液体水素を燃料とする超音速航空機エンジンの性能解析*

(液体水素の低温エクセルギーの利用)

辻 川 吉 春^{*1}, 沢 田 照 夫^{*2}
平 野 雅 宣^{*3}, 塚 本 祐 二 郎^{*4}

Performance Analysis of Liquid Hydrogen Fueled Supersonic Aircraft Engines (On the Utilization of Cryogenic Exergy of Liquid Hydrogen)

Yoshiharu TSUJIKAWA, Teruo SAWADA,
Masanobu HIRANO, and Yujiro TSUKAMOTO

In supersonic aircraft engines with higher flight Mach number, the temperature of suction air is raised considerably by aerodynamic heating, which causes the degradation of such engine performances as the thermal efficiency and specific fuel consumption. If liquid hydrogen is used as fuel, cryogenic heat can be utilized to precool the suction air. In the present study, the effects of precooling by liquid hydrogen is estimated, considering the ideal precool cycle. The characteristics of the real engine cycle are also investigated. The configuration of the precooler has affected the cycle characteristics. The optimum configuration, therefore, is determined by adopting the new exergy efficiency based on the second law of thermodynamics.

Key Words: Aero-Engine, Super Sonic Flight, Liquid Hydrogen, Cryogenic Exergy, Precooling, Exergy Efficiency

1. 緒 言

液体水素は熱力学の第二法則の観点から低温エクセルギーを、また第一法則の観点からみて冷却能(冷熱)を保有している。したがって液化するのに消費された仕事量を回収するためには、その低温エクセルギーを有効に使用しなければならない。航空機の燃料として液体水素を使用する際、冷熱を利用する方法として Resyotko⁽¹⁾と Cunningham ら⁽²⁾は翼、胴体前部、エンジンポッド等の空力表面を極低温の水素で冷却すれば、すなわち、境界層制御をすることにより空力抵抗を減少できることを示した。航空機の飛行マッハ数が大きい場合、空力加熱により吸気温度はかなり上昇し、エンジン性能の劣化につながる。このため、本研究では、圧縮機の上流側に予冷器を装備した予冷却エンジンサイクルを提案した。このエンジンでは吸気は低温水素で冷却される。Künkler⁽³⁾はターボラムジェットやターボロケットに吸気冷却器を装備した数種のエ

ンジン形態を提案し、その性能を詳細に解析している。著者らもすでに、水素の膨張タービンを備えた定置用の吸気冷却ガスタービンを提案し、その特性を解析して低温エクセルギー利用による利得を評価した⁽⁴⁾。

予冷器の形状は温度効率や圧力損失率を通じてエンジンの性能に影響を与える。その結果、最大熱効率あるいは最小燃料消費率を与えるように予冷器形状(流路長)が最適化される必要がある。最近、熱交換器の性能を評価するのにエントロピー生成法や、エクセルギー損失を用いた方法等⁽⁵⁾⁽⁶⁾が提案されている。液体水素を燃料とするターボジェットエンジンの予冷器の場合、その通路内で両流体ともにエクセルギーを減少させるので性能評価は困難となる。本研究では、この点をも考慮して新しい評価法を提案し、予冷器の最適形状を決定し、飛行マッハ数、高度と吸気冷却の効果との関係を明らかにした。

記 号

A: 面積 m^2
a: インレット前後における温度比
b: 圧縮機前後における温度比
C: 熱容量 kW/K

* 昭和62年3月16日 東海支部第36期総会講演会において、講演、原稿受付 昭和61年8月13日。

^{*1} 正員、大阪府立大学工学部(〒591 堺市百舌鳥梅町4-804)。

^{*2} 正員、岡山理科大学工学部(〒700 岡山市理大町1-1)。

^{*3} 三菱重工業(株)(〒455 名古屋市港区大江10)。

^{*4} 大阪府立大学大学院。

c_f : 摩擦係数
 C_p : 比熱 $\text{kJ}/(\text{kg}\cdot\text{K})$
 $[C_{pm}]$: 平均比熱 $\text{kJ}/(\text{kg}\cdot\text{K})$
 $\dot{E}$: エクセルギー kW
 $\dot{E}_l$: エクセルギー損失 kW
 F : 推力 N
 f : 燃空比
 H_u : 低位発熱量 kJ/kg
 L : 予冷器流路長 m
 $\dot{L}_c$: 圧縮機入力 kW
 M_0 : 飛行マッハ数
 $\dot{m}$: 流量 kg/s
 NTU : 熱交換単位数
 $\dot{Q}$: 熱交換器の熱負荷 kW
 R : ガス定数 $\text{kJ}/(\text{kg}\cdot\text{K})$
 $\dot{S}$: エントロピー生成速度 $\text{kW}/(\text{kg}\cdot\text{K})$
 sfc : 燃料消費率 $\text{kg}/(\text{N}\cdot\text{hr})$
 w : 飛行速度 m/s
 α : 熱伝達率 $\text{kW}/\text{m}^2\text{K}$, 迎角 deg
 β : 偏向角 deg
 ϵ : 熱交換器効率
 η_1, η_2, η_3 : エクセルギー効率
 η_{PR} : 圧力回復率
 η_c : 圧縮機ポリトロップ効率
 η_N : ノズル効率
 η_0 : 全効率
 η_p : 推進効率
 η_T : タービンポリトロップ効率
 η_{th} : 熱効率
 θ : 吸気温度降下率
 κ : 比熱比
 μ : 粘性係数 $\text{N}\cdot\text{s}/\text{m}^2$
 ρ : 密度 kg/m^3
 τ : 最高温度比
 ϕ : 圧力比

添字

AB : アフターバーナ
 B : 燃焼器
 C : 圧縮機
 c : 予冷器低温流体
 g : 燃焼ガス
 H : 水素
 h : 予冷器高温流体
 j : ジェット
 N : ノズル

(N, PC): 予冷器を付加しない場合

PC : 予冷器
 T : タービン

2. 低温水素による吸気冷却の効果

高マッハ数で飛行する超音速航空機においては予冷器入口での吸気温度は空力加熱により相当上昇する。加えて、液体水素それ自身を蒸発加熱するのに相当量の燃料を必要とする。したがって、両者が性能劣化の要因となる。予冷器を装備したターボジェットエンジンでは燃料として使用される極低温の液体水素によって吸気を冷却することが可能になる。同時に、水素は蒸発、加熱される。本章では、図1の T - s 線図に示されるようなすべての構成要素の効率が1であり、圧力損失も無視できる理想的な予冷却サイクルを考え、吸気冷却による熱効率への影響を評価する。なお図1と後の図5における各状態点は次のものを表す。

- 0: 大気状態
- 1E: 予冷器入口
- 1: 圧縮機入口
- 2, 2': 圧縮機出口
- 3: タービン入口
- 4: タービン出口
- 5: ノズル出口 (図1), ノズル入口 (図5)
- 6: ノズル出口 (図5)

圧縮機入口温度は次式で与えられる。

$$T_{1E} = \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_0^2\right) T_0 \equiv a T_0 \cdots \cdots (1)$$

ここで a は温度比 T_{1E}/T_0 を表し、それを用いて圧縮機入口圧力は

$$P_{1E} = P_0 a^{\kappa/(\kappa-1)} \cdots \cdots (2)$$

と表せる。吸気温度降下率 θ と圧縮機前後の温度比 b は次のように示される。

図1 理想サイクルの T - s 線図

$$\theta = \frac{T_{1E} - T_1}{T_1} \dots\dots\dots (3)$$

$$b = \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{(\kappa-1)/\kappa} \dots\dots\dots (4)$$

サイクルの最高温度比を $\tau (= T_3/T_0)$ とすると、以上の諸式より、予冷却のない場合と予冷却をした場合の熱効率はそれぞれ

$$\eta_{th} = \frac{(T_3 - T_4) - (T_2' - T_0)}{T_3 - T_2'} = \left(1 - \frac{1}{ab} \right) \dots\dots\dots (5)$$

$$\begin{aligned} \eta_{thPC} &= \frac{(T_3 - T_4) - (T_2 - T_1) - (T_{1E} - T_0)}{(T_3 - T_2) - (T_{1E} - T_1)} \\ &= \frac{\tau(1-1/ab) - a(1-\theta)(b-1) - (a-1)}{\tau - ab(1-\theta) - a\theta} \dots\dots\dots (6) \end{aligned}$$

と書ける。したがって、予冷却による熱効率の利得はそれらの差で表され、

$$\begin{aligned} \Delta\eta_{th} &= \eta_{thPC} - \eta_{th} \\ &= \frac{\theta(1-1/b)}{\tau - ab(1-\theta) - a\theta} > 0 \dots\dots\dots (7) \end{aligned}$$

となる。式からサイクルの作動可能な領域では利得は常に正となる。図2には吸気温度降下率 θ と τ の利得に対する影響を示す。圧縮機の圧力比、飛行マッハ数と吸気温度降下率が増加すると利得も増すが、それに対して最高温度比の増加は利得の減少をもたらす。なお、サイクルの温度比が一定の場合、圧縮機圧力比には、 $T_2 < T_3$ の条件により上限が存在する。

3. 予 冷 器

3.1 熱交換器の性能の熱力学的な評価 熱交換器の熱力学的性能評価については数多くの方法が提案されている。予冷却の場合、エクセルギー源は極低温の水素であり、特に、性能評価法の適切な選択が必要である。

図2 予冷却による熱効率の利得

これまでもエクセルギーの概念に基づく、効率の定義式が提案されており、第1の定義は効率を温流体のエクセルギー減少量 $(-\Delta\dot{E})_h$ に対する冷流体のエクセルギーの増分 $(+\Delta\dot{E})_c$ の比として表現しており、次式のようなになる⁽⁷⁾。

$$\eta_1 = \frac{(+\Delta\dot{E})_c}{(-\Delta\dot{E})_h} \dots\dots\dots (8)$$

第2の評価法としては Moran⁽⁸⁾ が提唱したものであり、両流体が入口で保有するエクセルギーに対する出口で保有する量をとっており、

$$\eta_2 = \frac{\dot{E}_{out}}{\dot{E}_{in}} \dots\dots\dots (9)$$

と表す。最後のものはもとと Witte⁽⁹⁾ らが提案したものを著者らが修正したものであり、熱負荷とエクセルギー損失で表現され、

$$\eta_3 = 1 - \frac{\dot{E}_l}{\dot{Q}} \dots\dots\dots (10)$$

と表す。予冷却器に流入する両流体の温度レベルを考慮した場合、温流体のエクセルギーの減少は正確に見積もることができるが、図3の $T-s$ 線図で示したように低温側のエクセルギーも消費される(減少する)。したがって熱交換器内のこの部分では両流体ともエクセルギーが減少するので、式(8)の η_1 は負の値をとる。 η_2 についてみると熱交換器から流出するエクセルギーが適切に見積もれないことになる。そのため、予冷却器の性能を評価するのに、 η_1, η_2 は適していないといえる。

ある条件に対して式(10)によるエクセルギー効率 η_3 が計算され、流路長さに対して図4に示されている。この結果は両側流体の流量比を一定として計算したものであり、実際のエンジンサイクルに付加する場合には、熱交換器の性能がフィードバックされるので流路長の影響はやや異なってくる。温度効率 ε も同時に示したが流路長に対して極大値をとらず、 η_3 を最大にする最適流路長が存在する。

3.2 予冷却器の特性 航空機に装備される予冷却器は軽量かつコンパクトさ(すなわち伝熱面積/容量比の大きいこと)が要求される。本研究では、向流式プレートフィン形の熱交換器を予冷却器として採用する。

吸気側と水素側に対して、それぞれ(11.1)と(5.3)形のプレートを使用する。以下の解析では添字1, 2はそれぞれ空気側と水素側を表している。

熱交換単位数 NTU と温度効率 ε との間には熱容量比をパラメータとして関数関係が求められており、温度効率 ε が与えられれば、両流体の予冷却器出口温度が決まる。これらにより、通路内での圧力損失は以下

のように表される。

$$\Delta P = \frac{G^2}{2\rho_{in}} \left[(K_c + 1 - \sigma^2) + 2 \left(\frac{\rho_{in}}{\rho_{out}} - 1 \right) + c_f \frac{A}{A_c} \frac{\rho_{in}}{\rho_m} - (1 - \sigma^2 - K_s) \frac{\rho_{in}}{\rho_{out}} \right] \quad (11)$$

ここで σ は縮流係数、 K_c 、 K_s はそれぞれ入口、出口の損失係数である。第1項と4項は入口と出口における通路断面積の変化によるものを表し、第2項は加減速の影響を、そして第3項はコア摩擦による寄与を示す。上式により、熱交換器における不可逆性によるエクセルギー損失は、

$$\begin{aligned} \dot{E}_t = T_0 \Delta \dot{S} = T_0 \left[C_1 \ln \left\{ 1 + \varepsilon \left(\frac{T_{2in}}{T_{1in}} - 1 \right) \right\} + C_2 \ln \left\{ 1 - \frac{C_1}{C_2} \varepsilon \left(1 - \frac{T_{1in}}{T_{2in}} \right) \right\} - C_1 \left(\frac{R}{C_p} \right)_1 \ln \left\{ 1 - \left(\frac{\Delta P}{P} \right)_1 \right\} - C_2 \left(\frac{R}{C_p} \right)_2 \ln \left\{ 1 - \left(\frac{\Delta P}{P} \right)_2 \right\} \right] \quad (12) \end{aligned}$$

と表せる。

4. 実機のエンジンサイクル

4.1 基礎式 超音速で飛行するエンジンサイクルの T - s 線図を図5に示す。エンジンは主翼下面に取付けられているものと想定し、吸気は翼前縁から発生する衝撃波と超音速インレットによる斜め衝撃波と垂直衝撃波の組合せにより亜音速まで減速される。衝撃波の数を増すほど、等エントロピー圧縮に近づき、圧力回復率は向上する。空気取入口上流での総圧は

$$P_{t0} = P_0 \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_0^2 \right)^{\kappa/(\kappa - 1)} \quad (13)$$

図3 熱交換過程の T - s 線図

となり、圧力回復率 η_{PR} を用いて、予冷器入口での総圧は、

$$P_{t1E} = \eta_{PR} P_{t0} \quad (14)$$

と表せる。空気取入口前後でのエネルギーは保存されるので

$$T_{1E} = T_0 + \frac{w_0^2 - w_{1E}^2}{2[C_{pam}]_0^{1/E}} \quad (15)$$

が成り立ち、したがって、予冷器入口でのマッハ数は

$$M_{1E} = w_{1E} / \sqrt{\kappa R T_{1E}} \quad (16)$$

となる。予冷器の温度効率と前節で得られた圧力損失係数とにより、予冷器出口での状態量が求められる。圧縮機の仕事入力は次式で与えられる。

$$\dot{L}_c = \dot{m}_{air} [C_{pam}]_2^2 T_{t1} \left\{ \varphi_c^{Ra/\eta_c(C_{pam})^2} - 1 \right\} \quad (17)$$

燃焼器での燃空比は、次のように与えられる。

$$\frac{1}{f_B} = \frac{\dot{m}_{air}}{\dot{m}_{HB}} = \frac{\eta_B H_u - [C_{pHm}]_{20}^2 (T_{t2} - T_{t20})}{[C_{pam}]_2^2 (T_{t3} - T_{t2})} - 1 \quad (18)$$

タービン出力は圧縮機の駆動に使用されるのでタービン出口温度は

$$T_{t4} = T_{t3} - \dot{L}_c / \{ \dot{m}_a [C_{pam}]_3^4 \} \quad (19)$$

と表される。アフタバーナにおける燃空比は

$$\frac{1}{f_{AB}} = \frac{\dot{m}_{air}}{\dot{m}_{HAB}} = \frac{1}{(1 + f_B)} \times \left\{ \frac{\eta_B H_u - [C_{pHm}]_{20}^2 (T_{t4} - T_{t20})}{[C_{pam}]_4^2 (T_{t5} - T_{t4})} - 1 \right\} \quad (20)$$

となり、全体の燃空比は次式のように求められる。

$$f = f_B + f_{AB} \quad (21)$$

ジェットの色度は

$$w_j = \sqrt{2[C_{pam}]_5^2 (T_{t5} - T_{t6})} \quad (22)$$

図4 予冷器のエクセルギー効率

と表せるので、推力は次のように表される。

$$F = \dot{m}_{\text{air}}[(1+f)w_j - w_0] \quad \dots\dots\dots (23)$$

したがって、上の各式より、熱効率、推進効率は以下のように求められる。

$$\eta_{\text{th}} = \frac{(1+f)w_j^2 - w_0^2}{2fH_u} \quad \dots\dots\dots (24)$$

$$\eta_p = \frac{2\{(1+f)w_j - w_0\}w_0}{(1+f)w_j^2 - w_0^2} \quad \dots\dots\dots (25)$$

4・2 計算結果と検討 図6は予冷器の入口における温度、圧力、密度等の状態量と空気取入れ口におけるそれらの量との比を示している。図の横軸には併せて、飛行マッハ数と、翼前縁で発生する衝撃波後の流れのマッハ数との対応が示されている。飛行マッハ数が増加するとそれらはすべて増加する。空気取入れ口の衝撃波群による減速の程度が図7に示されている。幾何学的に変な形状を持つ超音速インレットを採用しているので、四面衝撃波通過後の温度、圧力は上昇しており、マッハ数 M_∞ の増加に対して予冷器入口マッハ数 M_0 は逆に減少する。

図8には圧縮機出口温度が飛行マッハ数に対して示されている。図中、圧縮機の圧力比をパラメータとして使用している。飛行可能なだけの推力を発生するために、圧縮機出口温度には制限が加えられ、ここではその上限を1500 Kとし、飛行可能な領域の拡張される程度を示している。どの圧力比に対しても約0.3ほど飛行可能な領域が広がる。このエンジンでは、アフタバーナを使用しているので燃料流量が若干増加しているが、もし燃料過濃な（当量比が1に比べて十分大きい）条件での燃焼が可能なら、この効果はもっと大きくなり、同時に予冷却の効果も増す。これについての詳細な議論は次報にゆずる。

2章の理想サイクルで確認されたのと同様、実機の

サイクルにおいても、熱効率、燃料消費率は予冷却により改善され、そのうち熱効率が予冷器の流路長に対して図9に示されている。飛行マッハ数一定とすると、最大熱効率あるいは最少燃料消費率をもたらす最適流路長が存在する。流路長がこの最適長さよりも短い領域では、エクセルギー損失は主として熱交換温度差が大であることにより発生し、これよりも長い場合には、通路内の圧力損失による不可逆性がエクセルギー損失に占める割合が大きくなることを示す。最大熱効率と最少燃料消費率を与える流路長にはわずかながら差があり、3章で述べた最大のエクセルギー効率 η_3 を与える流路長とも異なる。またその長さはマッハ数とともに長くなる。図10には予冷器を付加しない場合との熱効率の比較を示す。なお本解析では、予冷器を付加したことによる重量増加のデメリットは考慮していない。予冷器を付加したときの値は各マッハ数について

図6 超音速インレットによる状態関数の変化

図5 実機のエンジンサイクルの T-s 線図

図7 飛行マッハ数と予冷器入口マッハ数との関係

先の図9に示したように流路長に対する最適の熱効率を採って結んだものである。マッハ数が3.6近傍で熱効率が最大となる。前述されたように、熱効率、燃料消費率が流路長によって変化するの、水素側温度効率と予冷器の圧力損失率が流路長によって変化するせいである。

熱効率に及ぼす高度の影響を図11に示す。主翼の迎角 α は全備重量 W を用いて

$$\alpha = \frac{W\sqrt{M_0^2 - 1}}{2\rho_0 w_0^2 S} \quad (26)$$

と表される。したがって、高高度に対して大気密度は非常に小さいので α は大きくなる。一方、インレットの断面積 $A_{1\varepsilon}$ に対する空気捕獲面積 A_0 は次式で示すように α とともに増大する。

$$A_0 = A_{1\varepsilon} \frac{\sin \beta}{\sin(\beta - \alpha)} \quad (27)$$

図8 飛行マッハ数に対する圧縮機出口温度

図9 熱効率と流路長との関係

ここで β は翼から発生する衝撃波角である。したがって、高度増加による密度の減少に比べて、空気流量の減少割合は小さい。また圧力損失率は式(11)を参照すれば明らかなように、 $\Delta P/P \propto (G/\rho)^2 T$ (G :流量)であり、高高度では T は一定とみなしてよい。したがって、高度増加により圧力損失が増し、熱効率低下につながる。予冷器の流路長を一定とすると、ある高度以上で熱効率の利得は消失する。

5. 結 論

予冷却の効果を理想サイクルで解析的に明らかにし、実際のターボジェットエンジンに吸気冷却を行うサイクルに適用してその効果を評価し、以下の結論を得た。

- (1) 飛行条件を与えると、熱効率を最大(燃料消費率を最少)にする予冷器流路長が存在する。
- (2) 予冷器付加により、燃料消費を減少できる。
- (3) 高度が高いほど、予冷器の効果は減少する。

図10 熱効率とマッハ数との関係

図11 高度の影響

(4) 予冷却により、圧縮機出口温度上昇が緩和され、エンジンの作動可能領域が拡張される。

文 献

- (1) Reshotko, E., *J. Aircraft*, 16 (1979), 584.
- (2) Cunningham, G. R., ほか 1 名, *SAE Paper*, No. 801155 (1980).
- (3) Künkler, H., *Dissertation, Tech. Hochs. Aachen*, (1973).
- (4) 辻川・ほか 1 名, 機論, 46-401, B (昭 55), 163.

- (5) Bejan, A., *J. Heat Mass Transfer*, 21 (1978), 655.
- (6) Tsujikawa, Y., ほか 3 名, *J. Heat Recovery Systems*, 6 (1986), 245.
- (7) Ahern, J. E., *The Exergy Method of Energy Analysis*, Wiley Interscience, (1980), 66.
- (8) Moran, M. J., *Availability Analysis*, Prentice-Hall, (1982), 100.
- (9) Witte, L. C., ほか 1 名, *Trans. ASME J. Eng. Power*, 105 (1983), 199.

討 論

付表 1 予冷器の幾何学的諸元

要目	5. 3 (空気側)	11. 1 (水素側)
プレート間隔(m)	0.01195	0.00635
水力半径(m)	0.001538	0.000772
フィンの厚さ(m)	0.000152	0.000152
伝熱面積/容積比(m^{-1})	499	1205

〔質問〕 檀 上 旭 雄〔大阪府立大学工学部〕

(1) 図 2 のようなマッハ数の違いで $T_2 > T_3$ の上限のある傾向を図で示していただきたい。(2910 ページ左欄 8, 9 行め)

(2) 2910 ページ右欄下 7 行め (11, 1) と (5, 3) 形のプレートの意味がわからない。その幾何学的寸法を示してほしい。予冷器の設定条件も加えてほしい。また予冷器の圧力損失や飛行マッハ数の影響はどうか。

〔回答〕 (1) サイクルが成立するためには $T_2 < T_3$ が満足されねばならず、理想サイクルの利得もこの領域内でのみ意味がある。この限界は飛行マッハ数と圧縮機圧力比によって決まり、これを付図 1 に示

付図 1 圧縮機出口温度による制限

す。

(2) (11.1), (5.3) はそれぞれ 1 inch あたりのフィンの数を表しており、それらの諸元を付表 1 に示す(付 1)。飛行マッハ数の影響については、別途本文中で説明している。

(付 1) Kays, A. M., ほか 1 名, *Compact Heat Exchangers*, (1964), 71, McGraw-Hill.