

## H-IIA 第 2 段ターボポンプの予冷熱解析 Pre-Cooling analysis of the H-IIA 2nd Stage Turbo-pumps

総合技術研究本部 システム評価技術グループ  
遠山 伸一、芳仲 敏成

Space Systems Evaluation Engineering Group  
Institute of Space Technology and Aeronautics  
S.Tôyama, T.Yoshinaka

### Abstract

Before the ignition and restart of the 2nd stage engines of H-IIA rocket, the turbo-pumps must be sufficiently cooled by liquid Oxygen and Hydrogen preliminary. But, the cooling duration were determined by the experimental and previous flight data. Thermal analyses have been conducted to predict the duration precisely and estimate the necessary quantities of liquid Oxygen and Hydrogen.

### 1. はじめに

H-IIA の 2 段エンジンの初回および再着火時に推進薬供給系、特に液水ターボポンプ (FTP) および液酸ターボポンプ (LTP)、を予冷する必要があるが、主に予冷時間は地上試験と Flight 実績に基づいて決定しているのが現状である。

そこで、必要な予冷時間および液体酸素・水素の量を求めるために、第 2 段ターボポンプの予冷熱解析を平成 15 年度末からプロジェクト協力として開始し実施している。

### 2. 概要

平成 15 年度から現在までの協力の概要は以下の通り。

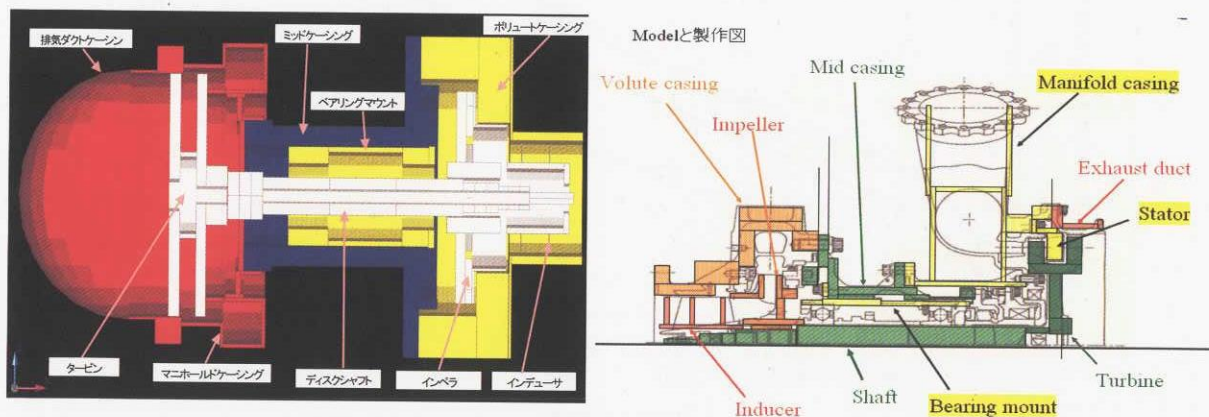
#### (1) 物性値調査

ターボポンプを構成する部品 (ポリユートケーシング、ディスクシャフト、インデューサ、インペラ等) の材料の物性値を極低温域に渡って文献調査した。

#### (2) 熱モデルの作成

熱解析には汎用ソフト Thermal Desktop を採用し、円柱、平板、球要素で、各部の形状を近似した。

図 1 に解析モデルの概要を示す。



FTP

Fig.1 Outlines of analytical model

LTP

(3) 温度予測

エンジン始動時に液体酸素および液体水素が流れる部分の温度を 90K、30K、ガスとなる部分を 400K と初期温度を設定し、500 秒間の温度推移を計算した。図 2 に温度の初期条件を示す。初期温度は液体水素および液体酸素の温度、およびタービン駆動ガス温度とした。

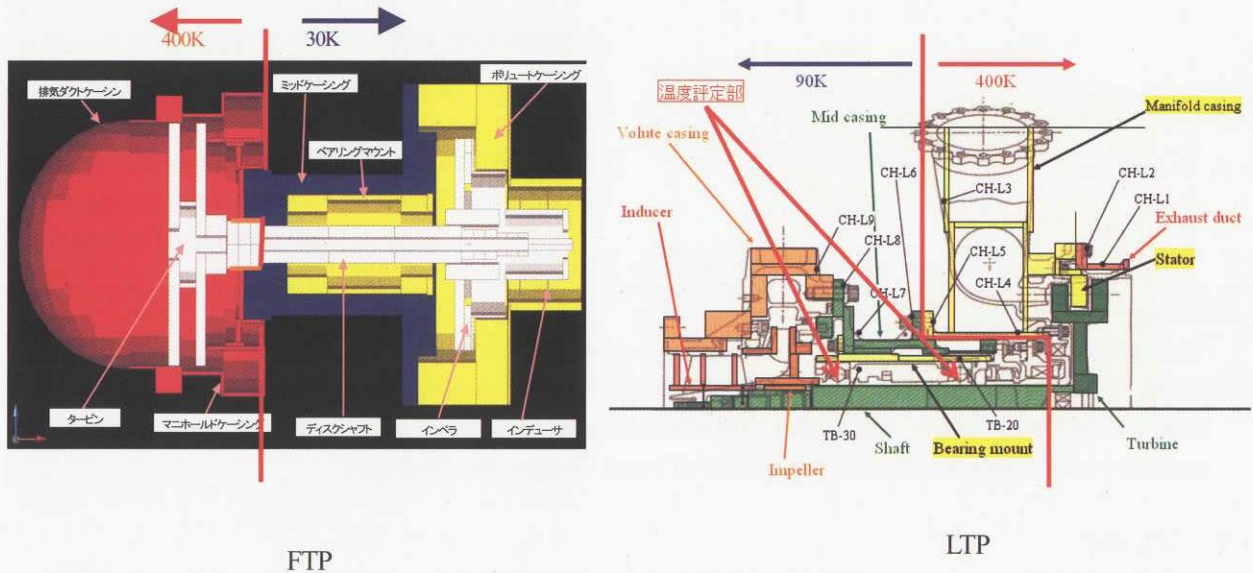


Fig.2 Boundary conditions of the analysis

3. 成果概要

(1) 物性値調査と近似関数化

例として図 3 に熱伝導率を示す。図 3 を見ると、材料データからは上記の温度範囲で実際に大きな変化が見られる。また、特に低温部でデータの欠落が多い。これは比熱についても同様である。よって、比熱および熱伝導率について物理学的モデル計算や多項式近似を考慮し広範囲な温度範囲の熱解析に使用可能な熱物性値の近似関数を作成することとした。これにより、熱数学モデル作成時の精度向上を計ることが可能である。

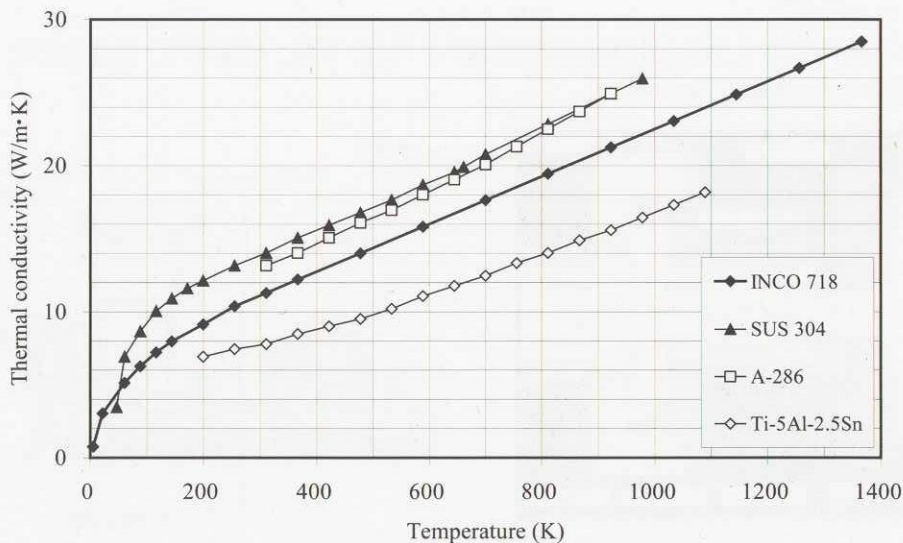


Fig.3 Thermal conductivity of the applied materials



比熱の近似関数には Debye 模型を用いた。これは、比熱は物質の格子振動の自由度から計算するもので、低温から高温まで実際の比熱の温度依存性を大局的に説明する模型である。物質の比熱には格子によるもの（格子比熱）と電子によるもの（電子比熱）があるが、固体の場合は格子比熱の寄与がほとんどである。比熱同様、熱伝導率には格子からと電子からによる寄与があり、物理的モデルも存在する。しかしながら、比熱の場合には格子比熱は比較的簡単に算出することができたのに対して、熱伝導率モデルの場合には物質中のフォノンの平均自由行程などが必要であり、容易な算出は困難で信頼できるデータも現在のところ不明である。また電子の寄与では電子のフェルミエネルギー分布の積分が必要であり、この計算も非常に複雑であるので、今回は多項式近似で近似関数化した。

図4に主要材料の比熱の Debye 模型による計算結果を実線で示す。この関数をもとに、実験データに規格化したものが半線であり、熱解析ではこの規格化関数を用いている。

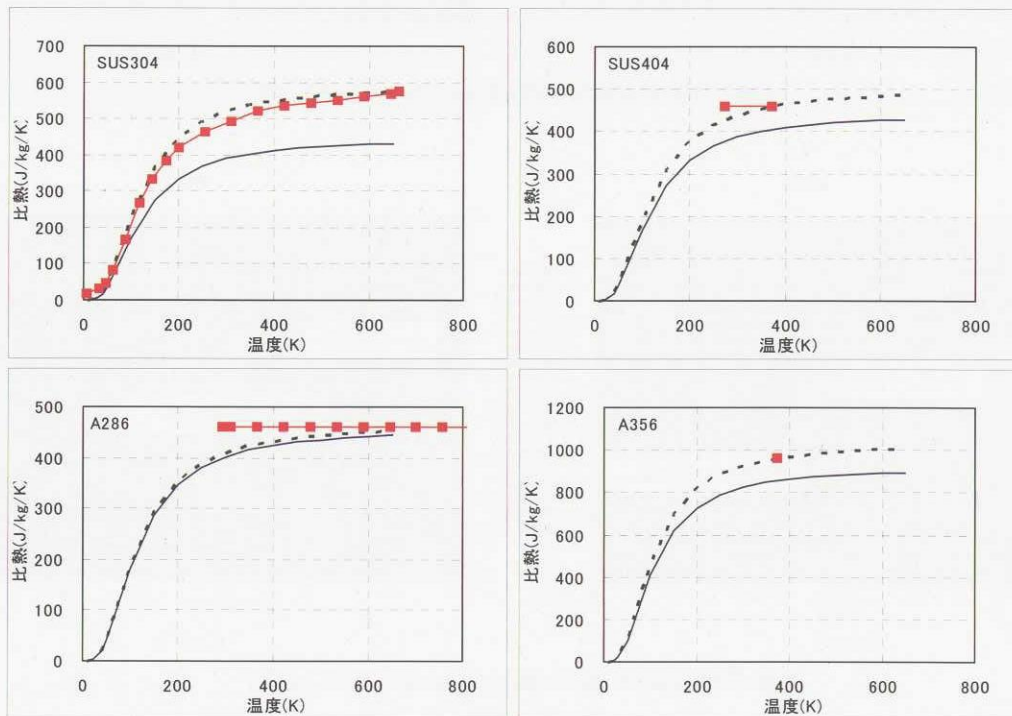


Fig.4 Fitting functions for Specific heat

## (2) 温度推移計算

### ① FTP

FTP 全体のドライ粗モデルを作成し試行計算を行った。その際の予冷判定温度測定場所に関係するディスクシャフトの温度分布を求めた。

計算条件は、500 秒間の暗空間で熱入力なしで、

ケース 1：比熱、熱伝導係数一定（311K の値で代表）の場合

ケース 2：比熱、熱伝導係数を近似関数による温度依存性を反映した場合

なお、両ケースとも赤外輻射率は、常温での値を使用した。また、ベリングマウント・ディスクシャフト間に伝導熱伝導はないとしている。

ケース 1・ケース 2 の計算で得られた 500 秒後の温度分布と温度推移を図 5 および図 6 に示す。ケース 2 の場合が現実に近い条件であり、ディスクシャフト上流部の温度はケース 1 に比較して 500 秒後で最大 50K 程度高温になる。よって、現実的な評価のためには熱物性地の温度依存性を取り入れる必要があると考えられる。

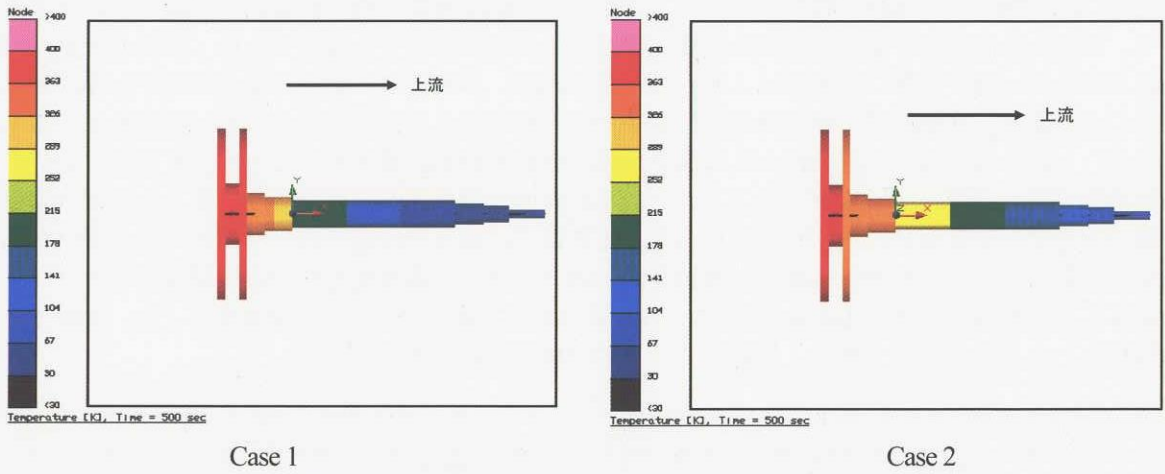


Fig.5 Temperature distribution on the disk-shaft of FTP

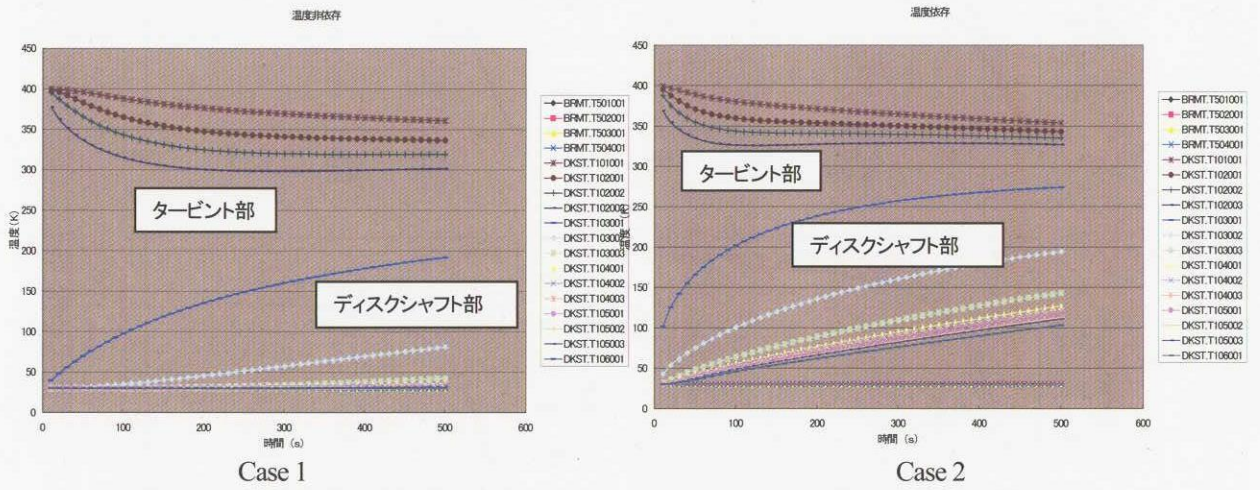


Fig6 Temperature distribution on the disk-shaft of FTP

② LTP

熱物性値が温度によらず一定と仮定した場合（311Kでの値を使用）および温度依存性を考慮した場合の2ケースについて計算した。評価部はシャフトまわりの軸受け部として、予冷開始から500秒間の温度履歴を求めた。ディスクシャフト各部の節点位置を図7に、各節点の温度履歴を図8に示す。



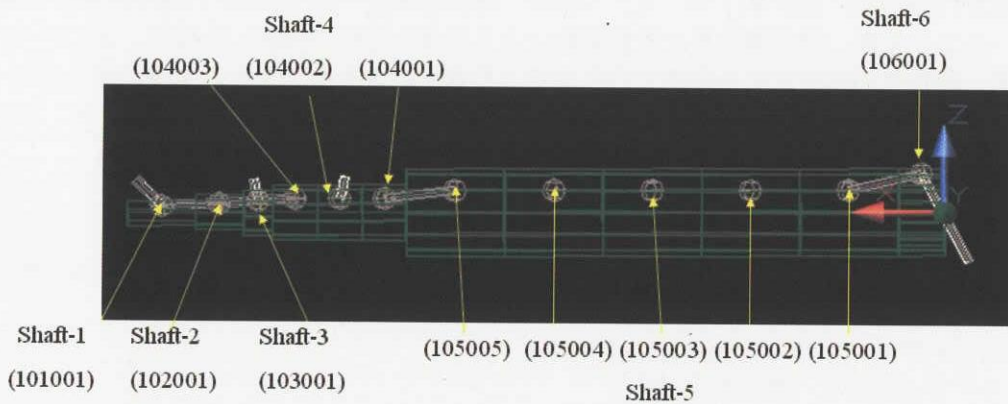


Fig.7 Critical points on the disk-shaft of LTP

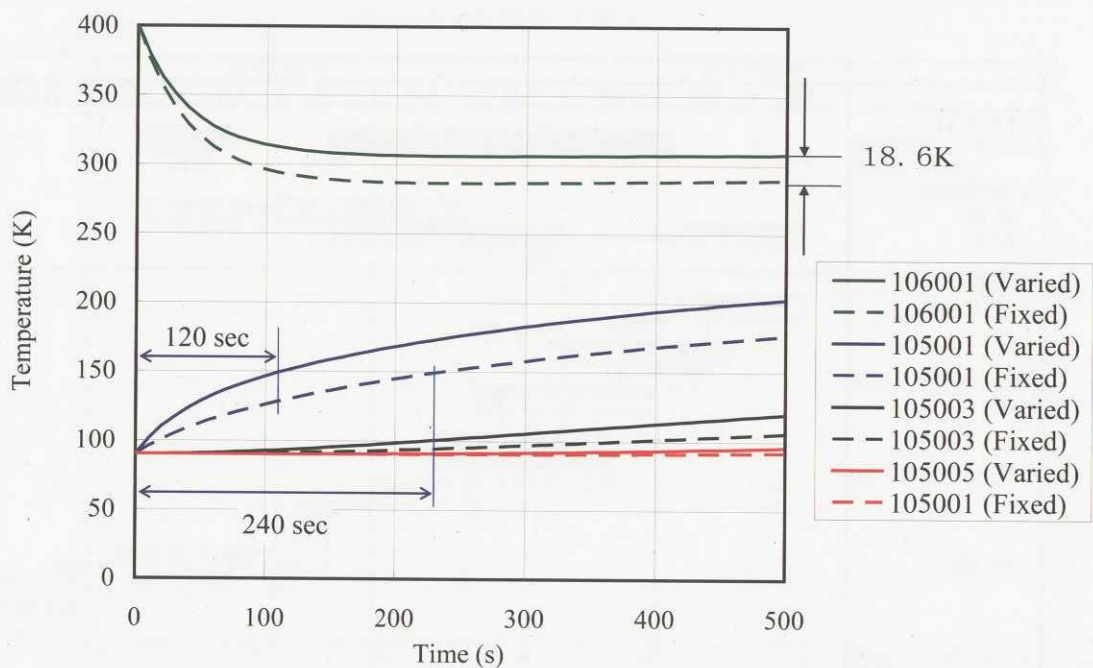


Fig.8 Temperature distribution on the disk-shaft of LTP

実線は温度依存性を考慮した場合、点線は温度によらず物性値は一定とした場合である。解析結果が示すように、以下の結果が得られた。

- ・ 物性値の温度変化を考慮すると、タービンとの結合部(106001)の到達温度が 20K 程度高くなった。
- ・ 温度評定部である予冷温度計測点 (105001) で 150K までの上昇時間を比較すると、物性値の温度変化を考慮した場合が 120 秒に対して一定とした場合は 240 秒であった。

物性値の温度変化を考慮すると温度上昇速度が 2 倍程度になり、また、到達温度も高くなった。予冷時間を精度よく求めるには、物性値の温度変化を考慮することが重要なことが明らかになった。

#### 4. まとめ

H-II A 第 2 段の FTP、LTP の熱数学モデルを作成し、予備的熱解析を実施した。比熱および熱伝

導率は物理学的モデル計算や多項式近似を考慮し上記温度範囲の熱解析に使用可能な熱物性値の近似関数を作成した。熱計算はケース1：比熱、熱伝導係数一定（311K の値で代表）の場合、およびケース2：比熱、熱伝導係数を近似関数による温度依存性を反映した場合、について行った。その結果、物性値の温度変化を考慮すると温度上昇速度が大きく、また、到達温度も高くなった。よって、予冷時間を精度よく求めるには、物性値の温度変化を考慮することが重要なことが明らかになった。

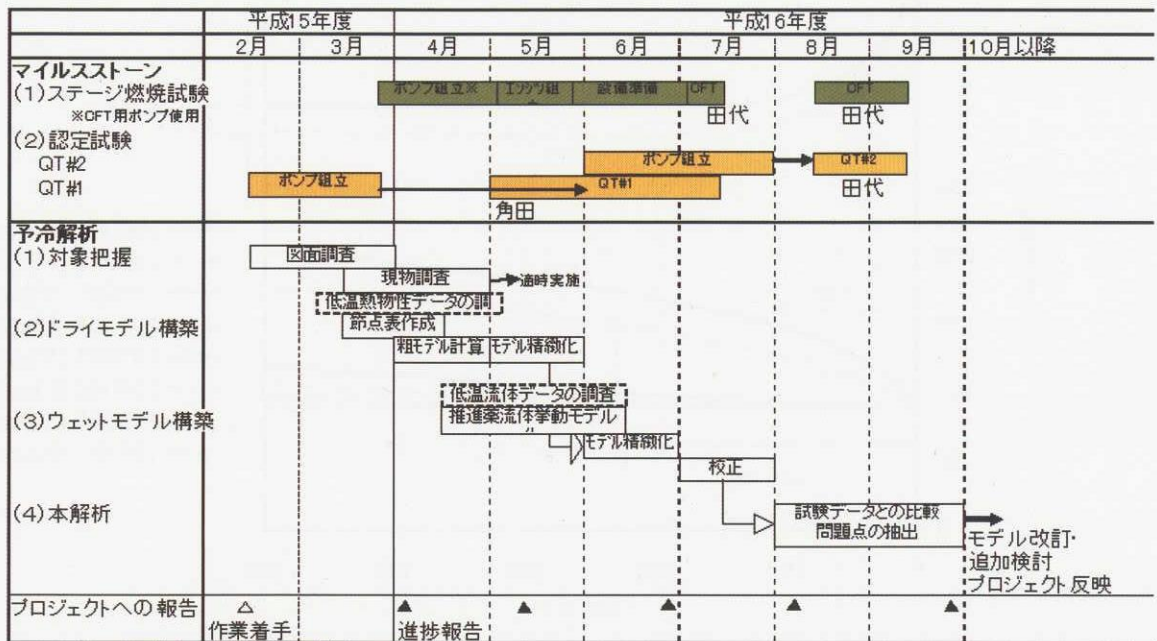
5. 今後の予定

今後は、作成したモデルの精緻化を行い、熱解析を継続する。精緻化では、主に以下の項目を予定している。

- (1) 接触面やベアリング等の接触熱抵抗値の設定
- (2) 解析モデルの詳細化（節点数最適化）
- (3) 推進薬の熱流体特性のモデル化および検証

なお、予定スケジュールを表1に示す。

表1 予定スケジュール



ドライモデル: 推進薬を含まないモデル  
 ウェットモデル: 推進薬を含むモデル  
 なお、上記両モデルは、海拔ゼロおよび打ち上げの環境を含む。