室蘭工業大学
学術資源アーカイブ
Muroran Institute of Technology Academic Resources Archive

# 小型超音速無人機のためのターボジェットエンジンの熱サイクル解析



| メタデータ | 言語: jpn |
| --- | --- |
| | 出版者: 室蘭工業大学地域共同研究開発センター |
| | 公開日: 2016-12-08 |
| | キーワード (Ja): |
| | キーワード (En): |
| | 作成者: 湊, 亮二郎, 棚次, 亘弘, 今井, 良二 |
| | メールアドレス: |
| | 所属: |
| URL | http://hdl.handle.net/10258/00009103 |

# 小型超音速無人機のためのターボジェットエンジンの熱サイクル解析

湊　亮二郎[*1]，棚次　亘弘[*1]，今井　良二[*2]

# Thermal Cycle Analysis of a Turbojet Engine for Small-scale Supersonic Planes

Ryojiro MINATO, Nobuhiro TANATSUGU and Ryoji IMAI

---

### 記号

$A_i$ ：要素 $i$ における流路断面積
$d_{inn}, d_{out}$ ：流路内径と外径
$D, L$ ：揚力と抗力
$\boldsymbol{E}$ ：誤差ベクトル
$f$ ：燃空比
$g_0$ ：重力加速度
$heat$ ：燃料の単位発熱量
$\boldsymbol{J}$ ：Jacobian マトリックス
$k_{TO}$ ：$V_{TO}$ と $V_{stall}$ の比
$\dot{m}_i$ ：要素 $i$ における質量流量
$Nc$ ：修正回転数
$P_T, T_T$ ：全圧、全温
$S$ ：翼面積
$T$ ：推力
$V_{stall}, V_{TO}$ ：最小離陸速度と離陸速度
$W$ ：機体重量
$\boldsymbol{Z}$ ：独立変数ベクトル
$\Delta h$ ：タービン軸動力
$\alpha$ ：機体迎角
$\gamma_{comp}, \gamma_{turb}$ ：圧縮機及びタービンでの比熱
$\eta_{burn}$ ：燃焼効率
$\eta_{comp}, \eta_{turb}$ ：圧縮機及びタービンでの断熱効率
$\pi_i$ ：要素 $i$ における全圧比
$\tau_i$ ：要素 $i$ における全温比

**下付文字**

$ram$ ：ラム圧縮過程
$diffuse$ ：ディフューザー
$comp$ ：圧縮機
$burn$ ：主燃焼器
$turb$ ：タービン
$mixer$ ：混合器
$AB$ ：アフターバーナー
$nozl$ ：ノズル
$f$ ：燃料
1 ：空気取り入れ口
2 ：圧縮機入口
3 ：圧縮機出口
4 ：タービン入口
5 ：タービン出口
8 ：ノズルスロート
9 ：ノズル出口

*1　室蘭工業大学
*2　株式会社 IHI

## 1　序論

国内 4 大学（東大、九大、大阪府大、室蘭工大）の若手研究者を中心にして、小型超音速無人機計画 ( Supersonic Unmanned Plane, SUP ) が立てられている[(1-3)]。SUP 計画では、図 1 に示されたように、全長 2~4m、重量 100kgf の小型超音速機を地上離陸さ

せた後、高度 3000m 以上、マッハ 1.4 ~ 2.0 までを目指すものである。SUP 計画の推進エンジンは一軸のピュアターボジェットエンジンで、アフターバーナーの搭載も検討しているが、同エンジンの開発は最も重要な課題である。SUP 計画の目的は以下のようにまとめられる。

1. 推進エンジンや機体構造設計、誘導制御システムといった将来型宇宙輸送システム開発に不可欠な基盤技術のシーズを獲得する。
2. 同時に超音速・極超音速飛行試験のための機体を提供する。
3. 本実験機を成功させることによって、遭難船探索や台風観測といった非軍事分野における小型無人機の市場を開拓する。
4. 大学院生や若手研究者に対して、実際の航空機の機体を試作する機会を与え、ものづくり工学の実践の場を提供する。

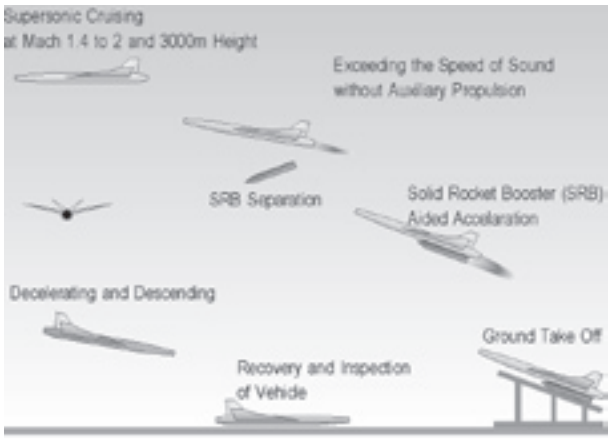


図１　SUP 計画の概要[1-3]

本研究では、一次元 Brayton サイクルの非設計点解析を行ない、推力・比推力などの非設計点性能予測行った。同時に機体形状とその空力特性も予測し、エンジン性能と合わせて音速突破の可能性を検討した。

## ２　解析手法

### ２．１　エラーマトリックス法

エンジン内部の各要素における全圧比$\pi$と全温比$\tau$ を以下のように定義する。これら全ての$\pi$と$\tau$が既知ならば、エンジンの単位空気流量当たりの推力が推算でき、空気流量が既知なら推力が求まる。

$$\pi_{ram} = P_{T1}/P_0\,, \qquad \tau_{ram} = T_{T1}/T_{T0}\,,$$

$$\pi_{diffuse} = P_{T2}/P_{T1}\,, \quad \tau_{diffuse} = T_{T2}/T_{T1}\,,$$

$$\pi_{comp} = P_{T3}/P_{T2}\,, \qquad \tau_{comp} = T_{T3}/T_{T2}\,,$$

$$\pi_{burn} = P_{T4}/P_{T3}\,, \qquad \tau_{burn} = T_{T4}/T_{T3}\,,$$

$$\pi_{turb} = P_{T5}/P_{T4}\,, \qquad \tau_{turb} = T_{T5}/T_{T4}\,,$$

$$\pi_{mix} = P_{T6}/P_{T5}\,, \qquad \tau_{mix} = T_{T6}/T_{T5}\,,$$

$$\pi_{AB} = P_{T7}/P_{T6}\,, \qquad \tau_{AB} = T_{T7}/T_{T6}\,,$$

$$\pi_{nozl} = P_{T8}/P_{T7}\,, \qquad \tau_{nozl} = T_{T8}/T_{T7}\,,$$

このうち非回転要素（インテーク、ノズルなど）$\pi_{ram}, \tau_{ram}, \pi_{diffuse}, \tau_{diffuse}\ \pi_{mix}, \tau_{mix}, \pi_{nozl}$ 及び $\tau_{nozl}$ は飛行条件やそれらの要素特性から陽的に決定される。本研究では、ディフューザーとノズルの圧力損失それぞれ 5%, 1%と仮定し、残りの係数については損失なし、或いは等エントロピー変化であると仮定した。アフターバーナーに関する比$\pi_{AB}, \tau_{AB}$ は、次節で述べる。燃焼室の圧力損失係数$\pi_{burn}$は 0.98 とした。

コンプレッサとタービンの断熱効率$\eta_{comp}$ ，$\eta_{turb}$ は以下のような式で記述される[4]。

$$\eta_{comp} = \left(\pi_{comp}^{\frac{\gamma_{comp}-1}{\gamma_{comp}}} - 1\right) \Big/ \left(\tau_{comp} - 1\right) \tag{1}$$

$$\eta_{turb} = \left(1 - \tau_{turb}\right) \Big/ \left(1 - \pi_{turb}^{\frac{\gamma_{turb}-1}{\gamma_{turb}}}\right) \tag{2}$$

$\eta_{comp}$ と$\eta_{turb}$ は、それぞれ 0.80, 0.87 にした。 また燃焼器のエンタルピーバランスから燃空比が決定される[4]。

$$f = \left(\frac{C_{pturb}T_{T4}}{C_{pcomp}T_{T2}} - \tau_{comp}\right) \Big/ \left(\frac{\eta_{burn}heat - C_{pturb}T_{T4}}{C_{pturb}T_{T2}}\right) \tag{3}$$

もし $\pi_{comp}, \pi_{turb}$ 及び $T_{T4}$ が与えられたなら、式(1) ～ (3)の変数は決定されるだけでなく、コンプレッサの特性マップ[5]からその入口流量 $m_{cor2}$,も決定される。一方タービンでは、圧力比とその修正流量には楕円法則が成り立つことが知られているが、本研究ではそれを修正して式(4)で与えることにした。

$$\dot{m}_{cor4} = \dot{m}_4\sqrt{\theta_4}\,/\,\delta_4 \propto \sqrt{1-\left(1/\pi_{turb}-2\right)^2} \tag{4}$$

$\pi_{comp}, \pi_{turb}$ , $T_{T4}$ を独立変数として扱って、以下の拘束条件が満たされるような値を求めなくてはならない。

1. コンプレッサ入口流量 $m_2$,と燃料流量 $m_f$, の和はタービン入口流量 $m_4$.に等しい。
2. タービンとコンプレッサの間では、パワーバラ

ンスが成り立つ。

3. ノズル出口流量 $m_8$, はノズルスロートにおける(全圧)./(静圧)の比で決定されるが、同時にそれは、$m_4$ に等しい。

これらの拘束条件は、次の三つの誤差評価関数を導出する。第一の誤差評価関数は

$$E_1 = P_{SLS} A_4 \sqrt{\frac{\gamma_{turb}}{RT_{SLS}}} \left( \frac{2}{\gamma_{turb}+1} \right)^{\frac{\gamma_{turb}+1}{2(\gamma_{turb}-1)}} \pi_{comp} \pi_{burn} \sqrt{1-(1/\pi_{turb}-2)^2} - \dot{m}_{cor2} \sqrt{\frac{T_{T4}}{T_{T2}}} (1+f), \qquad (\pi_{turb} > 0.5)$$

$$= P_{SLS} A_4 \sqrt{\frac{\gamma_{turb}}{RT_{T4}}} \left( \frac{2}{\gamma_{turb}+1} \right)^{\frac{\gamma_{turb}+1}{2(\gamma_{turb}-1)}} - \dot{m}_{cor2} \sqrt{\frac{T_{T4}}{T_{T2}}} (1+f), \qquad (\pi_{turb} < 0.5) \tag{5}$$

と与えられ、第二誤差評価関数は、シャフトのパワーバランスで決まる。

$$E_2 = \eta_{mech} \eta_{turb} [1+f] C_{Pturb} T_{T4} \left( 1-(\pi_{turb})^{\frac{\gamma_{turb}-1}{\gamma_{turb}}} \right) - \frac{C_{Pcomp} T_{T2}}{\eta_{comp}} \left( (\pi_{comp})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \tag{6}$$

第三の誤差評価関数はノズル出口とタービン入口での流量が等しいと置き換えることも出来る。

$$E_3 = \dot{m}_{mod8} - \dot{m}_{mod4} \tag{7}$$

ただし

$$\dot{m}_{mod8} = \frac{A_8}{A_4} \pi_{turb} \pi_{nozl} \qquad \left[ P_{T8}/P_0 > \left( \tfrac{1}{2}(\gamma_{turb}+1) \right)^{\frac{\gamma_{turb}}{\gamma_{turb}-1}} \right]$$
$$= \frac{A_8}{A_4} \pi_{turb} \pi_{nozl} k_{nozl} \qquad \left[ P_{T8}/P_0 < \left( \tfrac{1}{2}(\gamma_{turb}+1) \right)^{\frac{\gamma_{turb}}{\gamma_{turb}-1}} \right] \tag{7.1}$$

$$\dot{m}_{mod4} = \sqrt{\tau_{nozl} \left\{ 1+\eta_{turb} \left[ \pi_{turb}^{\frac{\gamma_{turb}-1}{\gamma_{turb}}} - 1 \right] \right\}}, \qquad (\pi_{turb} < 0.5) \tag{7.2}$$

$$= \sqrt{\tau_{nozl} \left\{ 1+\eta_{turb} \left[ \pi_{turb}^{\frac{\gamma_{turb}-1}{\gamma_{turb}}} - 1 \right] \right\}} \sqrt{1-(1/\pi_{turb}-2)^2}, \qquad (\pi_{turb} > 0.5)$$

$$k_{nozl} = \sqrt{\frac{2}{\gamma_{turb}-1} \left[ \left( \frac{P_{T8}}{P_0} \right)^{-\frac{2}{\gamma_{turb}}} - \left( \frac{P_{T8}}{P_0} \right)^{-\frac{\gamma_{turb}+1}{\gamma_{turb}}} \right]} \left( \frac{\gamma_{turb}+1}{2} \right)^{\frac{\gamma_{turb}+1}{2(\gamma_{turb}-1)}} \tag{7.3}$$

これら誤差評価関数から誤差評価ベクトル $\boldsymbol{E}=(E_1, E_2, E_3)$ が成立し、同時に独立変数ベクトル $\boldsymbol{Z}=(\pi_{comp}, T_{T4}, \pi_{turb})$ の関数としても与えられる。

$$\boldsymbol{Z} = \begin{bmatrix} Z_1 \\ Z_2 \\ Z_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \pi_{comp} \\ T_{T4} \\ \pi_{turb} \end{bmatrix}, \quad \boldsymbol{E} = \begin{bmatrix} E_1(Z_1 & Z_2 & Z_3) \\ E_2(Z_1 & Z_2 & Z_3) \\ E_3(Z_1 & Z_2 & Z_3) \end{bmatrix} \tag{8}$$

$$\boldsymbol{E} = \boldsymbol{JZ} \quad , \quad \boldsymbol{J} = \frac{\partial \boldsymbol{E}}{\partial \boldsymbol{Z}} \tag{9}$$

独立変数ベクトルを求めるには、Newton 法が有効で、残差ノルムが $2.0\times10^{-5}$ 以下になるまで、繰り返し演算を行った。

$$\boldsymbol{Z}_{new} = \boldsymbol{Z}_{old} - \boldsymbol{J}^{-1} \boldsymbol{E}(\boldsymbol{Z}_{old}) \tag{10}$$

## 2．2　アフターバーナー

アフターバーナーの前後では、一次元 Rayleigh 流れの関係式が成り立っているものとしたが、同時に保炎器（フレームホルダー）の空力抵抗も考慮した。

$$T_{T7} = \frac{[1+f] C_{Pturb} T_{T6} + \eta_{bAB}\ heat\ f_{AB}}{[1+f+f_{AB}] C_{PAB}} \tag{11.1}$$

$$M_7^2 = \frac{2\chi}{1-2\gamma_{AB}\chi + \sqrt{1-2(\gamma_{AB}+1)\chi}} \tag{11.2}$$

$$\frac{p_{T7}}{p_{T6}} = \frac{A_6}{A_7} \frac{\left[ 1+\frac{\gamma_{AB}-1}{2} M_7^2 \right]^{\frac{\gamma_{AB}}{\gamma_{AB}-1}}}{\left[ 1+\frac{\gamma_{turb}-1}{2} M_6^2 \right]^{\frac{\gamma_{turb}}{\gamma_{turb}-1}}} \times \frac{\left[ 1+\gamma_{turb} M_6^2 - \frac{C_{DAB} A_{fh}}{2A_6} \gamma_{turb} M_6^2 \right]}{\left[ 1+\gamma_{AB} M_7^2 \right]} \tag{11.3}$$

ただし

$$\chi = \left[ 1+\frac{f_{AB}}{1+f} \right]^2 \frac{\gamma_{turb} T_{T7}}{\gamma_{AB} T_{T6}} \frac{M_6^2 \left[ 1+\frac{\gamma_{turb}-1}{2} M_6^2 \right]}{\left[ 1+\gamma_{turb} M_6^2 \left( 1-\frac{C_{DAB} A_{fh}}{2A_6} \right) \right]} \tag{12.4}$$

保炎器の投影断面積 $A_{fh}$, は流路断面積 $A_6$ の 0.01 倍であると仮定し空力抵抗係数 $C_{DAB}$, を 0.8、燃焼効率を 0.95 にした。

## 2．3　その他の非回転要素

エンジンインテークに流れ込んでくる空気は、等エントロピー過程で圧縮されるものとする。ただし超音速条件では、衝撃波による圧力損失を考慮した。

$$\tau_{ram} = \frac{T_{T1}}{T_0} = 1+\frac{\gamma-1}{2} M^2$$
$$\pi_{ram} = \frac{P_{T1}}{P_0} = \left( 1+\frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \qquad (Subsonic)$$
$$= \left( \frac{\gamma+1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \left( \frac{\gamma+1}{2\gamma M^2 - \gamma + 1} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \qquad (Supersonic) \tag{13}$$

エンジン要素では断熱条件が成り立つものとして $\tau_{diffuse}$, $\tau_{mix}$, $\tau_{nozl}$, は全て 1 とした。

また全圧比に関しては、ディフューザー、燃焼室、混合器、ノズルでの圧力損失をそれぞれ 5.0, 2.0, 0.0 及び 1.0 %と見込んだ。

## ２．４　作動条件

本研究では、エンジン作動条件として以下の点を付加し、それに基づいて表１のようなエンジン寸法を決定した。

1. タービン入口温度は 1273 K 以下。
2. エンジンは飛行動圧が出来るだけ 50 kPa の飛行経路を辿るようにする。
3. タービンとノズルでは出来るだけ、流れがチョークするようにする。

また、空気流量と圧縮比の影響を調べるため、参照モデル（reference モデル）に対して修正モデル 1~4 を提案し、空気流量については 5%, 10%、圧縮比については 15%, 30%増加してみた場合について解析を行った。

表１　エンジン内部寸法

| Reference Model | | Outer | Inner | Area [cm$^2$] |
|---|---|---|---|---|
| Flowpath Diameter [mm] | Air Intake | 147.0 | 0.0 | 169.717 |
| | Compressor inlet | 166.0 | 55.0 | 192.666 |
| | Turbine Inlet | 166.0 | 125.0 | 93.706 |
| | Nozzle Exit | 140.0 | 0.0 | 153.938 |
| $\pi_{comp}$ at stationary state | | 3.6953 | | |

| Modified Model 1 | | Outer | Inner | Area [cm$^2$] |
|---|---|---|---|---|
| Flowpath Diameter [mm] | Air Intake | 147.0 | 0.0 | 169.717 |
| | Compressor inlet | 166.0 | 55.0 | 192.666 |
| | Turbine Inlet | 166.0 | 135.0 | 73.286 |
| | Nozzle Exit | 135.0 | 0.0 | 143.139 |
| $\pi_{comp}$ at stationary state | | 4.2496 ( 15% increased ) | | |
| Flow Rate | | 5 % increased | | |

| Modified Model 2 | | Outer | Inner | Area [cm$^2$] |
|---|---|---|---|---|
| Flowpath Diameter [mm] | Air Intake | 147.0 | 0.0 | 169.717 |
| | Compressor inlet | 166.0 | 55.0 | 192.666 |
| | Turbine Inlet | 166.0 | 135.0 | 73.286 |
| | Nozzle Exit | 136.0 | 0.0 | 145.267 |
| $\pi_{comp}$ at stationary state | | 4.2496 ( 15% increased ) | | |
| Flow Rate | | 10% increased | | |

| Modified Model 3 | | Outer | Inner | Area [cm$^2$] |
|---|---|---|---|---|
| Flowpath Diameter [mm] | Air Intake | 147.0 | 0.0 | 169.717 |
| | Compressor inlet | 166.0 | 55.0 | 192.666 |
| | Turbine Inlet | 166.0 | 140.0 | 62.486 |
| | Nozzle Exit | 129.0 | 0.0 | 130.698 |
| $\pi_{comp}$ at stationary state | | 4.8039 ( 30% increased ) | | |
| Flow Rate | | 5 % increased | | |

| Modified Model 4 | | Outer | Inner | Area [cm$^2$] |
|---|---|---|---|---|
| Flowpath Diameter [mm] | Air Intake | 147.0 | 0.0 | 169.717 |
| | Compressor inlet | 166.0 | 55.0 | 192.666 |
| | Turbine Inlet | 166.0 | 138.0 | 66.853 |
| | Nozzle Exit | 132.0 | 0.0 | 136.848 |
| $\pi_{comp}$ at stationary state | | 4.8039 ( 30% increased) | | |
| Flow Rate | | 10% increased | | |

# ３　結果と考察

## ３．１　エンジン寸法の影響

図２および３に標準モデルにおける推力マップと比推力マップを示す。推力に関しては、地上静止状態で 1250N, マッハ 0.95、高度 3000m で 1550N ほどになっている。高度が低いほど、マッハ数が高いほど推力が高くなる。高マッハ数条件では推力が 0 となっているが、これはタービン入口温度が限界を超えているためである。

また比推力に関しては、高度が高いほど高くなっているが、マッハ数に関してはマッハ 0.6 辺りで最大になっている。実はマッハ 0.6 前後でインテークから流入する空気流量が、コンプレッサが吸入可能な空気流量を超えてしまい、吸い込めなかった空気がドラッグに計上されるためである。従って、インテークやコンプレッサは出来るだけ多くの空気を取り込めることは勿論だが、圧縮した空気を全てタービン側に流出させるのでなく、バイパスさせてタービン後流側で混合させてやるなど工夫が必要である。またこうすることで非設計条件でも、タービンとコンプレッサのパワーマッチングを計ることが出来る。

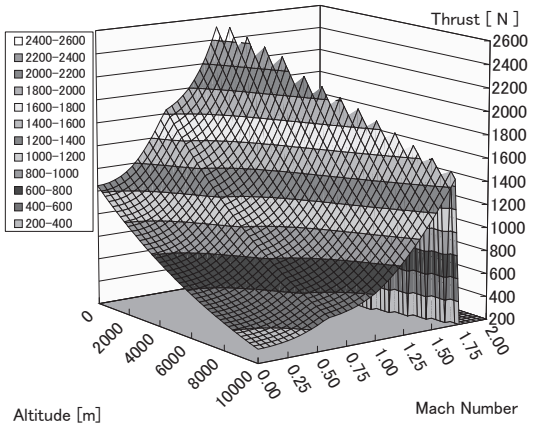


図２　推力マップ

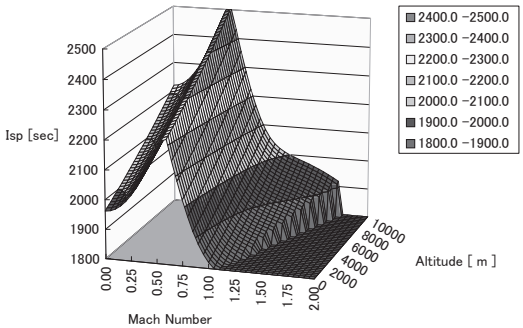


図３　比推力マップ

### ３．２　エンジン性能と音速突破の可能性について

本節では、小型超音速機の機体形状を提案し、その空力特性から、エンジン性能結果と付き合わせて、音速突破・超音速飛行の可能性について検討する。図４に機体の予想形状を示す。全長 3m、 全幅 1.33m、最大胴体径 0.25m、機体重量は 100kgf、翼面積は 0.776m$^2$ である。機体胴体にターボジェットエンジンを内蔵している。この機体の空力特性は Newton 法による空力解析と DATCOM による空力予測を組み合わせている。

図５には、Mach 1.1 の時の空気抵抗と推力の比較を行っている。参照モデルでは、機体空力抵抗と推力はほぼ等しくこれ以上の加速は不可能である。修正モデルについては、参照モデルより若干推力が増加しているが、空気流量が 10%増加した修正モデル 2,4 は、5%増加した修正モデル 1,3 よりも推力が大きい。一方、推力に対する圧縮比の影響は小さいので、超音速飛行の鍵を握るのは空気流量の増加である。

しかしここで対象にした全モデルの推力は空気抵抗よりも十分な推力があるとは考えられず、これ以上の加速は困難であろう。そこで図６にアフターバーナーを使用したときの推力と機体空気抵抗を示す。アフターバーナーにおける燃空比は 0.015 に抑えてあり、等量比より十分小さい。この図から、アフターバーナーの使用は推力を増加させ、音速突破を容易にさせるものと考えられる。

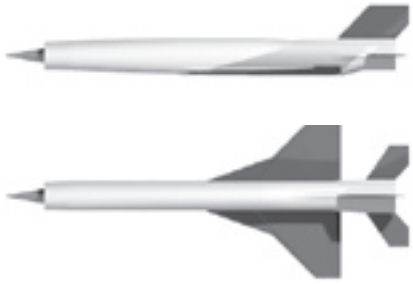

図４　小型超音速機の想定機体形状

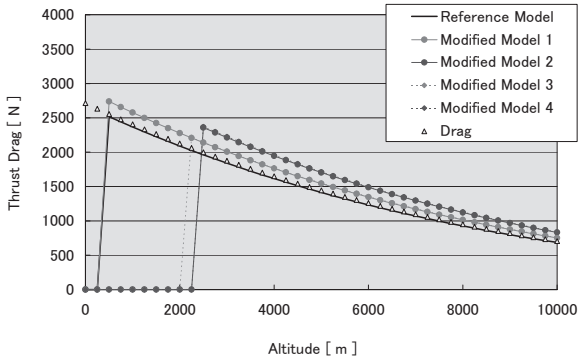


図５　Mach 1.1 における推力と空力抵抗の比較

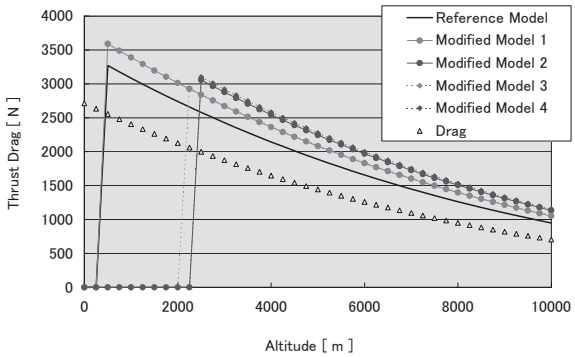


図６　Mach 1.1 におけるアフターバーナー使用時の推力と空力抵抗の比較

## ４　結言

小型超音速無人機用ターボジェットエンジンの非設計点解析を行い、その結果の要点とそこから導出される設計思想を以下のように掲げた。

1. インテークやコンプレッサは、出来るだけ空気流量を確保できるようにする。その一方で、コンプレッサで取り込んだ空気の一部はタービンをバイパスさせて、非設計点条件でも両者のパワーバランスを保つようにする。
2. 高いコンプレッサ圧縮比は必要ではなく、最小限（4 程度か?）あれば良い。
3. アフターバーナーの搭載は必要

空気流量の確保が第一という観点から、軸流圧縮機のコンプレッサを採用する。本研究の圧縮比は参照モデルで 3.69 であるが、仮に必要圧縮比が 4 で 3 段ファンとすると一段当りの圧縮比は 1.587 となり可能な技術目標と考えられる。2 段ファンなら一段当りの圧縮比は 2.0 で極めて困難な水準である。

今後は、流線曲線法を用いたファン設計に行い、CFD による性能評価、設計試作に移行する。

## 文献


(1) 棚次亘弘 “大学におけるもの造り―小型超音速機（エアブリーザーによる空力飛行）” 第35回日本航空宇宙学会総会, 2004, Tokyo.

(2) Mizobata, K., Minato. R, Arai, T., Sugiyama, H., and Tanatsugu, N., “Development Study at University Laboratories on a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle with Air-breathing Propulsion”, Mechanical Engineering Congress, 2004 Japan International Symposium “Space Development and Utilization Activities in University Laboratories”, Sapporo.

(3) 姫野、湊、得竹、猪口、小林、高崎、南、羽生 “超音速小型無人機の開発計画－大学と JAXA の若手研究者が連携した完成機開発の技能の習得－.” 第48回宇宙科学連合会、2004、福井

(4) Oates, G. C. “Aero-thermodynamics of Gas Turbine and Rocket Propulsion. 3rd edition.” AIAA educational series. 1997.

(5) 『斜流圧縮機の研究』、委託企業 (株) 三菱重工業、革新航空機技術開発に関する調査研究、報告書番号 1502, 日本航空宇宙工業会編