のように示される。

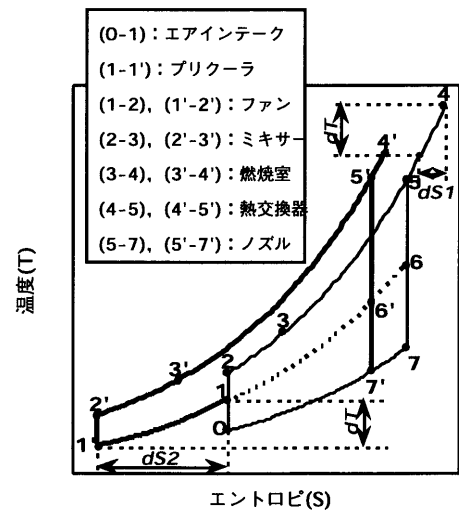


図3 空気予冷却ブレイトンサイクル

$$\frac{\eta'_{th}}{\eta_{th}} = 1 + \frac{\left(\frac{\tau_B/\tau_I + 1}{\tau_B + 1}\right)}{\left(\tau_F/\tau_{PC} - 1\right)} \quad (1)$$

但し,  $\tau_B \equiv (T_4 - T_3)/T_0 = (T_4 - T_3)/T_0$ ,  $\tau_I \equiv T_1/T_0$ ,  $\tau_F \equiv T_2/T_1$ ,  $\tau_{PC} \equiv (T_1 - T_V)/T_1$

右辺第2項は正の値であるから(負の値になる条件は $T_2 < T_1$ となりありえない), 空気予冷却によって熱効率は増加する. また,  $\tau_{PC}$ が大きくなる程(予冷却によって温度が下がるほど)熱効率は増加する. 先に述べたように, 原理的には多量の液体水素によって, 空気の液化温度まで冷却することができるが, エンジンの熱効率の面からは燃焼当量比1付近が望ましく, 空気は約160Kまで冷却される. また, 式(1)よりインテークによる全温の上昇( $\tau_I$ ), 圧縮機の全温比( $\tau_F$ )が小さいほど予冷却による熱効率の増加が大きくなり, 低速飛行時に圧縮機段数の少ないエンジンにおいて予冷却が有利であることを示している.

### 3. ATREXエンジン用プリクーラの開発研究

本章ではATREXエンジン用プリクーラの開発研究の概要について述べる. ATREXエンジンは将来の完全再利用型2段式宇宙往還機(TSTO)の1段目の推進系として候補に挙げられており, 離陸から高度30km, マッハ数6までを単一のエンジンで飛行する. 図4にATREXエンジンのフロー図を示す. タンクから供給された液体水素はプリクーラ, 燃焼室壁面, 内部熱交換器を通過することによって再生加熱され, そのエネルギーでファンの外周部に一体となったチップタービンを回す. 空気は低速時にはファンによって, 高速時にはラム圧縮によってエアインテークより取り込まれる. エアインテークを通過した空気はプリクーラで冷却される. プリクーラを出た空気はファンで圧縮された後, ロープミキサーを通過してタービンを回した水素と混合する. ノズルとしては, 高度補償型のプラグノズルが検討されている. プリクーラには, 高熱交換性能, 低圧力損失, 小型軽量, 高信頼性といった要求が課せられており, 解析, 要素試験, システム実証試験によって, 開発研究を進めてきた. 予冷却によるプリクーラ出口温度の目標値として, 当初計画においては, 地上静止状態のエンジン推重比最適化の観点から160Kを目標としていた[1]が, 現在ではTSTOシステム全体の最適化検討によって180~190Kに変更された.

これまでに進めてきたATREXエンジン用プリクーラの開発研究履歴を表1に示す. 1992年度から1994年度まで, 熱流体的な基礎データを取得するために小型要素試験モデルを用いた一連の基礎試験を行った. 主流は常温から900℃までの乾燥空気, 冷媒は液体水素並びに液体窒素が用いられた. この試験によって, 各種形態(円管群, 楕円管群, フィン付円管群, フィン付楕円管群等)に関して, プリクーラの伝熱特性, 空気側および冷媒側の圧力損失特性を把握した. また, 基礎試験と並行して, 実機型プリクーラ形状の絞り込みを行った. 数種類の形態を比較した結果, エアインテークとのマッチングの良さ, 伝熱性能が高く圧力損失が低いこと, 製作が比較的容易である等の理由より現在のパラバンタイプ(ロシア語で太鼓を意味する: 図7)が, 選定された[1]. 1995年度に

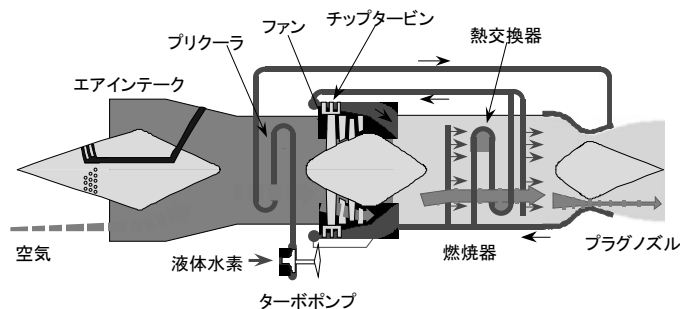


図4 ATREXエンジンフロー図

は、基礎試験と解析の結果を受けて、実機型プリクーラー号機（Type-Iモデル）が、設計・製作された。これは、シェルチューブ型熱交換器で、シェル内を空気が、冷却管内を液体水素が流れる構造となっている。このプリクーラーをATREXエンジンに搭載し燃焼試験を行った結果、エンジン性能を向上させることができたが、数回の試験の後、蟻付け部から少量の水素の漏れが検出されるという不具合が発生した。そこで、1996年度には、信頼性の向上を重視したType-IIモデルを製作、試験した。信頼性を向上させるため、伝熱管の径と肉厚を大きくし構造強度を上げるとともに、U字型のチューブを用いて蟻付け箇所を半分に減らす対策がとられた。Type-IIプリクーラーを組み込んだ試験は7回行われ、構造上の不具合なく性能を取得することができた。1997年度からは、将来の飛翔試験を見据えて、小型軽量化を念頭に置いたType-IIIの設計を開始した。このモデルでは、外径2mmの冷却管をできるだけ緻密に配列することで、Type-Iに比べて、体積で64%の小型化、重量で47%の軽量化を達成した。しかしながら、冷却管の間隔が小さくなったことによって、着霜によるプリクーラーの閉塞問題が生じた。近年において、着霜に対する防止策を重点的に研究しており、主流に液体酸素等の冷媒を混入する方法や凝縮性ガスであるメタノールを混入する方法等を提案し、要素試験や地上システム燃焼試験によって、実証している。システム試験の結果として、液体酸素を混入する方法で約40%、メタノールを混入する方法で約60%、着霜による主流空気の全圧損失が低減された。メタノールを混入する方法に関しては現在も研究を続けており、実用化が期待されている。次章以降に、研究結果の概要を示す。

表1 ATREXエンジン用プリクーラーの開発履歴

	1992年～1994年	1995年	1996年	1997年	1998年	1999年	2000年	2001年	2002年
小型モデルを用いた基礎実験	窒素冷媒を用いた熱交換器実験 (空気温度:室温～900℃)			プリクーラーの着霜に関する基礎実験					
ATREXシステム試験用プリクーラーの開発 (内はチューブ外径)	エアインテークとのマッチングを考慮したプリクーラーの設計	Type-Iモデル (φ3)	Type-IIモデル (φ5)		Type-IIIモデル (φ2)	Type-IIIモデル+着霜防止機構		Type-IIIモデル+着霜防止機構(メタノール)	
ATREXエンジン地上燃焼試験	ATREX-5,6 (プリクーラ無)	ATREX-7,8	ATREX-9		ATREX-10	ATREX-11		ATREX-12	ATREX-13

## 4. プリクーラーの設計

### 4.1. プリクーラーの設計パラメタによる感度解析

極超音速飛行エンジン用のプリクーラーには、高熱交換性能、低圧力損失、小型軽量、高信頼性が要求されるが、これらの相反する要求を満たす解を見つけるために、図5に示す設計パラメタが(A)熱移動単位数および空気流量当たりの伝熱面積および(B)熱移動単位数当たりの主流圧力損失に与える影響を調べた。パラメタとしては、チューブ径、チューブ間隔、単位空気流量あたりの流路面積、主流とチューブのなす角度を選んだ。単位流量あたりの熱交換量が等しいとき、必要な伝熱面積はプリクーラーの総括熱伝達係数(h)に反比例する。ここでは冷却剤および伝熱管の熱抵抗は相対的に小さいためこれを無視し、総括熱伝達係数を主流空気の熱伝達係数によって求めた。(A)熱移動単位数および空気流量当たりの伝熱面積

熱移動単位数および空気流量当たりの伝熱面積は、の定義より、

$$\frac{A}{\dot{m}_a(NTU)_a} = \frac{Cp_a}{h} \quad (2)$$

冷却剤側および伝熱管の熱抵抗は小さいとしてこれを無視し、総括熱伝達係数を空気側熱伝達率によって与える。すなわち、

$$h \approx h_a = \frac{\lambda}{d} Nu_a(Re_a, Pr, a, b, \psi) \quad (3)$$

Zukauskasら [2] によれば、Nusselt数にはにおいて次式で与えられる。

$$Nu_d = 0.27 Re_d^{0.63} Pr^{0.36} C_1(\psi) \tag{4}$$

$$C_1(\psi) = 1.162 \exp(-0.27\psi^{-1.3}) \tag{5}$$

ただし、Reynolds数は管の間における平均流速を用いて定義される。すなわち、

$$Re_d \equiv \frac{\rho u d}{\mu} = \frac{d}{\mu(S/\dot{m}_a)(1-a^{-1})} \tag{6}$$

以上より、次式

$$\frac{A}{\dot{m}_a (NTU)_a} = \frac{Pr^{1-n} d^{1-m} (S/\dot{m}_a)^m (1-a^{-1})^m}{c \mu^{1-m} d^m C_1(\psi)} \tag{7}$$

を得る。

(B) 熱移動単位数当たりの主流圧力損失

主流圧力損失は次式で表される。

$$\Delta p_a = N C_f \frac{\rho u^2}{2} \tag{8}$$

Zukauskasら [3] によれば圧力損失係数はにおいて次式で与えられる。

$$C_f = 0.33 (a-1)^{-0.70} (1-b^{-1})^{0.40} C_2(\psi) \tag{9}$$

$$C_2(\psi) = 1.356 \exp(-0.60\psi^{-1.5}) \tag{10}$$

ただし、Reynolds数は式(6)による。また、 $N$ は主流方向の管列数であり、伝熱面積との関係より

$$N = \frac{a A}{\pi S} = \frac{a (NTU)_a C_p a}{\pi (S/\dot{m}_a) h} \tag{11}$$

総括伝熱係数を式(3)で与えれば、熱移動単位数当たりの主流圧力損失について次式

$$\frac{\Delta p_a}{(NTU)_a} = \frac{0.19 Pr^{0.64} d^{0.37} a (1-b^{-1})^{0.40} C_2(\psi)}{\rho \mu^{0.37} (S/\dot{m}_a)^{2.37} (1-a^{-1})^{2.07} C_1(\psi)} \tag{12}$$

を得る。

図6に解析結果を示す。中央の点が基準としたモデルで、そこから各パラメータを変化させ、「熱移動単位数および空気流量当たりの伝熱面積」および「熱移動単位数当たりの主流圧力損失」への影響を求めた。本図において左

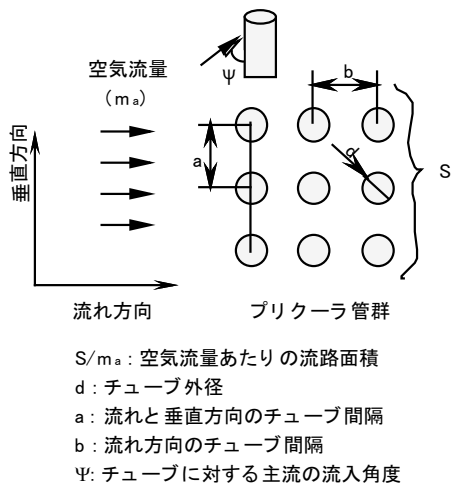


図5 プリクーラ設計パラメータ

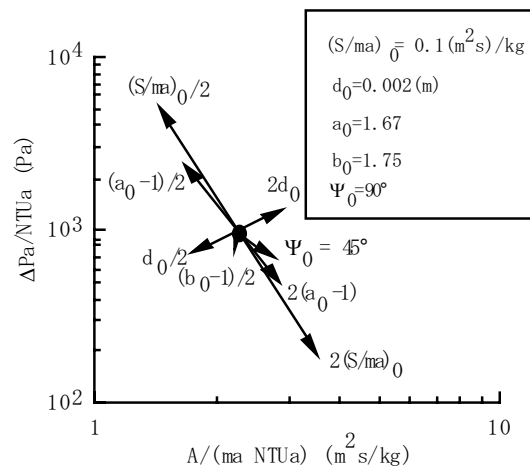


図6 設計パラメータの感度解析結果

に向かう方向は伝熱面積を小さくできるため軽量化に繋がり、下に向かう方向は空気側の圧力損失を軽減できるためエンジン性能の向上に繋がる。殆どのパラメタに関して、軽量化に伴い圧力損失の増大が生じるが、唯一チューブ外径 $d$ を小さくすることのみが双方を満足することがわかる。例えば、チューブ外径を現在の $1/2$ にすると、必要な熱交換面積と全圧損失は双方とも約75%になる。但し、チューブ外径を小さくすることはチューブの本数とそれに伴う蟻付け箇所の増加に繋がり、製作面では困難になる。また、主流空気流路面積の増大、主流と垂直方向の伝熱管ピッチの増大、またはチューブ迎角の設定はいずれも主流圧力損失の低減につながるが、一方で重量の増大を招くため、トレードオフが必要になることがわかる。現在採用しているパラバン型プリクーラは、プリンタイプと比べて流路面積 ( $S/m_d$ ) を大きくとれるため、同じ熱交換量で圧力損失が小さいことが特長である(図7参照)。

#### 4.2. プリクーラのサイジングについて

宇宙輸送機用空気吸い込み式エンジンは、地上静止状態から高マッハ数までの広い作動領域を持っており、プリクーラへの要求も飛行速度に応じて変化する。即ち、低速領域においてはファン入口面積あたりの推力を増加させることであり、高速領域においては空力加熱からファンを保護することである。図8に地上静止状態においてATREXエンジンプリクーラのサイズ（伝熱面積）がプリクーラ出口の主流空気温度に及ぼす影響を示す。ここでは、空気の流れ方向にプリクーラの長さを変化させることによって伝熱面積を増やした場合を検討し、熱交換面積 ( $A$ ) を基準となる実機モデル (Type-III) の値 ( $A_{ref}$ ) で無次元化している。当量比  $\phi = 1.0$  のとき、基準モデル ( $A/A_{ref} = 1$ ) では190 Kまで空気温度を下げることができるが、これをさらに180 Kまで下げようとする熱交換面積を2倍にするか当量比を1.3まで上げなければならない。すなわち、ある程度以上伝熱面積を増やしても、熱交換量がほとんど変わらなくなる。図9に飛行マッハ数が6のときの結果を示す。マッハ数が高い場合には、ATREXエンジンではチタン合金製のファンを使っているためファン出口温度を720 K以下に抑える必要がある。基準モデル ( $A/A_{ref} = 1$ ) では当量比  $\phi = 1.9$  が要求されるが、熱交換面積を2倍にしても高々  $\phi = 1.5$  に減る程度である。逆に、面積を0.7倍に小さくすると多量の水素 ( $\phi = 3.9$ ) が必要となり、比推力の大幅な低下に繋がる。図10にプリクーラのサイズをパラメタにとり、各飛行マッハ数におけるエンジン比推力の変化を示す。図中、 $A/A_{ref} = 1$  が基準モデル (Type-III) で、0.5～2.0倍に熱交換面積を変化させた。熱交換面積を大きくすると、マッハ数4以下の領域では予冷却によって比推力が増加するが、マッハ数5以上ではプリクーラ自身を冷却するために余分な液体水素が使われるために、比推力が低下する。一方、熱交換面積を小さくすると低マッハ数領域における推力、比推力は下がるが重量は軽減できる。また、高マッハ数領域においては、 $A/A_{ref} = 0.75$  までは比推力は増加するが、 $A/A_{ref} = 0.50$  まで小さくするとファン入口温度を下げるために多量の液体水素を必要とし、比推力が大幅に低下する。以上の解析結果を用いて、プリクーラを除いたエンジンの重量を固定したときに、エンジンの推重比が最も大きくなる様に現在のプリクーラサイズが選定された。プリクーラ設計の際には、熱交換量と重量のトレードオフが重要であり、特に高マッハ数で飛行する際には、熱交換量が設計点からずれた場合のエンジンを十分考慮して設計しなければならない。

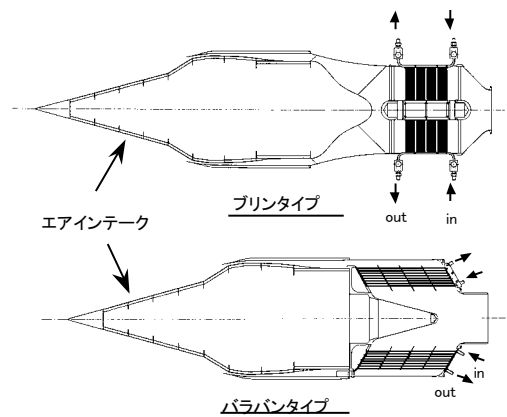


図7 プリクーラ概念図

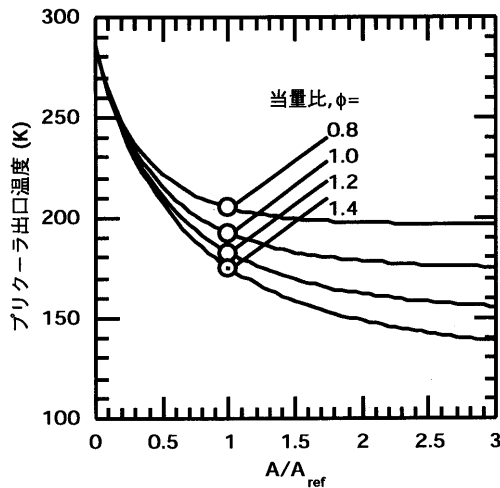


図8 伝熱面積が出口温度に与える影響 (地上静止状態)

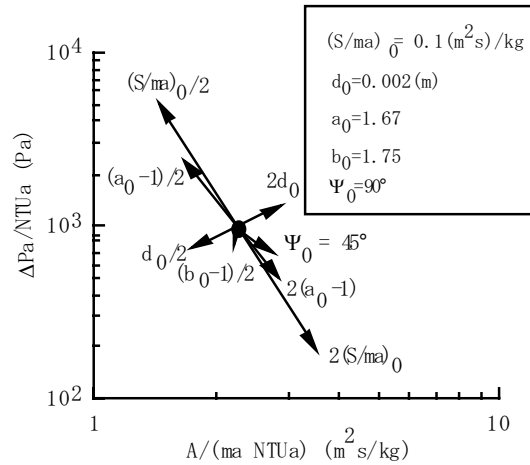


図9 伝熱面積が出口温度に与える影響 (マッハ数 6)

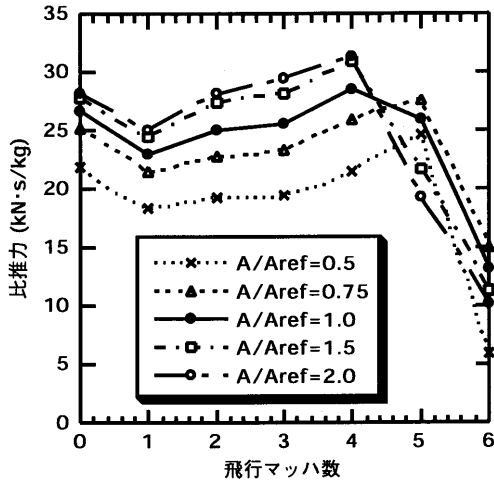


図10 プリクーラサイズのエンジン比推力への影響

### 4.3. 主流圧力損失について

本研究において設計・製作したプリクーラは、空気流路面積を大きくとって伝熱性能あたりの主流圧力損失を小さくするという設計方針から、図7に示すようなパラバンタイプが選択された。このような複雑な空気流路における圧力損失を経験式より推算することは難しいため、シェル内の流れ場を非圧縮性粘性軸対称流として数値的に計算した。ただし、空気温度は常温で一様一定とし、熱計算は行っていない。また、乱流モデルには標準の $k-\epsilon$ モデルを用い、管群の影響は、管群を過ぎる一様な流れの全圧損失を表す経験式をもとに、運動方程式中の外力項および乱流エネルギー/粘性散逸率の生成項として考慮した。

解析結果の一例 (Type-I) を図11に示す。プリクーラ入口 (管群の上流) 部分における流路の急拡大にともなって大きな全圧損失が生じている様子がわかる。また、慣性によって流れは後方の流路に、また流路内においても後方に偏っている。このような偏流は過大な圧力損失を招くのみならず、伝熱性能の低下にもつながるために、入口部分の流路面積を大きくすること、ガイドベーンを設けること等の対策が必要である。

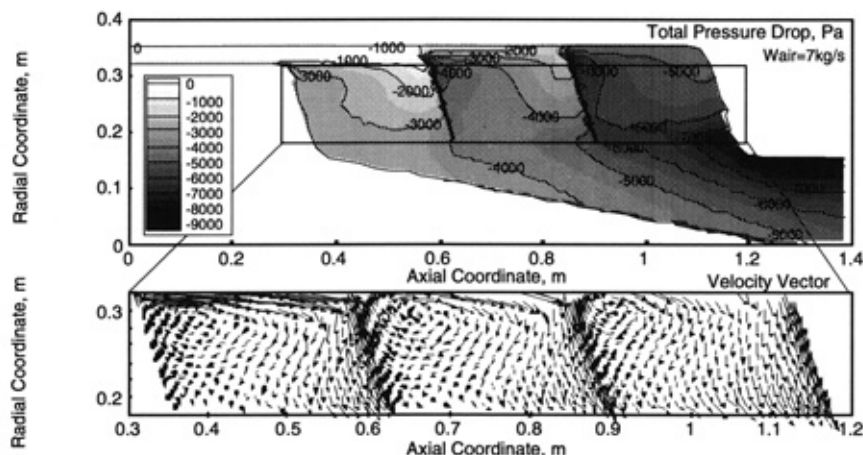


図11 予冷却器内の流れ場（主流空気流量：7 (kg/s)  
上：全圧損失/下：流速

4.4. 冷却剤圧力損失について

冷却剤の圧力損失は、次の点でエンジン性能に不利に影響する。

- (1) 冷却剤を加圧するためのポンプ仕事の増大
- (2) 冷却剤入口圧力の増加に伴う冷却剤流路（伝熱管，マニホールド等）構造重量の増大

冷却剤の圧力損失を低減するためには、伝熱管の何列かを並列に接続すればよい。しかし、過度に伝熱管の長さを減らして並列に接続する本数を増やすと、マニホールド重量の増大や、蟻付け、曲げなどの加工箇所の増加に伴うコストの増大、信頼性の低下等の問題が生じる。また、伝熱管の長さが熱交換器全体の形状に依存するために、これを任意に設定できない場合もある。図12は、基準運転条件（空気流量9 kg/s, 冷却剤水素流量0.35 kg/s）時に1 MWの熱交換量を得るための伝熱面積と（ただし空気流路面積が0.5 m<sup>2</sup>の場合）、その際に冷却剤圧力損失を1 MPaに抑えるための冷却管の最大長さおよび並列に接続する本数を、冷却管径に対して示したものである。管径が小さくなるほど冷却剤圧力損失の制限からその長さを短くしなければならず、従ってより多くの管を並行に接続しなければならない。主流圧力損失および熱交換器重量を低減するためには管径を小さくすることが望ましいが（4.1節参照）、上記の結果と現在の製作技術等を勘案すると、管径1mmは難しく、2mm程度が妥当であると思われる。

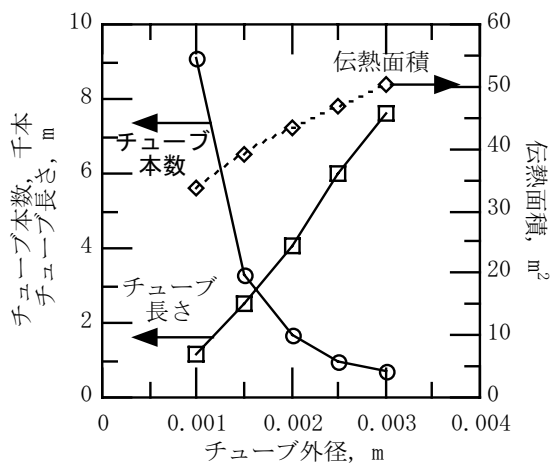


図12 プリクーラの伝熱面積，冷却管長さ及び本数の関係（熱交換料1MW，冷却剤圧力損失1Mpa）

### 5. エンジンシステム燃焼試験によるプリクーラの実証

#### 5.1. 地上燃焼試験用プリクーラの試作

プリクーラの開発、実証を目的として、サブスケールエンジンの地上燃焼試験を行った。供試体であるATREX-500エンジンは、ファン直径30cm、推力500kgf級のエキスパンダサイクルATRエンジン（図13）で、ランタンクからの加圧供給方式でプリクーラに圧力4MPaの液体水素を供給している。液体水素は、プリクーラ、内部熱交換器、再生冷却型燃焼器によって再生加熱され、そのエネルギーでファンの外周に配置されたチップタービンを駆動する。過去にプリクーラを装着しない状態での燃焼試験が行われ、設計値を満足していることを確認した。詳細は、「ATREXエンジン燃焼試験による地上システム実証」（本論文集）を参照のこと。

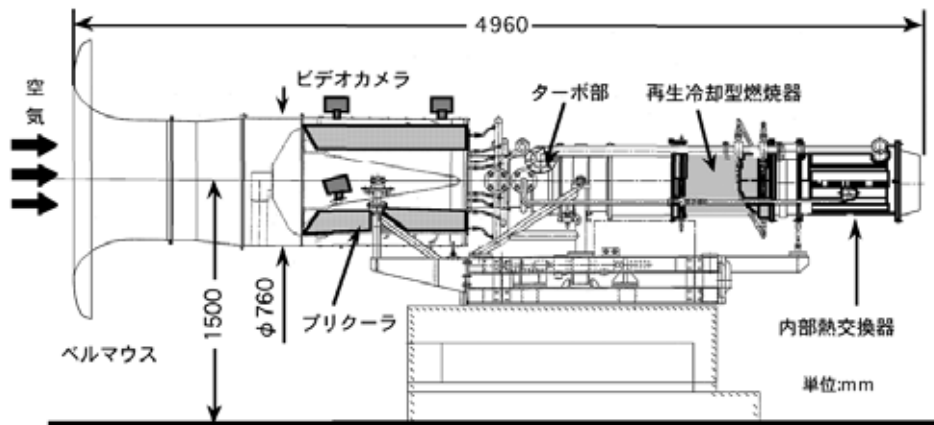
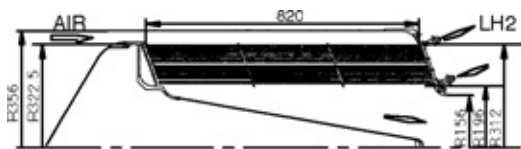
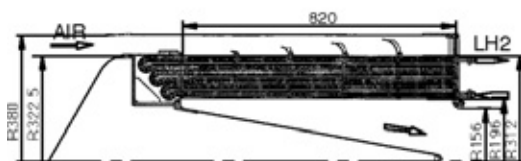


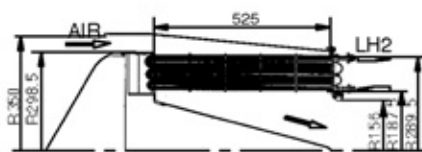
図13 ATREX-500 エンジン外観図



Type-I Precooler



Type-II Precooler



Type-III Precooler

		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 <sup>2</sup>	51.9	40.8	44.4
Compactness	m <sup>2</sup> /m <sup>3</sup>	338	265	553
冷却剤流路バス数		8	6	6
ロウ付け箇所		13440	3168	13464
熱交換量	kW	1207	1004	1315
ユニット重量	kg	180	272	86

\* U字チューブを2本と数える

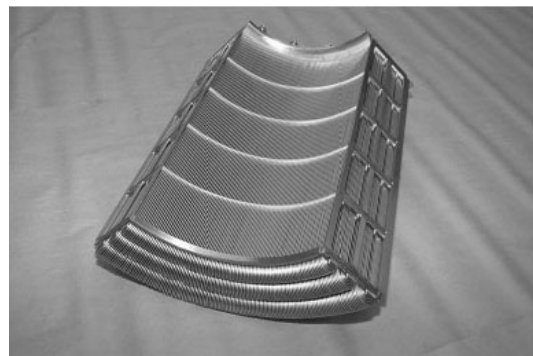


図14 プリクーラ（左：断面図，右上：設計諸元，右下：Type-IIIの1/4ユニット）

第3章で示したように、これまでにType-I~Type-IIIまでの3基のプリクーラが設計、試作された。断面図、設計諸元およびType-IIIのチューブユニットの写真を図14に示す。プリクーラの形態については、円錐型、螺旋型、Baraban型（ドラム型）の3形態を候補として、性能面および製作面から多角的な比較検討を行った。その結果、蝟付個数、チューブの加工性等から製作の容易な点と同じ熱交換量で圧力損失が小さいという性能面から見て優れているBaraban型を選定した。製作面、性能面から順に改良を重ね、Type-IIIは、飛翔試験を念頭に置き、軽量化を最重要課題として設計・製作された。プリクーラの形態については、上述のサイジング検討、概念設計手法に基づき、製作面から妥当であると考えられた外径2mmの冷却管を用いて、これをできる限り密に配列することで対処した。本プリクーラはシェルチューブ型熱交換器で、シェル内を空気が、冷却管内を冷却剤が流れる構造となっている。管群は半径方向に6パスより構成されており、冷却剤は内側のパスから入り外側のパスへ順次向きを変えながら流れる（向流型）。チューブユニットは、製作を容易にするために写真の様に4分割構造となっている。材料には、液体水素と接触する冷却管およびマニホールドはステンレス（SUS316L）を、その他については重量を低減するためにアルミニウム（A2024P）を用いた。蝟材にはニッケル蝟（AMS4778）を用いた。

## 5.2. 試験結果

### 5.2.1. 空気予冷却によるエンジン性能の向上

試験結果の概要を表2に示す。試験は、それぞれのプリクーラを装着した状態で5~7回ずつ行われ、本表中では代表データのみを示した。また、Type-IIIプリクーラにおいては着霜が問題となり、対策として液体窒素やメタノールを噴霧する処置を行ったので、そのデータも併記する。本論文では、着霜対策を講じない場合の結果について説明し、着霜対策に関しては本論文集に掲載の第2報で説明する。推力ノズルのスロート径、回転数、タービン入口温度等の条件が異なるため、エンジンの性能を直接比較することはできないが、Type-Iプリクーラを装着した試験ではノズル径が大きく回転数が低いにも関わらず大きな推力が得られた。また、Type-IIIプリクーラを装着した試験においては、定常状態がえられなかったため、実験開始後40秒から60秒の平均値で評価している。

図15および図16にファン入口温度（プリクーラ空気側出口温度）を変化させたときのエンジン推力への影響

表2 ATREXシステム燃焼試験結果概要

試験記号	ATREX6-4	ATREX8-4	ATREX9-7	ATREX10-2*	ATREX11-4*	ATREX13-5*
試験日	1992.11.2	1995.11.22	1996.11.5	1998.9.17	1999.11.2	2002.9.30
プリクーラ形態	無	Type-I	Type-II	Type-III	Type-III	Type-III
着霜対策	-	無	無	無	LN2噴霧	メタノール噴霧
噴射量, kg/s	-	-	-	-	2.09	0.017
ノズル径, mm	330	370	370	370	370	370
ファン回転数, rpm	18,300	16,000	17,300	17,700	17,400	17,400
推力, N	4,110	4,960	3,160	2,760	4,320	3,110
比推力, N·sec/kg	13,600	14,200	13,900	10,700	12,800	12,100
PC冷媒流量, kg/s	-	0.372	0.227	0.274	0.338	0.258
冷媒入口温度, K	-	31	34	39	39	39
冷媒出口温度, K	-	196	194	228	197	271
空気流量, kg/s	6.74	8.28	6.50	5.05	7.58	6.12
空気側入口温度, K	284	283	285	294	265	298
空気側出口温度, K	-	176	227	206	179	196
空気側全圧回復率	-	0.935	0.965	0.875	0.902	0.934
圧力損失係数	-	37.9	42.7	175.0	67.9	63.2
冷媒側熱交換量, kW	-	1,004	595	824	852	953
空気側熱交換量, kW	-	951	531	449	658	624
空気側熱交換量/水素側熱交換量	-	0.947	0.892	0.545	0.772	0.654

\*40秒から60秒の平均値

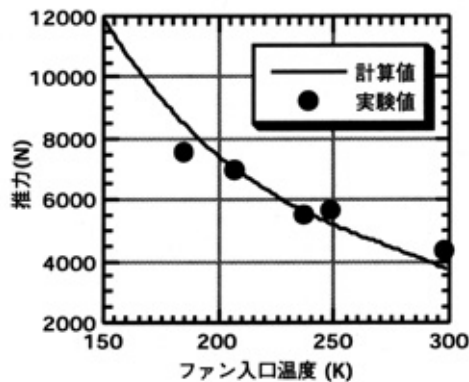


図15 空気予冷却による推力の増加

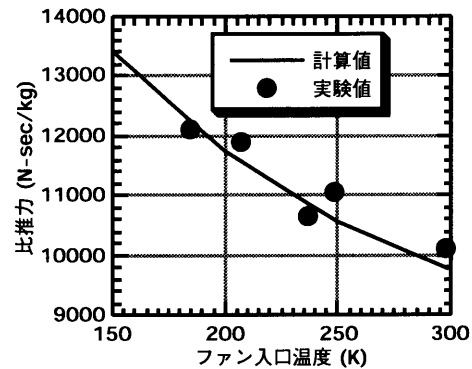


図16 空気予冷却による比推力の増加

について実験値とサイクル解析による予測値を示す。ただし、各実験ごとの推力ノズルの径、回転数等の違いによる影響をなくすために、実験値は計算によって回転数 17,000 rpm、ノズル径 370 mm、タービン入口温度 288 K に相当するように補正した値である。また、Type-IIIプリクーラを装着した場合のデータは、着霜の影響が大きく予測と全く異なった挙動をとったため、正常なプリクーラの作動と見なせずにこの図からは除外した。推力、比推力ともに実験値は、予測計算値とほぼ一致した。全体的に、ファン入口温度が低いほど実験値が予測値よりも低い傾向にあるが、これは予冷却器による空気側の全圧損失とファン入口における空気温度、圧力のディストーションに起因するものと考えられる。推力、比推力とも中間冷却効果による空気流量の増加およびファンでの圧力上昇の増加によって飛躍的に上昇し、常温から 180 K まで冷却することによってそれぞれ 1.8 倍、1.2 倍となった。

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。圧力損失係数は、プリクーラを通過するとき失われる全圧をプリクーラ入口における動圧で除したものと定義した（表 2 に代表値を示した）。Type-I、Type-II 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）も時間的な変化が小さく、着霜による影響はほとんど見られなかった。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た。その結果、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 のチューブ配列がこれまでと異なることが挙げられる。図 18 に主流に垂直な断面で切ったチューブ配列を示す。Type-I モデルでは（Type-II も同様）チューブが中心部から放射状に並び、周方向のチューブ同士の隙間が外周側に行くほど広がっており、最外周部での隙間は 3 mm であった。一方、Type-III では小型化を図るためにチューブを緻密に並び、周方向の隙間を約 1 mm に統一した。小型ビデオによる着霜の様子（図 19）から判断すると、外周側は冷却開始から約 20 秒後にチューブ表面温度が氷点を下回ることで着霜が開始し、時間の経過とともに着霜量は増加し、冷却開始後約 50 秒後には流路の殆どが閉塞した。一方、内周側は冷却開始後すぐに空気温度が氷点を下回り、空気中に含まれる水蒸気はミストと呼ばれる固体（または液体）の粒子となり画像は霧状に濁る。しかし、このようにミスト化した場合には霜の成長がほとんど進まず、50 秒後にもチューブに薄く霜が付着するだけに留まった。画面上では、上流側で剥離した霜層の欠片が見える。即ち、プリクーラにおいてアイシングと呼ばれる着霜の殆どは水蒸気量が多く比較的主流空気温度の高い部分（外周部）で生じ、水蒸気がミスト化するような部分（内周部）での着霜量はほとんどない。このため、外周部で間隔の狭い Type-III が着霜によって流路閉塞を起こしたと考えられる。

着霜を伴わない場合の圧力損失の実験値を 4.3 節で説明した CFD 解析と比較した結果を図 20 に示す。実験結果は Type-I モデルについて、エンジンの起動時から 1 秒間隔でプロットした。一方計算結果は、主流が一様であるという仮定の下、管群における全圧損失を経験式を用いて計算したもの（▽, △）と、CFD 解析により管群だけでなく、プリクーラ全体を計算したもの（○）である。CFD 解析においてはプリクーラにおける熱交換は考慮していないが、主流流路の幅が大きく着霜による圧力損失が無視できる場合には、図 17 の様に冷却の有無によって圧力損

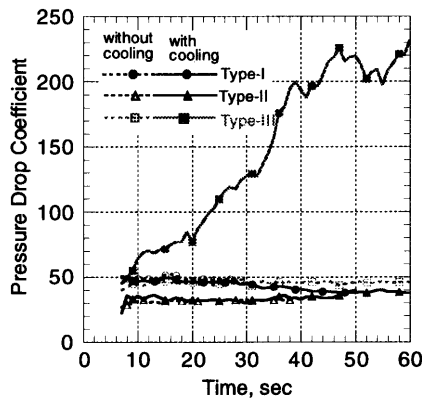


図17 プリクーラによる空気側圧力損失

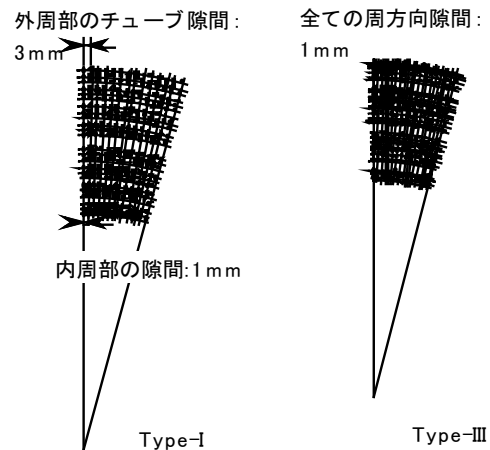


図18 プリクーラのチューブ配列

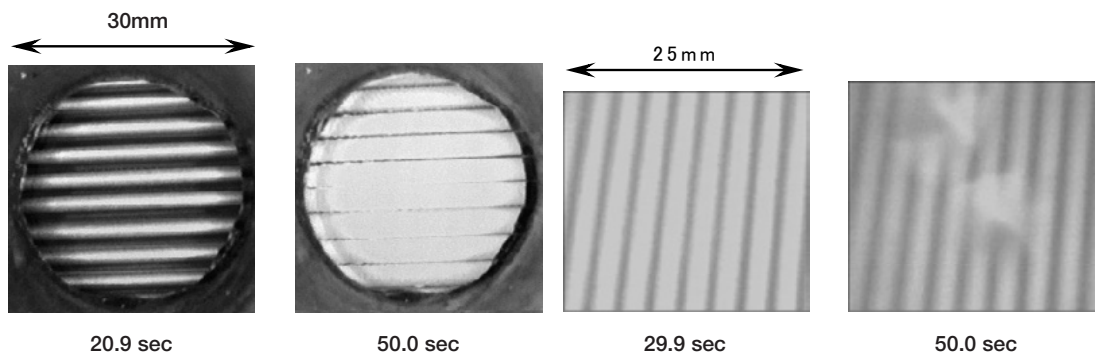


図19 チューブ表面への着霜の様子（左2つ：外周側，右2つ：内周側）

失係数はほとんど変化しない。実験値は管群だけを考慮した予測値に比べて著しく大きく、プリクーラ全体で計算したものとはほぼ一致した。すなわち、圧力損失の大部分は管群を通過するときではなく、プリクーラ入口（管群の上流）部分における流路の急拡大にともなって生じていることがわかった。さらに、入口部での慣性力によって流れは後方の流路に偏り、より大きな全圧損失が生じている。この結果をふまえ、Type-IIモデルにおいては、入口部分の流路面積（シェル直径）を拡大し、加えて偏流防止の為にガイドベーンを設置した結果、圧力損失を30%程低減することができた。Type-IIIモデルでは、重量軽減の為にガイドベーンを廃止し、代わりにシェル形状をテーパー型に改良して偏流を防止した。

図21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。予測値は入口の流量、温度、圧力より管群における経験的な局所熱伝達率の式を用いて計算したもので、空気の流量（図では6～8 kg/s）によって若干変化する。また、主流空気は流路内で均一に流れるとし、相変化は考慮していない。実験値においては、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。試験時に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。

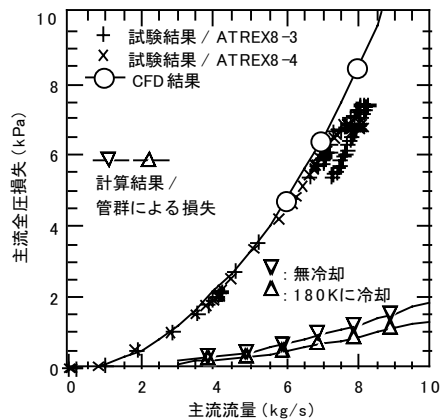


図20 主流の圧力損失 (Type-I)

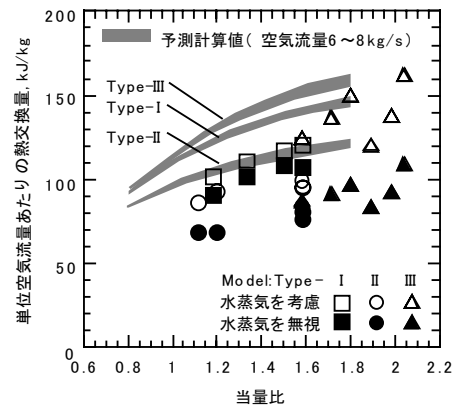


図21 熱交換性能

## 6. まとめ

これまでに、宇宙科学研究所では、要素試験、地上燃焼試験、数値解析を通じて、プリクーラの熱交換特性、圧力損失特性に関して研究を行い、空気予冷却システムをATREXエンジンに導入することによって、エンジンの推力、比推力が向上することを実証した。次のステップであるプリクーラの実用化に向けて、熱交換器としての高負荷化、軽量化、信頼性の向上（評価）、着霜低減策の応用、プリクーラを出た後の空気のディストーション対策、高速飛行時における予冷却システムの有効性の実証が、主な技術課題である。以下に、本研究で得られた結論をまとめる。

プリクーラを用いた予冷却によって、液体水素を燃料とするブレイトンサイクルエンジンの比出力と効率は、大きく向上する。

プリクーラの熱交換性能の向上と軽量化を両立させるためには、チューブの径を小さくすることが有効である。

プリクーラのサイジングに関しては、熱交換量と重量のトレードオフが重要であり、特に高マッハ数で飛行する際には、熱交換量が設計点からずれた場合のマージンを十分考慮して設計しなければならない。

プリクーラにおける着霜は、主に比較的主流温度の高い外周側で著しい。一方、主流温度の低い内周側では、水蒸気が冷却されミスト化されるため、霜層の成長は少ない。

プリクーラの圧力損失を減らすためには、入口部の急拡大部の設計が重要であり、管群に一様に主流が通過するような工夫が必要である。

## 参考文献

- [ 1 ] Balepin, V.V. and Tanatsugu, N., : Some Considerations of Precooler for ATREX Engine, 平成6年度宇宙輸送シンポジウム (1995), pp.105-110.
- [ 2 ] Zukauskas, A., Ulinskas R.: Efficiency Parameters for Heat Transfer in Tube Banks, Heat Transfer Engineering, 6-1 (1985), pp.19-25.
- [ 3 ] Zukauskas, A., Ulinskas R.: Banks of Plain and Finned Tubes, Heat Exchanger Design Handbook, 2, Fluid Mechanics and Heat Transfer, Hemisphere Publishing Corp., Washington, D. C., (1983), pp.2.2.4-1 - 2.2.4-17.