

## ATREXエンジンの飛行性能の解析モデル

小林 弘明\*・佐藤 哲也\*・棚次 亘弘\*

### Performance Prediction Model of the Flight-type ATREX Engine

By

Hiroaki KOBAYASHI\*, Tetsuya SATO\*, Nobuhiro TANATSUGU\*

**Abstract :** A flight-type ATREX engine consists of many components; inlet, precooler, fan, turbine, combustor, nozzle, and so on. These components have been developed by a number of sea-level combustion tests and wind tunnel tests in ISAS. In this paper, a detailed characteristic model of each component is described. These characteristic models are integrated into a flight-type ATREX engine simulator.

#### 1. はじめに

ATREXエンジンの飛行性能を予測することを目的として、エンジンを構成する各要素（インテーク、ノズル、ファン、タービン、ターボポンプ、燃焼器、燃焼器内部熱交換器、プリクーラ、燃料供給系、エンジン抵抗）と構造重量のモデリングを行う。モデルの根拠として、1989年より2002年にかけて宇宙科学研究所で実施したエンジン要素風洞試験、および地上燃焼試験で実際に取得したデータを用いる。また、試験を行っていない要素については、CFDなどによる性能予測データを補助的に用いる。これらの要素モデルを組み合わせてエンジン作動シミュレータを構築し、飛行実証用エンジンの性能評価に利用する。本論文では、これらのモデルの根拠について説明する。

#### 2. インテーク

カウル直径130 mmのサブスケール軸対称インテークを合計13種類作成し、宇宙研の遷音速/超音速風洞、およびNASA Glenn研究所の極超音速風洞によって、Mach数1.5～6.0の全圧回復特性と流量捕獲特性を取得している。

---

\*宇宙科学研究所

(1) 全圧回復特性

全圧回復率は、インテーク出口全圧を主流全圧で無次元化した値として定義される。設計Mach数3.5, Shock-on-Lip Mach数5.3で設計されたインテークの全圧回復特性の実績値と、これを元に作成した特性モデルを第1図に示す。これらのインテークでは、亜音速領域の全圧回復特性試験を行っていないが、他のモデルで96%~98%を達成していることから、Mach数1.0以下では95%一定とするモデルを用いる。現状では、中心体の軸ずれや境界層の影響によって、MIL Specをかなり下回る性能となっているが、スケールアップによる全圧回復率上昇が期待できる。

(2) 流量捕獲特性

流量捕獲率は、インテーク出口で測定した空気流量（抽気流量は含まれない）を、カウル前面投影面積を通過する主流空気流量で無次元化した値として定義される。インテーク流量捕獲特性の実績値と、これを元に作成した特性モデルを第2図に示す。ただし、これらのインテークは、Mach数2.0未満の正確な流量捕獲特性を取得していない。Mach数1.0以下の流量捕獲率は等エントロピ関係式を用いて解析的に求められるため、比熱比1.4, 最大収縮率0.3, 修正係数0.9としてMach数の関数を作成した。Mach数1.0~2.0については、線形補間モデルを作成した。なお、Mach数0のときは流量捕獲率を定義できないため、Mach数0.01以下における捕獲流量を一定と仮定する。（評価誤差は0.02%以下）抽気流量は、Mach数2.5のとき0%, Mach数6.0のとき10%として線形補間する。超音速領域の流量捕獲性能は、境界層抽気の流量を削減することにより改善できる。ただし、抽気流量を減らすと全圧回復率が低下する。亜音速領域の流量捕獲率は、主にインテーク最大収縮比に依存し、インテークスロート面積を拡大することで流量捕獲性能を改善できる。ただし、流路設計上の制約（抽気流路の確保など）により、現状モデル以上の流量捕獲率を達成することは困難である。

(3) 迎角特性

一般的に、軸対称インテークに迎角のついた空気が流入すると、全圧回復率が低下する。低下の度合いは高Mach数になるほど顕著となる。最大4度をエンジン側の迎角要求とし、最大迎角における全圧回復率と迎角0度における全圧回復率の比で迎角特性を定義する。

インテーク迎角特性の実績値と、これを元に作成した特性モ

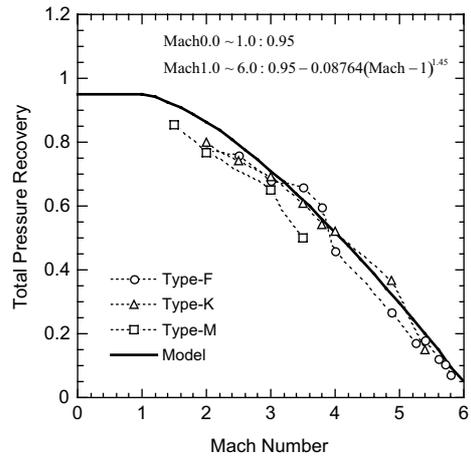


図1 インテーク全圧回復特性

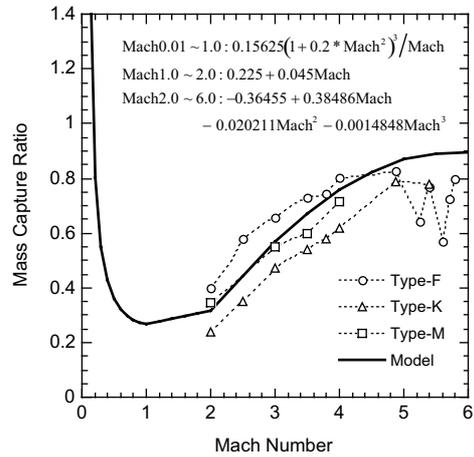


図2 インテーク流量捕獲特性

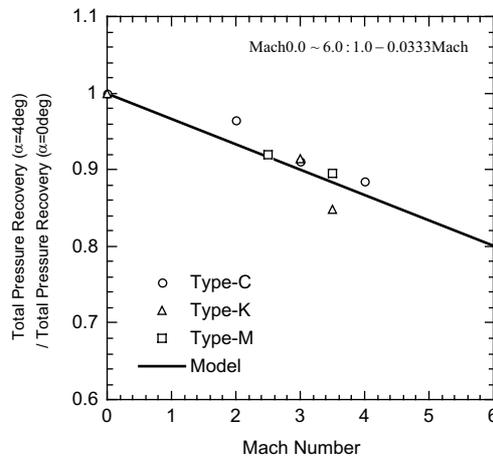


図3 インテーク迎角特性

デルを第3図に示す。迎角による全圧回復率の低下率は、インテーク形状にほとんど依存せず、Mach数の増大とともに単調増加傾向にあることが分かる。なお、迎角による流量捕獲率の変化は、ほぼ無視できる値であった。

### 3. ノズル

飛行実証用ATREXエンジンに適用する外部スライド式可変ノズルについて、CFD計算による性能予測を行った。

ノズルが実際に発生する推力と、理想推力（燃焼ガスを外気圧まで等エントロピ膨張させたときの運動量推力）の比を推力係数効率と定義する。理想推力の算出にあたっては、比熱比の温度依存性や、燃焼ガス組成変化の影響を考慮する。Mach数0～6におけるノズル内外部流を解いて、推力係数効率を推定した結果を第4図に示す。外部スライド式可変ノズルは、ポートテール抵抗を発生しないという大きなメリットを持つものの、地上静止やMach数1においてプラグ面にノズル流れが付着しないため、推力係数効率が低くなっている。プラグの円錐角を小さくし、曲面形状を最適化することで、推力係数効率の向上が期待できることから、CFD予測結果を上方修正したモデルを作成した。

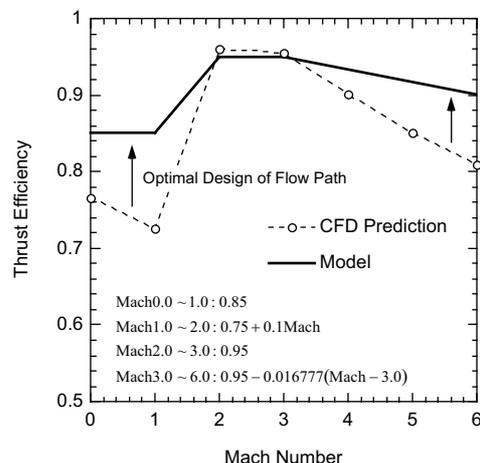


図4 ノズル推力係数効率

### 4. ファン

地上燃焼試験用に開発されたATREX-500エンジンのファンは、軸流2段であり、設計圧力比も1.56と低く設定されている。従って、このファン特性をモデル化して飛行性能予測に使用することはできない。ATREX-500用2段ファンの設計値と実績値がほぼ一致していたことから、3段ファンの設計データを元に、ファン作動線（修正回転数、修正流量、圧力比の関係）を設定し、効率特性の近似モデルを作成した。

#### (1) ファン作動条件

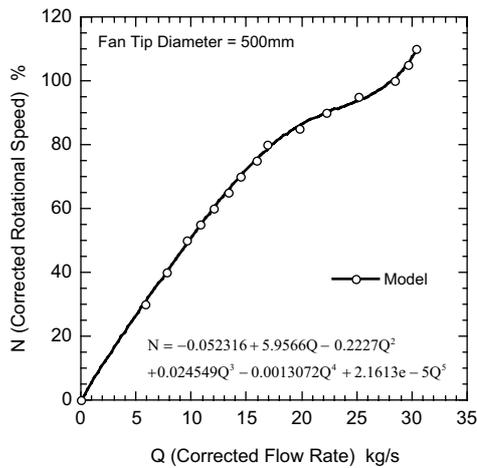
ファン作動線を規定するため、ファン径500mmを代表寸法とする修正流量 $Q$  (kg/s)の近似関数として、修正回転数(%)と圧力比 $\pi$ をモデル化する。

設計修正周速400m/s、設計圧力比4.05の3段ファン作動線データ、および近似曲線を第5図に示す。ファン単体性能（サージマージンや効率）で見ると、3段ファンの適切な設計圧力比～designは、3.0～4.0の範囲である。燃料でタービンを駆動するATREXエンジンの場合、圧力比を高く設定すると比スラストは向上するものの、比推力は減少する傾向にある。従って、ファンの設計圧力比は必ずしも高ければ良いわけではなく、全体の推進性を考慮した最適化が必要となる。

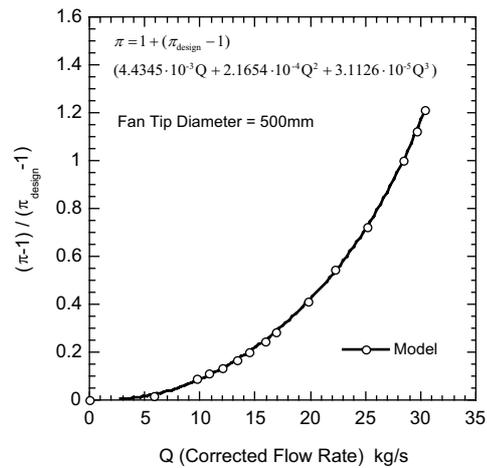
ファンの作動条件に関する制約条件として、周速限界を以下のように設定する。

- ・メカ周速：450 m/s （動翼の強度上の制約）
- ・修正周速：550 m/s （動翼の空力性能上の制約）

ただし、現状モデルの3段ファンは設計修正周速を400m/sとしているため、これを修正周速限界とする。ファンは無冷却構造のTi合金製とする。ファンの使用環境に関する制約条件として、ファン出口における空気温度を最大720Kとする。これは、SR-71の最大速度（高度24385mでMach数3.35）における流入空気温度に相当し、ファン/圧縮機の限界作動条件と考えられる。



(1) 修正回転数



(2) 圧力比

図5 ファン作動線

(2) ファン効率特性

設定した作動線上のファン効率 (%) を、修正流量Q (kg/s) の近似関数としてモデル化する。3段ファンの効率特性データ、および近似曲線を第6図に示す。

5. タービン

ATREXエンジンは、タービンを空気とは別系統の高温水素ガスで駆動することによってファン仕事を供給する。従って、ジェットエンジンではなく液体ロケットエンジンのタービン特性データを利用してモデル化を行う。

(1) タービン作動条件

タービン入口温度TITが高いほど、同じ圧力比に対して大きな温度差、すなわち大きな仕事量が得られるため、少ないタービン圧力比 (ATREXの場合は燃料流量) でターボ機械を駆動できる。通常のジェットエンジンでは、タービン翼の冷却技術を駆使することでTIT=1700 Kの条件で作動することができる。ATREXエンジンの場合は、燃料供給配管の耐熱限界との兼ね合いもあり、無冷却Ti合金製タービンを採用することとし、入口温度の限界値を1200 Kに設定する。

タービンは常にチョーク状態にあるものと仮定し、タービン圧力比をタービン入口圧力と燃焼器入口圧力の比で定義する。ATREXエンジンはタービンの圧力比を高くとるほどタービン流量を減らし、比推力を向上することができる。ただし、タービン圧力比の増大は燃料供給系の高圧化を招くため、エンジン信頼性の面からは望ましくない。ポンプ吐出圧に対する要求仕様が6 MPa以下であることを考え、タービン設計圧力比を10に設定する。地上静止状態においてファンを通過する空気流量に対し、当量比1で燃料を供給する条件を設計点とする。ファンの作動線より、最大空気流量が28.28 kg/sであることから、タービンの設計流量は0.825 kg/sとなる。部分負荷状態では、チョークの式に従い、入口温度と燃料流量に応じてタービン上流圧力を決定する。

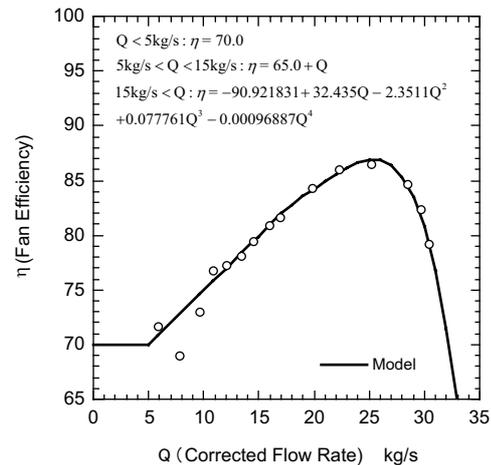


図6 ファン効率特性

## (2) タービン効率特性

タービンの設計点効率は、主に速度比 $U/C_0$ によって決まる。速度比はタービン周速と、タービン出口流速（等エントロピ膨張を仮定した理想値）の比として定義される。周速を $U_t$ 、定圧比熱を $C_p$ 、タービン入口温度を $T$ 、タービン圧力比を $\pi$ 、水素比熱比を $\gamma$ とすると、

$$U/C_0 = U_t / \sqrt{2C_p T (1 - \pi^{1/\gamma})}$$

文献（Liquid Rocket Engine Turbines, NASA-SP 8110）から引用した水素タービンの設計点効率と速度比の関係を第7図に示す。

ATREX-500 エンジンでは、設計点を周速 350 m/s、タービン入口温度 650 K、タービン圧力比 5.0 としており、このときの速度比は 0.133、設計点効率は 39% である。第7図に示すように、地上燃焼試験によってタービン性能が設計値を満足することを確認している。一方、飛行実証用ATREXエンジンの場合、ファンの設計修正周速を 400 m/s としていることから、タービン周速は最大でも 316 m/s である（これ以上にするには、タービン径をファン径より大きくとらなければならない）。また、タービン入口温度 1200 K、タービン圧力比 10.0 と設定しており、このときの速度比は 0.077、設計点効率は 25% 程度である。また、部分負荷状態のタービン効率は、速度比に比例する。

## (3) 2次ガス流量

エンジン軸回りを冷却するため、タービン前後のストラットを通して液体水素がベアリングに供給される。冷却後の水素は、ファン後方、およびタービンに戻される。ファンに漏洩する水素は空気流量の最大 0.16% である。ファン出口温度は最大でも 720 K に制限されており、水素の最低着火温度 773 K より低くなっているため、安全上の問題は少ないと考えられる。冷却用液体水素の必要流量は、ベアリングまでの温度上昇を 0.5 K 以下とする条件で概算すると、ターボポンプ吐出流量の 2.5% 程度となる。ただし、この値はリークを許容しない場合であり、ファンやタービンにラビリンスシールを用いる場合は成立しなくなる。ラビリンスシールからの漏洩を考慮する場合の冷却用液体水素の必要流量を、飛行 Mach 数に対してプロットしたものを第8図に示す。

ATREX-500 エンジンでは、チップタービンを駆動する水素ガスとファンを通過する空気の混合を避けるため、燃料とほぼ同流量のシール用窒素ガスを供給していた。しかし、飛行実証用ATREXエンジンでは、ファン周速の増大が可能な後置タービン方式に仕様変更され、シールガスの供給が不要となった。

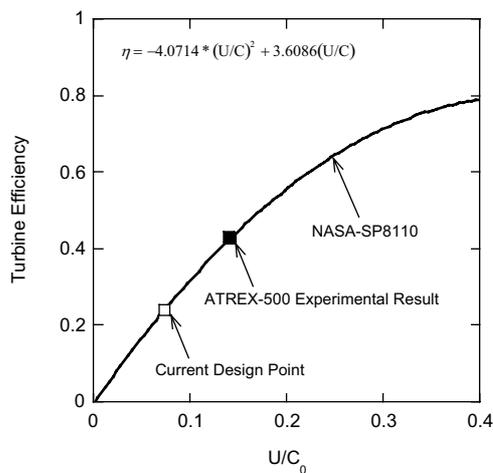


図7 水素タービンの設計点効率

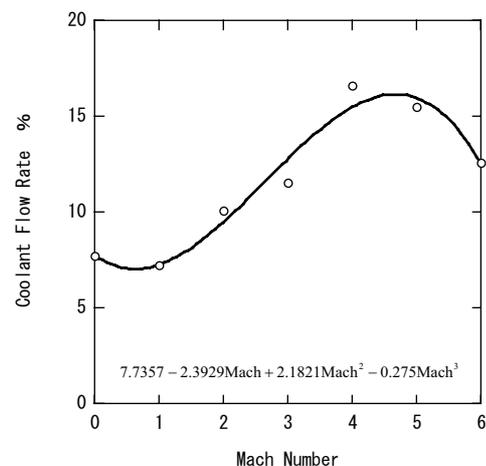


図8 ターボ冷却用液体水素流量

## 6. ターボポンプ

ターボポンプの揚程特性、および効率特性モデルを作成するにあたって、石川島播磨重工業（株）提供の設計データを用いた。

### (1) ポンプ作動条件

- ・ポンプ入口温度：21 K
- ・ポンプ入口圧力：0.3 MPa
- ・最大吐出圧力：6.0 MPa
- ・最大吐出流量：3.3 kg/s (当量比4.0)
- ・タービン入口温度：1200 K (LE-7では800 Kを作動限界値としているが、本検討ではファンタービンと同じ1200 Kとし、燃料供給系の単純化を図る。
- ・設計タービン流量：0.3 kg/s
- ・設計タービン圧力比：ファンタービンと同じく10とする。

### (2) 揚程特性

体積流量を $Q$  ( $\text{m}^3/\text{min}$ )、ポンプ回転数を $N$  (rpm)、インペラ外径を $L$  (m) とする。ポンプの揚程 $\Delta H$  (m) は $Q/N/L^3$ に関する近似式の形で与えられる。

$$\Delta H/N^2 L^2 = 0.0001496 + 0.004071(Q/NL^3) - 0.1359(Q/NL^3)^2$$

インペラ径 $L$ のNominal値は0.2 mとする。

### (3) ポンプ効率特性

ポンプ効率 $\eta$ は等エントロピ変化を仮定した場合のエンタルピ差と実際のエンタルピ差の比として定義され、揚程と同様に $Q/N/L^3$ に関する近似式の形で与えられる。

$$\eta = 0.1255 + 44.99(Q/NL^3) - 987.7(Q/NL^3)^2$$

質量流量を $m$  (kg/s)、重力加速度を $g$  ( $\text{m/s}^2$ ) とすれば、ポンプ仕事は次式から計算できる。

$$W_p = mg\Delta H/\eta$$

液体水素のエントロピとエンタルピのマップを用いて、ポンプ出口圧力を求める。水素のマップは文献 (Hydrogen Thermophysical Properties, NASA-SP-3089)、酸素のマップは文献 (Oxygen Thermophysical Properties, NASA-SP-3071) に掲載されたデータを利用して作成した。等エントロピ変化を仮定した場合の、ポンプ出口エンタルピ $I_2^*$ とエントロピ $S_2^*$ は、

$$I_2^* = I_1 + g\Delta H \quad S_2^* = S_1$$

マップより出口圧力は、

$$P_2 = f(S_2^*, I_2^*)$$

### (4) タービン効率特性

速度比0.12、効率41%をポンプタービンの設計点とし、部分負荷状態のタービン効率は速度比に比例して変化させる。

## 7. 燃焼器

水素～空気系の断熱火炎温度に対し、エンタルピ定義の燃焼効率を用いて修正した燃焼温度を用いる。熱解離による温度推定誤差は最大でも4%程度であり、エンジン推力に対する影響は小さいため、 $N_2$ 、 $O_2$ 、 $H_2$ 、 $H_2O$ の4

成分のみを扱う。

燃焼器にはACC材料を適用し、再生冷却構造をとるものとする。ただし、具体的な構造については未検討のため、燃焼器内部熱交換器と同じ伝熱特性モデルを用いて熱交換性能を評価する。すなわち、内部熱交換器の伝熱面積に、燃焼器、アフターバーナー、ノズルの表面積を加えた伝熱面積をもって冷媒の出口温度と圧力を評価する。

#### (1) 燃焼効率特性

水素の高速燃焼では、燃焼効率は文献によっては95%近くいくが、一般的には80~90%が妥当なところである。従って、90%と設定する。

#### (2) 圧力損失特性

ATREXエンジンにおける燃焼器圧力損失として、ラム燃焼器における圧損とアフターバーナー（2段燃焼方式をとる場合）における圧損の2つを考慮する。

- ・ラム燃焼器における圧損は、ミキサー出口からアフターバーナー入口までの圧損（混合圧損、内部熱交換器を通過する際の圧損を含む）として定義され、ATREX-500試験結果を元に燃焼器内部熱交換器の項でモデル化する。
- ・一般的なターボジェットエンジンのアフターバーナー圧損は、入口全圧の約10%であるが、この大部分はフレームホルダーにおける圧損である。ATREXエンジンの場合、フレームホルダーなしで保炎できることが地上燃焼試験によって確認されており、アフターバーナー圧損を5%と仮定する。

### 8. 燃焼器内部熱交換器

現在までに製作された3つの燃焼器内部熱交換器のうち、熱交換特性と圧損特性が比較的よく把握されているType-1熱交換器をベースモデルとする。Type-1熱交換器は、伝熱管を燃焼器中心軸から壁面に向かって渦巻き状に配置した形状を持ち、コンパクトネス（単位容積あたりの熱交換面積）が高く軽量なのが特長である。

#### (1) 管外熱交換特性

渦巻き型熱交換器の管外熱伝達特性を取得するために、ガスタービン排気を利用した熱伝達特性試験を行った結果、平板乱流熱伝達の式（Johnson-Rubensinの式）と同様な傾向を示した。さらに、伝熱管径に対する依存性を調査するため、高温空気を供給可能な風洞において管外熱伝達特性試験を実施し、次の推定式を得た。 $Re_d$ は伝熱管径を基準長とするReynolds数、 $Re_x$ は燃焼器内径を基準長とするReynolds数である。流速は、伝熱管分を排除した流路断面積を用いて評価する。

$$Nu_x = 2.89 \times 10^{-5} Re_d^{0.5} Re_x^{0.95} Pr^{0.67}$$

上式より、管外熱伝達率は燃焼ガス流量の1.45乗に比例して変化することがわかる。ATREX-4試験結果より、Type-1熱交換器の管外熱伝達率を、燃焼ガス流量の1.45乗に対してプロットしたものを第9図に示す。実験値は、推定値を上回る管外熱伝達率を示しており、これは燃焼ガスの乱れの影響と推測される。この結果を受けて、次の管外熱伝達率推定式が作成された。

$$Nu_x = 1.60 \times 10^{-4} Re_d^{0.5} Re_x^{0.95} Pr^{0.67}$$

この式を用いて、管外熱伝達率を推定した結果を第9図に

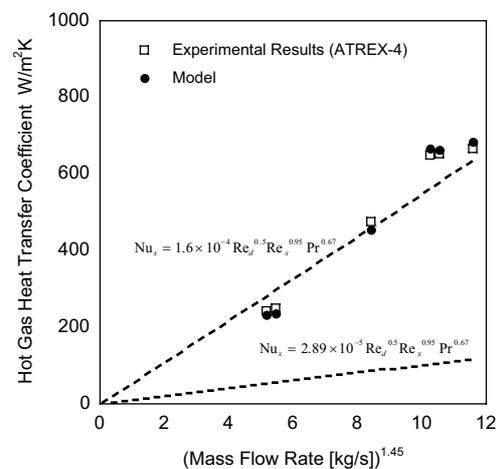


図9 内部熱交換器の管外熱伝達率

併せて示す。エンジン作動条件が各実験によって異なる（当量比：1.5～3.0，燃焼ガス流量3.2～5.4 kg/s）ことを考慮し，水素／空気系の燃焼計算プログラムを用いて燃焼ガス温度と物性値を推定した。管外熱伝達率の推定値と実験値は，広い作動条件にわたって，良好な一致を示すことが分かる。本検討ではこの推定式を用いて管外熱伝達率を評価する。

(2) 管内熱伝達率

管内熱伝達率については，冷媒温度 $T_c$ と壁面温度 $T_w$ の違いを考慮した以下に示す修正式を用いる。

$$Nu = 0.023Re^{0.8}Pr^{0.4}(T_w/T_c)^{-0.57}$$

ただし，管内熱伝達率は管外熱伝達率の10倍程度の値となるため，伝熱性能に対する感度はそれほど大きくない。

(3) 圧力損失特性

燃焼ガス側の圧力損失を，熱交換器を含む燃焼器入口圧力と出口圧力の差を燃焼器入口圧力で無次元化した値として定義し，排除率（Blockage Ratio）と燃焼ガス流速の関数としてモデル化する。排除率 $e$ は，伝熱管群の投影面積を燃焼器の断面積で無次元化した値で，コンパクトネス $c$ （1/m）と管径 $d$ （m）を用いると $cd/\pi$ と表される。排除率を大きくすれば，燃焼器長さを短縮できる一方で，燃焼圧損の増大が予想される。第10図に，Type-1熱交換器（排除率10%）とType-2熱交換器（排除率6%）をATREX-500エンジンに装着し，圧力損失を計測した結果を示す。これから，圧力損失に対する排除率の感度はほぼ無視できるレベルであることが分かる。従って，内部熱交換器の燃焼ガス側圧力損失 $\Delta P$ （%）を，単位断面積 $A$ （ $m^2$ ）あたりのガス流量 $mg$ （kg/s）の関数として次式のようにモデル化する。

$$P = 0.0016667 * (mg/A)^2$$

冷却管内の圧力損失は，摩擦損失が支配的である。管長さを $l$ ，管内径を $d$ とすると，摩擦圧力損失 $\Delta P$ （Pa）は次式で表される。

$$\Delta P = f \frac{l}{d} \frac{\rho u^2}{2}$$

摩擦係数 $f$ のモデルにはBlasius, Nikuradse, Hermannなど種々あり，これらの式をReynolds数に対してプロットしたものを，第11図に示す。摩擦係数モデルの検証データとして，ATREX-500試験結果から求めた摩擦係数を同図に併せて示す。熱交換器に液体水素が供給される実験条件では，冷媒の状態量が流路内部で大きく変化するため，

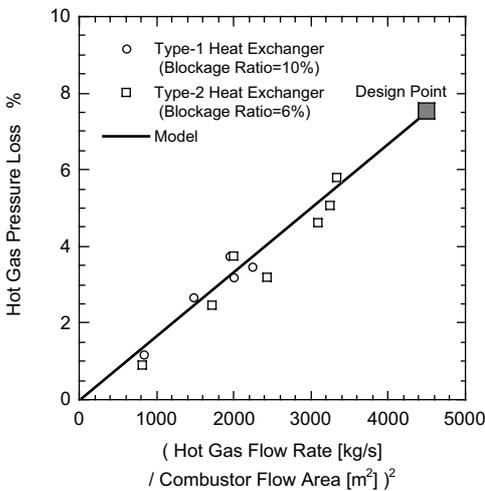


図10 燃焼ガス側圧力損失

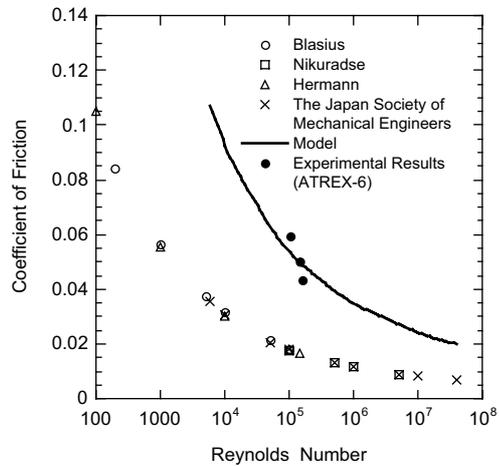


図11 管路抵抗の推定式の比較

摩擦係数の推定が困難になる。そのため、常温以上の水素ガスが供給されるType-2熱交換器（Type-1の下流に接続される）の圧力損失データをもとに摩擦係数の修正モデルを作成した。マニフォールド圧損や曲がり管における圧損を考慮し、ベースモデルの摩擦係数に対する修正係数を3.0とする。

(4) 壁面再生冷却特性

DASA製の再生冷却燃焼器の試験データを根拠にモデルを作成した。第1表に再生冷却燃焼器の諸元を示す。総括熱伝達率は500 W/m<sup>2</sup>/Kに固定し、冷媒圧損は0.5 MPaとした。なお、再生冷却には、熱交換器を出た後の水素が供給されるものとする。壁構造にはACC複合材が適用されるため、メタルよりは高温に耐えられる。

表1 DASA再生冷却燃焼器

		Experimental Results	Prediction
Heat Exchange Area	m <sup>2</sup>	0.754	0.754
Coolant Flow Rate	kg/s	0.036	0.080
Heat Exchange	W	162000	698400
Hot Gas Temperature	K	1800	2370
Coolant Inlet Temperature	K	204	240
Coolant Exit Temperature	K	504	822
Heat Transfer Coefficient	W/m <sup>2</sup> /K	148.585	503.676
Coolant Inlet Pressure	MPa	1.04	0.607
Coolant Exit Pressure	MPa	-	0.025

9. プリクーラ

今までにATREX-500エンジンに装着され、特性を取得した3種類のプリクーラ（Type-1～3）のうち、着霜の影響が比較的少なかったType-1とType-2のデータをもとに、熱交換特性と圧力損失のモデルを作成する。

(1) 温度効率特性

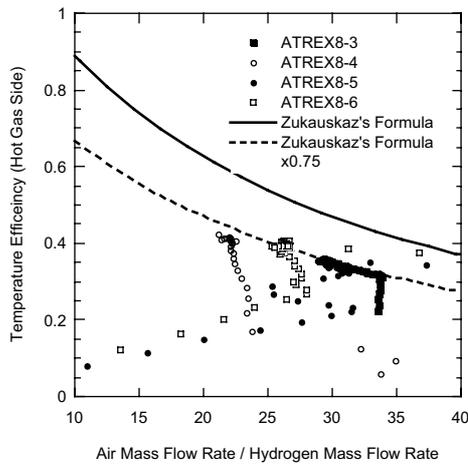
プリクーラの空気側温度効率  $\eta_h$  と燃料側温度効率  $\eta_c$  は次式で定義される。

$$\eta_h = -\frac{T_{h,out} - T_{h,in}}{T_{h,in} - T_{c,in}} \quad \eta_c = \frac{T_{c,out} - T_{c,in}}{T_{h,in} - T_{c,in}}$$

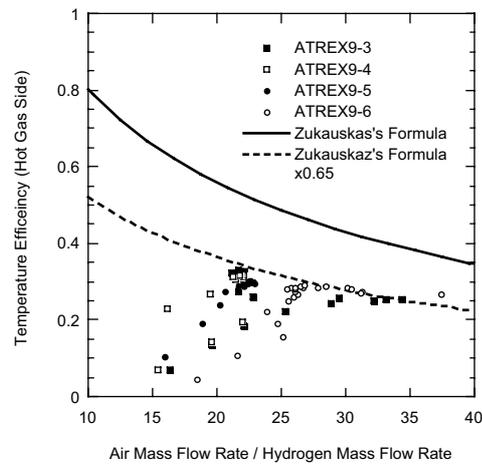
ただし、添字のhは空気、cは冷媒、inは入口、outは出口を表す。熱交換器の温度効率を決定する設計変数は、次式で表される熱移動単位数 NTU (number of transfer unit) に集約される。式中の定圧比熱  $C_{p,h}$ 、 $C_{p,c}$  は計算を簡略化するため、入口条件で評価し、要素内で一定値を持つと仮定する。Aは伝熱面積、mは質量流量を表す。

$$(NTU) = \frac{hA}{m_h C_{p,h}} \quad R = \frac{m_h C_{p,h}}{m_c C_{p,c}}$$

総括熱伝達率hは、燃料側熱伝達と壁および霜層の熱抵抗を無視し、Zukauskasによる式を用いて計算する。



(1) Type-1 プリクーラ



(2) Type-2 プリクーラ

図12 プリクーラ温度効率

$$h = \frac{\lambda}{d} c Re_d^m Pr^n 1.162 \exp(-0.27 \psi^{-1.3})$$

Re数は管の間における平均流速uを用いて定義される。プリクーラ平均径をD、伝熱管の軸長をL、排除率をe、密度をρ、流量をmとすると、 $\rho u = m / (\pi D L e)$ 。プリクーラの排除率は半径によって異なるため、インテーク出口流路とファン径の平均値で定義する。Re数が $10^5$ オーダーとなるプリクーラの場合、Zukauskas式の数値は次の値をとる。

$$c = 0.27, m = 0.63, n = 0.36$$

熱交換器が完全な向流型であると仮定すると、冷媒側と空気側の温度効率ηは、それぞれ熱移動単位数と水当量比Rを使って次式のように表現できる。

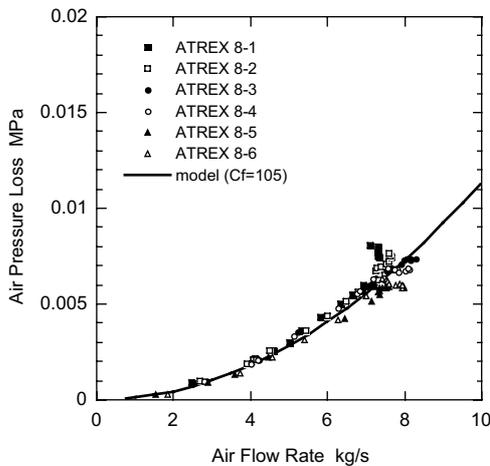
$$\eta_c = \frac{R - \text{Rexp}[-(NTU)(1-R)]}{1 - \text{Rexp}[-(NTU)(1-R)]} \quad \eta_h = \frac{\eta_c}{R}$$

この式を用いて、Type-1プリクーラとType-2プリクーラの温度効率を推定した結果を、実験結果と併せて第12図に示す。これから、Zukauskasの式による推定値に対する修正係数を、Type-1で75%、Type-2で65%とすれば実験値と良好に一致することがわかる。Zukauskasの式による推定誤差の要因としては、熱交換器の形式が完全な向流型ではないこと、空気の偏流の影響、着霜の影響などが考えられる。本検討におけるプリクーラ温度効率特性の修正係数として、Type-1プリクーラで達成した75%を用いる。

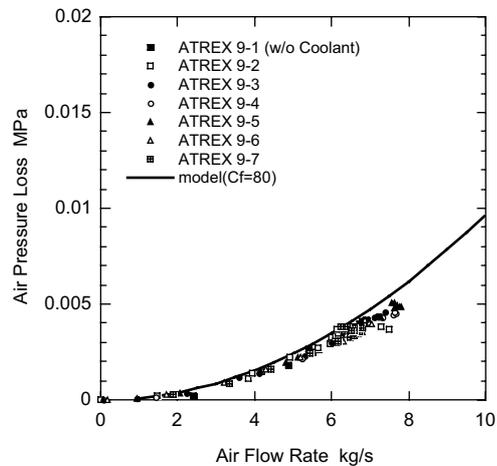
飛行マッハ数が高くなると、大気全温の上昇によって伝熱管の壁温度が過大になる傾向にある。そのため、過当量比運転を行うことで伝熱管を防護しなければならない。SUS製のチューブを用いるため、冷媒出口温度の限界値を900Kとする。

(2) 空気側圧損特性

空気側の圧損は、プリクーラ伝熱管の間における平均流速で定義した動圧に比例するとしたモデルを用いる。ATREX-500試験結果との比較を第13図に示す。圧損係数Cfは、Type-1プリクーラで105、Type-2プリクーラで80となった。Type-1プリクーラは、試験後に実施されたCFD解析により、空気の偏流による圧損が大きいことが指摘されており、Type-2プリクーラでは、ガイドベーンの影響による圧力損失低減が図られている。本検討では、Type-2プリクーラの圧損係数Cf=80を用いてプリクーラの圧力損失を推定する。



(1) Type-1 プリクーラ



(2) Type-2 プリクーラ

図13 プリクーラ空気側圧力損失

$$\Delta P = C_f \frac{\rho u^2}{2}$$

### (3) 冷媒側圧損特性

プリクーラの冷媒は、30 Kから最大800 Kまで温度が変化するため、入口と出口で大きく物性値が変化する。従って、圧損を精度よく算出するには流路に沿った積分計算が必要となる。代表温度で簡易的に評価する手法もあるが、代表温度の取り方によって推定値が大幅に異なるため、望ましくない。そこで、本検討ではATREX-500試験結果を用いて、単位流路面積 $A_c$ あたりの冷媒流量 $m_c$ に関する近似式を作成した。冷媒側圧損 $\Delta P$  (%) は、

$$\Delta P = 0.1125m_c/A_c$$

プリクーラのパス数(直交型熱交換器の数)を6、管肉厚/管径を0.05とすると、冷媒流路面積 $A_c$ は、伝熱面積 $A$ と伝熱管軸長 $L$ 、管径 $d$ から

$$A_c = 0.03375dA/L$$

伝熱管軸長の計算については、「12. 構造重量」で示す。

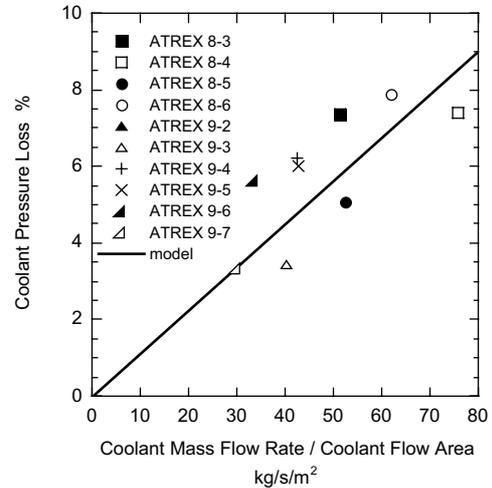


図14 プリクーラ冷媒側圧力損失

## 10. 燃料供給系

ATREXエンジンは水素燃料を、

- (1) 冷媒としてプリクーラ、熱交換器、ベアリングに供給し、
- (2) 駆動ガスとしてメインタービンとポンプタービンに供給し、
- (3) 燃料として燃焼器とアフターバーナーに供給する。

水素燃料の供給経路は以下の4つに分けることができる。

### 経路1

ポンプ→プリクーラ→熱交換器→メインタービン→燃焼器

### 経路2

ポンプ→プリクーラ→熱交換器→メインタービン→アフターバーナー

### 経路3

ポンプ→プリクーラ→ポンプタービン→燃焼器

### 経路4

ポンプ→ベアリング→燃焼器

ポンプ吐出圧を決定するには、各コンポーネントにおける圧力減少量に加え、コンポーネント間の配管における圧力損失を考慮する必要がある。配管圧損を推定するには、管径、長さ、分岐やエルボの数、流量調節弁のCV値などを決める必要があり、本検討の段階では困難である。従って、配管圧損を一律0.2 MPaとする第0次モデルを使用する。これは、配管設計に対する要求値であり、根拠はない。

## 11. エンジン抵抗

エンジン抵抗の成分として、ラム抵抗、カウル抵抗、ポर्टテール抵抗、付加抵抗、スピレージ抵抗、抽気抵抗、外筒摩擦抵抗を考慮する。風洞試験の結果から、これらのエンジン抵抗成分を分離して評価することは難しいため、主にCFDを利用して抵抗係数を推定する。

### (1) ラム抵抗

Mach数2.5以上ではインテーク通過流量を用いてラム抵抗を計算する。一方Mach数1以下では、インテークの捕獲流量を自由に決定できる（ただしチョーク流量以下）ため、ファン通過流量をラム抵抗計算用のエンジン流量とする。Mach数1～2.5の範囲では、外部圧縮モードのため、中間的な状態にあるものとし、インテーク流量とファン流量の割合を線形的に変化させてエンジン流量を評価する。

### (2) カウル抵抗

本研究で想定するインテークは、カウル入口角度0度として設計されており、カウル抵抗を無視することができる。

### (3) ポートテール抵抗

ノズルの項で述べたとおり、プラグノズルに代わってポर्टテール部を持たない外部スライド式可変ノズルを採用するため、ポर्टテール抵抗を無視することができる。

### (4) 付加抵抗

飛行Mach数を $M_0$ 、インテークスロートMach数を $M_1$ 、大気圧を $P_0$ 、 $A_1$ をカウル入口面積（エンジン外筒断面積に等しい）とすると、付加抵抗を含むラム抵抗は、以下の式で計算することができる。

$$D_{\text{ram}} = P_0 A_1 \left[ \frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_1^2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} (1 + \gamma M_1^2)$$

ただし、この式はインテーク中心体の負圧部による付加抵抗低減効果を考慮していない。なお、上式はラム抵抗の圧力成分を含むため、ノズル運動量推力と圧力推力（ $P_0 A_1$ ）の和からラム抵抗を引いた値がエンジンの発生する推力となる。

### (5) スピレージ抵抗

軸対称インテークのCFD計算を行い、捕獲空気流の流線に従って圧力積分することで、スピレージ抵抗を評価する。現状モデルを第15図に示す。基準面積はカウル入口面積とする。

### (6) 抽気抵抗

インテークが外部圧縮モードから混合圧縮モードに作動状態を変えるMach数2.5付近から不始動遷移防止のため境界層抽気が必要となる。抽気率はMach数の上昇と共に、増加する傾向にある。最大Mach数6.0では、Shock-on-Lip状態となることから、100%からインテーク流量捕獲率を除いた値が

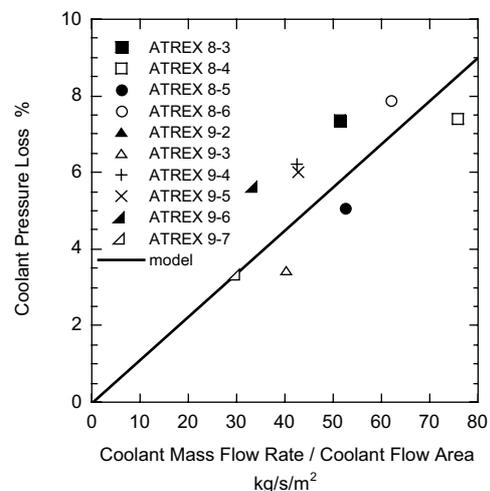


図15 スピレージ抵抗係数

抽気率となる。本検討では、

Mach 2.5 : 0 [%]

Mach 6.0 : 100 - 流量捕獲率 [%]

とし、この間を線形補間した抽気率モデルを用いる。抽気率を $b$ 、流量捕獲率を $m$ 、ラム抵抗を $D_{ram}$ とすると、抽気抵抗+ラム抵抗は、 $D_{ram}(m+b)/m$ となる。

### (7) 外筒摩擦抵抗

摩擦抵抗は、Frankl-Voishelの式によって求める。Re数の基準長さは、スパイク先端からの距離である。摩擦抵抗係数は、飛行動圧とぬれ面積によって無次元化されている。

$$C_f = \frac{0.472}{(\log_{10} Re)^{2.58} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{0.467}}$$

## 12. 構造重量

### (1) インテーク

超音速インテークは過去の製作例が少ないため、トレンドを利用した構造重量の推定式が存在しない。詳細な構造解析が行われていないため、压力容器モデルを用いた簡易的な推定式を使用する。過去に製作したインテーク風洞模型 (Type-K) の流路幾何形状から、インテークの表面積の推定式を作成した。カウル直径を $D$ とすると、

・中心体表面積

$$16.1D^2$$

・カウル表面積

$$76.1D^2$$

インテークに適用する材料としては、1650 Kの高温空気に耐えられるACC複合材を選定する。ACC複合材の密度は $1700 \text{ kg/m}^3$ 、引張強度は400 MPaとする。1 MPa(エンジン最高圧力)を受ける円筒の肉厚を安全率1.5で計算すると、ファン径500 mmクラスのエンジンでは2 mm以下となる。これはACC材料の工作上的最小厚み(4 mm)を下回っているため、インテークの等価壁厚みを4 mmとして流路構造の重量を評価する。さらに、駆動系分の重さとして50%追加する。また、インテークの軸方向長さは、カウル径の3.5倍とする。以上よりインテークの重量 $W$  (kg) と長さ $L$  (m) の推定式は、

$$W = 237D^2 \quad L = 3.5D$$

となる。

### (2) ノズル

超音速インテークと同様に、トレンドを利用した構造重量の推定式が存在せず、詳細な構造解析も行われていないため、压力容器モデルを用いた簡易的な推定式を使用する。カウル直径を $D$ とすると、

・中心体表面積

$$4.0D^2$$

・カウル表面積

$$2.2D^2$$

等価壁厚みを7.5 mm、再生冷却管による壁部材の空隙率を0.2として流路構造の重量を評価し、ノズル駆動系重量をインテーク重量に等しいと仮定して推定する。ノズルの軸方向長さはカウル径の1.5倍とする。以上よりノズルの重量 $W$  (kg) と長さ $L$  (m) の推定式は、

$$W = 142D^2 \quad L = 1.5D$$

となる。

### (3) ファン

文献Empirical Expressions for Estimating Length and Weight of Axial-Flow Components of VTOL Powerplants (NASA TM X-2406) より、ファンの構造重量 $W_{fan}$ は、チップ径 $D_t$ 、段数 $n$ 、動翼アスペクト比 $AR$ 、ソリディティ $s$ 、最大実周速 $U_t$ の関数で与えられる。この重量には、ファンの翼、ハブ、スピナー、ケーシングの重量が含まれている。式中の $K_f$ は、既存エンジンデータによって定められた係数である。

$$W_{fan} = K_f D_t^{2.7} \frac{n}{\sqrt{AR}} \left[ \frac{\sigma}{1.25} \right]^{0.3} \left[ \frac{U_t}{350} \right]^{0.3}$$

$$K_f = 135$$

また、ファンの全長はボス比 $h$  ( $= 0.4$ )、段数 $n$ 、ファン径 $D_{fan}$ の関数として与えられる。

$$L = D_{fan} [0.5 + n(0.234 - 0.218h)]$$

段数3、最大実周速450 m/s、ファンのソリディティ1.6、動翼アスペクト比2.0、ボス比0.4とすると、ファンの重量 $W$  (kg) と長さ $L$  (m) の推定式は、

$$W = 333D_t^{2.7} \quad L = 0.94D_t$$

となる。

### (4) タービン

同文献より、タービン構造重量 $W_T$ は、タービン段数 $n$ 、タービン平均径 $D_M$ 、タービン周速 $U_M$ の関数で与えられる。この値には、ディスク、翼、ケーシングの重量が含まれている。また、式中の $K_t$ は既存エンジンデータによって定められた係数である。タービンとファンの回転数を同じとし、ファンチップ径とタービン平均径の比によりタービン最大周速 $U_M$ を求める。

$$W_T = K_t D_M^{2.5} n U_M^{0.6}$$

$$K_t = 7.9$$

また、タービンの全長は、

$$L = D_M(0.4 + 0.15n)$$

タービン段数3、タービン平均径=ファンチップ径とすると、タービンの重量 $W$  (kg) と長さ $L$  (m) の推定式は、

$$W = 936D_M^{2.5} \quad L = 0.85D_M$$

となる。

### (5) 燃焼器

燃焼器重量として、ミキサー、ラム燃焼器、アフターバーナーの重量を含む。内部熱交換器上流部の長さとして燃焼器径 $D_c$ の0.5倍、下流部(アフターバーナー)の長さとして燃焼器径の1.5倍をとる。従って、燃焼器の全長は、内部熱交換器長さを $L_{hex}$ とすると

$$L = L_{hex} + 2.0D_c$$

表面積 $S$ は、

$$S = 3.14D_c(L_{hex} + 2.0D_c)$$

インテークと同様にACC複合材を適用するものとし、等価壁厚みを7.5 mm、再生冷却空隙率を0.2として流路構造を評価する。また、ATREXエンジン用ローブミキサにACC複合材を適用したものをミキサ重量の基準値とする。

$$W = 32.0D_c L + 21.2D_c^2$$

## (6) 熱交換器

伝熱面積 $A$ 、排除率 $e$ 、管径 $d$ 、燃焼器径 $D_c$ から軸長 $L$ を求める。管列の軸方向ピッチが管径に等しい（隙間0）とすると、

$$L = 4dA / (e\pi^2 D_c^2)$$

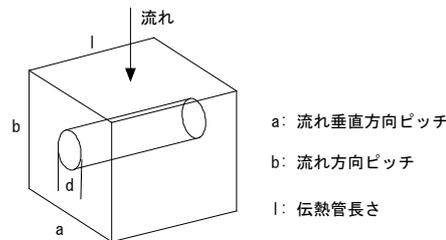
伝熱面積と肉厚 $t$ 、管径から伝熱管重量を計算する。マニフォールド重量は伝熱管重量の50%とする。伝熱管材料として耐熱金属（密度 $7920 \text{ kg/m}^3$ ）を適用し、肉厚 $t$ を5%、排除率を10%とすると、熱交換器重量 $W$  (kg)と軸長 $L$  (m)は、

$$W = 594.0dA \quad L = 4.0526dA / D_c^2$$

となる。

注) 熱交換器の排除率（伝熱管による流路のブロックage率）とコンパクトネス（伝熱面積/伝熱部容積）の関係

熱交換器の局所モデルで考えると、伝熱面積 $A = d\pi l$ 、容積 $V = abl$ 、排除率 $e = d/a$ より、コンパクトネス $c = e\pi/b$ となる。流れ方向ピッチが管径に等しい（隙間0）ときは、 $c = e\pi/d$ が成り立つ。



## (7) プリクーラ

伝熱面積 $A$ 、排除率 $e$ 、管径 $d$ 、インテーク径 $D_1$ 、インテーク出口径 $D_2$  ( $D_1$ の60%)、ファン径 $D_t$ から軸長 $L$ を求める。プリクーラ伝熱部の容積は、 $D_1$ を下底直径、 $D_2$ を上底直径とする直円錐台から、 $D_1$ を下底直径とする直円錐を除いた部分である。内部熱交換器と同様に流れ方向ピッチが管径に等しいとすると管長 $L_t$ は、

$$L_t = 12dA / [e\pi^2(D_1^2 + D_2^2 + D_1D_2 - D_t^2)]$$

プリクーラの軸長 $L$ は、マニフォールド（管長の20%）、接続ダクト（インテーク径の50%）、管長の和に等しいものとする。

伝熱面積と肉厚 $t$ 、管径から伝熱管重量を計算する。マニフォールド重量は伝熱管重量の50%とする。伝熱管材料としてSUS（密度 $7920 \text{ kg/m}^3$ ）、ケーシング材料としてACC（密度 $1700 \text{ kg/m}^3$ ）を適用し、肉厚 $t$ を5%、排除率を35%、ケーシング肉厚を4mmとすると、熱交換器重量 $W$  (kg)と軸長 $L$  (m)は、

$$L = 4.1683dA / (1.96D_1^2 - D_t^2) + 0.5D_1 \quad W = 564.3dA + 21.36D_1L$$

## (8) ポンプ

ポンプ重量はインペラ径の2乗に比例し、さらにインペラ径 $D_i$ がファン径に比例するものと仮定する。ファン径400mmエンジン用に設計されたターボポンプの重量が20kgであることから、

$$W = 125D_i^2$$

## (9) 電子機器

電子機器の重量はエンジンサイズに影響されないものとし、ファン径300mmエンジンと同じ15.8kgに固定す

る。

(10) エンジンマウント

機体側の重量に含める。

(11) 配管, バルブ

ファン径Dtに比例するものと仮定する。ファン径300 mmエンジンの配管, バルブ重量が27.9 kgであることから,

$$W = 310D_i^2$$

(12) ボルトナット

全体の6%と仮定する。

(13) マージン

全体の5%と仮定する。

以上の推定式をまとめて第2表に示す。

表2 エンジン重量/軸長推定式

Component	Axial Length	Weight
Inlet	$L = 3.50 \cdot D_i$	$W = 237 \cdot D_i^{2.0}$
Nozzle	$L = 1.50 \cdot D_i$	$W = 142 \cdot D_i^{2.0}$
Fan	$L = 0.94 \cdot D_t$	$W = 333 \cdot D_t^{2.7}$
Turbine	$L = 0.85 \cdot D_m$	$W = 936 \cdot D_m^{2.5}$
Combustor	$L_c = 4.0526 \cdot d_c \cdot A_c / D_c^{2.0} + 2.00 \cdot D_c$	$W = 594.0 \cdot d_c \cdot A_c + 32.00 \cdot D_c \cdot L_c + 21.2 \cdot D_c^{2.0}$
Precooler	$L_p = 4.1684 \cdot d_p \cdot A_p / (1.96 \cdot D_i^2 - D_t^2) + 0.5 \cdot D_i$	$W = 564.3 \cdot d_p \cdot A_p + 21.36 \cdot D_i \cdot L_p$
Pump	-	$W = 125 \cdot D_t^{2.0}$
Electronics	-	$W = 15.8$
Piping & Valves	-	$W = 310 \cdot D_t^{2.0}$
Bolts & Nuts	-	$W = 0.06 \cdot W_{total}$
Margin	-	$W = 0.05 \cdot W_{total}$
Sum		

Nomenclatures

Ac: Combustor Heat Exchange Area [m<sup>2</sup>]

Ap: Precooler Heat Exchange Area [m<sup>2</sup>]

dc: Combustor Tube Diam. [m]

dp: Precooler Tube Diam. [m]

Di: Inlet Cowl Diameter [m]

Dt: Fan Tip Diameter [m]

Dm: Turbine Diameter [m]

Dc: Combustor Diameter [m]

Wtotal: Total Weight (w/o bolts&nuts, w/o magine)

### 13. まとめ

1989年より2002年にかけて宇宙科学研究所で実施してきたATREXエンジンの地上燃焼試験，および風洞試験のデータをもとに，飛行実証用ATREXエンジンを構成する主要要素（インテーク，ノズル，ファン，タービン，ターボポンプ，燃焼器，燃焼器内部熱交換器，プリクーラ，燃料供給系，エンジン抵抗，構造重量）の特性モデルを作成した．この特性モデルは，ATREXエンジンの飛行性能予測コードに適用され，飛行実証用エンジンの概念設計に使用された．