

静止から極超音速域までの複合エンジンインレット性能改善試験について

Performance Improvement of the Combined Cycle Engine Inlets from Ground to Hypersonic Speed

総合技術研究本部 複合推進研究グループ

谷 香一郎、荻田 丈士、加藤 周徳、桜中 登、渡辺 修一

ISTA Combined Propulsion Research Group

Kouichiro Tani, Takeshi Kanda, Kanenori Kato, Noboru Sakuranaka and Syuichi Watanabe

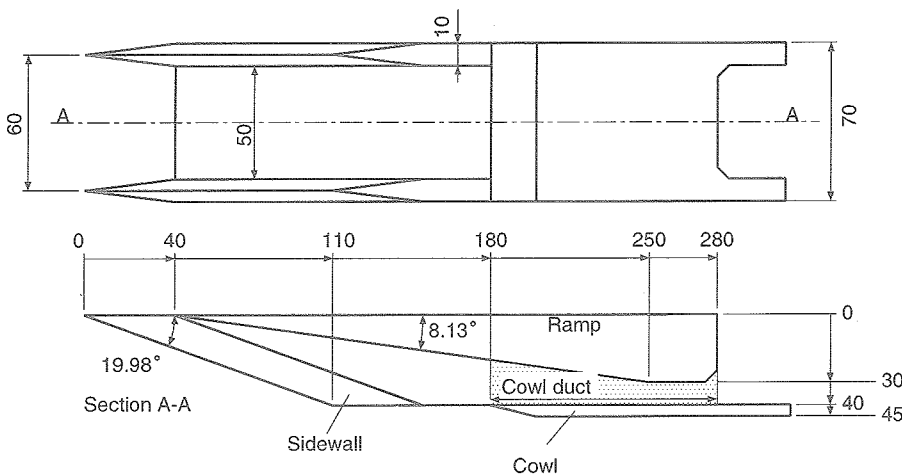
**Abstract**

A designing concept for the inlet of the combined cycle engine was explored in the current study. The models designed by the concept were tested in several wind tunnels, ranging from subsonic to hypersonic air speed. The experimental results showed the decrease of the pressure drag in sub / transonic regime. In supersonic condition, the new model proved the high starting capability. However, in hypersonic range, the inlets lost more mass flow than expected, due to the skewed shock structure. Further studies will be required to establish optimized geometry of the inlet.

**1. はじめに**

角田センターでは 2003 年度より「高性能再利用システム実現のための先行研究」のもと実施する「複合サイクルエンジン要素研究およびシステム研究」の一貫として、スクラムジェットエンジン技術とロケットエンジン技術を融合した新たな宇宙機用エンジン、「複合サイクルエンジン」の研究 [1] を行なっている。本エンジンの特徴は一つの流路内で複数のエンジンサイクルを実現するところにある。このため、どのサイクル（以下モードと称する）においても安定した流入気流を確保できるような空気取り入れ口（以下インレット）が必要となる。

角田では 2005 年度に、最初の複合サイクルエンジン燃焼モデルを作成する予定で研究を進めているところであるが、これに先立ち、インレット部分の設計、機能検証を行なう必要がある。2004 年度はインレット設計方針を確定し、速度 0 からマッハ 8 飛行状態までの広範な範囲でインレット試験を行ない、性能特性の取得を目指した。



**Fig. 1 prototype model (unit: mm)**

**2. 研究の概要**

**2-1 これまでの問題点**

2003 年度より検討を開始した第 0 次形状模型 (prototype model) について、静止状態からマッハ 4 までの範囲で風洞試験を行い、複合エンジン用インレットの特徴を取得した [2,3,4]。Fig. 1 に超音速風洞にて試験を行なった模型を示す。模型は側壁 (sidewall) ランプ (ramp) およびカウル (cowl) より構成される。試験の結果、特に問題となったのはカウル設置位置の最適化である。0 次形状模型では以下のような問題点が明らかとなった。

1. 超音速において、カウルで覆われた部分、カウルダクト (cowl duct) の入り口/出口面積比がある値以上になると始動が難しくなる。
2. 超音速において、カウル/ランプの相対角度が大きいと、剥離による不始動に陥る。
3. 超音速において、カウル衝撃波のランプ面への入射位置がランプ面だと、不始動になりやすい。
4. 亜音速、遷音速において、カウルダクトの入り口/出口面積比がチョーク条件を越えた場合、カウル入り口周辺で高圧域が形成され、圧力抗力が増加する。

## 2-2 研究の方針

複合エンジンは、速度0から極超音速までの幅広い領域を、ほぼ加速し続ける状態で使用されることが想定される。従来、エンジンインレット形状を決定する場合、クルーズ状態に置いて最も性能が出る様に検討されてきたが、複合エンジンではこの考え方が当てはまらない。ある特定の状態で最適化するのではなく、低マッハ域では始動性を、高マッハ域では捕獲性能の確保を目指す、いわば折衷案的な考え方が必要となる。

本研究では、2-1で指摘した第0次形状の問題点も踏まえ、複合エンジンに適した新たなインレットの設計方針を策定する。この方針に基づき設計を行った幾つかの第1次形状インレット模型について、亜音速域、超音速域、極超音速域での空力的な特徴を実験的に取得し、さらなる改良点を見いだす事を目標とした。

## 3. 成果概要

### 3-1 インレット設計の方針、手法

本研究では、下記のような条件を課して、新たなインレット形状について検討<sup>[5]</sup>を行った。

1. インレット全体のサイズは0次形状程度に押さえる。
2. 複合エンジンにはロケットを格納する余裕が必要であり、0次形状同様、ランプ圧縮主体の形状とする。
3. 側壁については、先端冷却に配慮して、0次と同様に後退角70度、楔角7.125度とする。
4. エジェクタジェットモードではスロートチョークが前提となるため、取り込める流量はスロート面積に比例する。大流量確保のためにはスロート面積拡大が望ましいが、ラム、スクラムモード時の気流圧縮、ロケット搭載のためのランプブロックサイズを考慮し、ランプによる収縮比は4.5とする。
5. カウルはランプ面傾斜を覆わない(カウル下流に絞りが入らない)構造を基本とする。
6. 各インレット形状に一律の性能目標を課すために、マッハ10でインレット入り口高さ分の気流を全て燃焼器に流す「フルキャプチャ」条件を当てはめる。なお、0次形状では、マッハ8でフルキャプチャ条件を満す様に設計した。

形状変更の仕方として、主に二つの方法について検討を行った。一つは、二段ランプ圧縮型 (Double Stage型: DS) である。これは、ランプ中程で傾斜を変更するものである。これにより初段のランプ角を下げ、ランプ先端より発生する衝撃波の角度を低く押さえることで、カウルをより下流側に移動させ、ランプ傾斜面を覆う事なくマッハ10でもフルキャプチャを達成できる。欠点として、二段目のランプ角度が大きくなり、カウル先端より発生する衝撃波やランプ終端膨張波がともに強くなる事が挙げられる。ただし、カウル衝撃波入射位置は常にランプ下流の平行部(分離部)となるので、ランプ傾斜面に直接衝撃波が入射する0次形状よりは始動性向上が期待できる。

二つ目の案は、側壁圧縮強化型 (More Side Compression型: MSC) である。これは、側壁による

流路絞り部分を増やし、その分ランプ開始点を下流に下げること、ランプ衝撃波を下流にずらし、カウル位置を下流に下げる案である。欠点はDS型同様、ランプ角度が大きくなり、発生する衝撃波や膨張波が強くなることである。

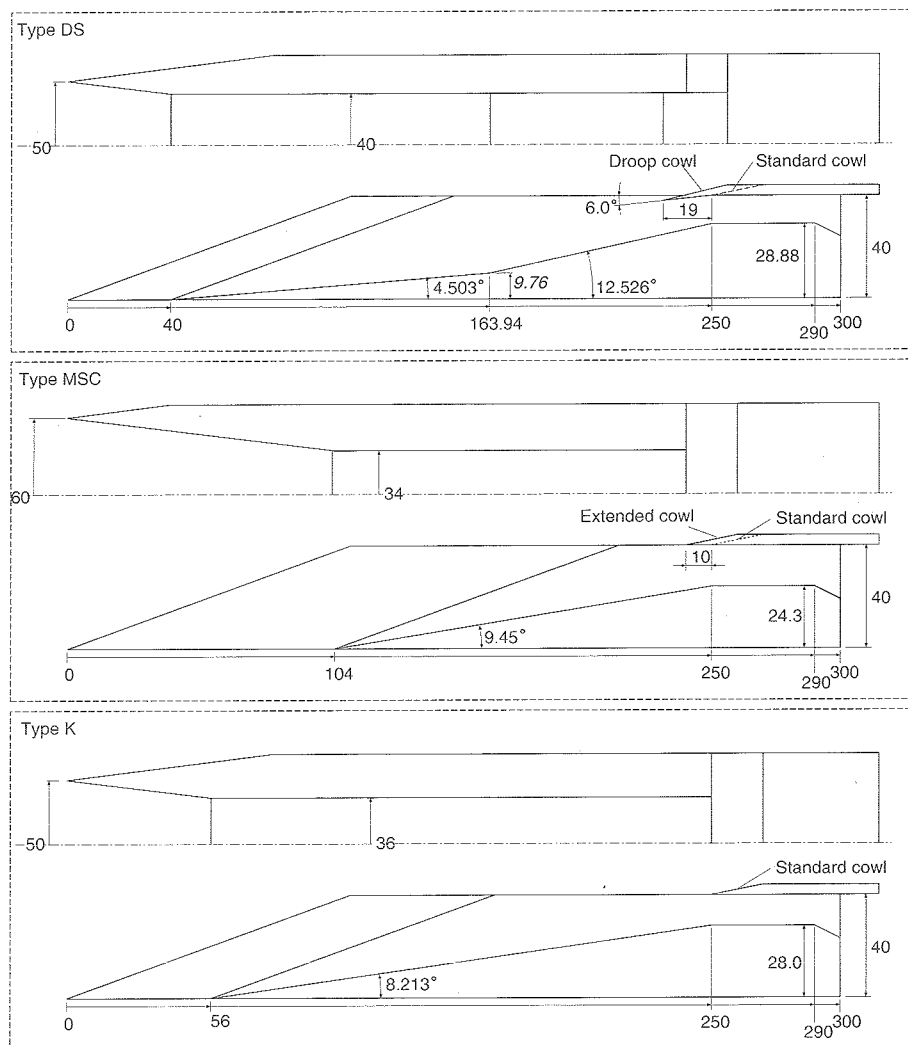


Fig. 2 Modified models (unit : mm))

側壁やランプの角度、またランプ高さ等をパラメトリックに変更し、模型流路内に発生する衝撃波、膨張波を二次元衝撃波関係式等を用いて推定し、上記の制約条件を満足するような形状を決定した。超音速/極超音速試験に用いた模型の詳細を Fig. 2 に示す。今回はこれら二案に加えて折衷案的な形状 (K 型) についても比較のため試験対象に追加した。設計時に算出した DS/MSC 型の性能予測では、前者が比較的昇圧比が高く、マッハ数による捕獲流量の変化が大きいのに対し、後者は比較的の低昇圧で、捕獲率はマッハ 10 に至るまで高い値を示すものとなった。

また試験では、始動性改善を目指して Droop 型カウルを、また捕獲流量増加を目指して Extended 型カウルを導入し、その効果についても検証を行なった。Droop 型カウルは先端を 6 度の角度をつけてインレット流路側に突き出した形状を持つ。これによりカウル先端からの衝撃波を弱め、ランプ面の剥離を押さえる効果が期待できる。Extended 型カウルは標準型のカウル先端を上流側に延伸したもので、インレット開放面からの流れを押さえる効果が期待できる。

### 3-2 遷音速試験結果

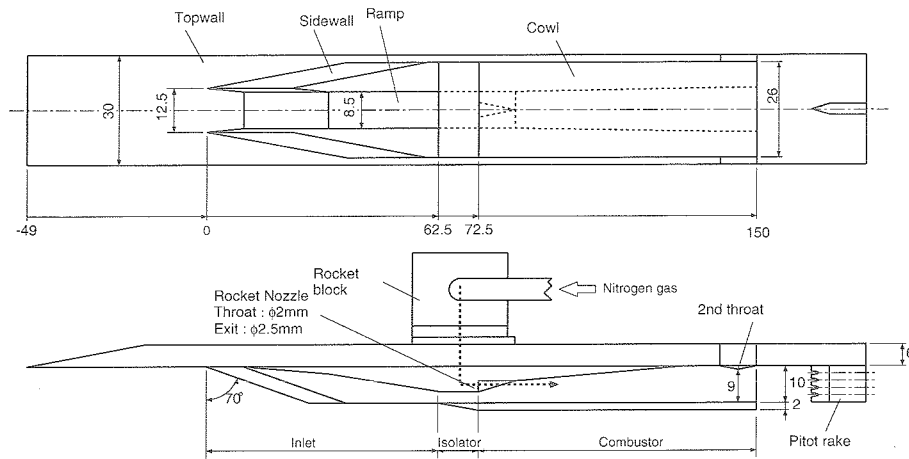
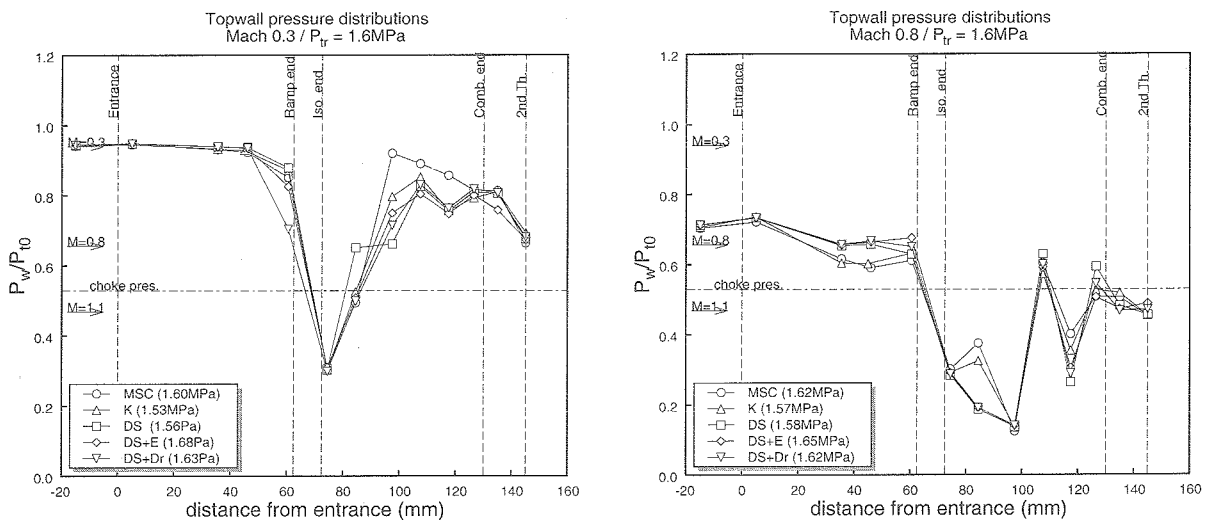


Fig. 3 Ejector jet model (type DS, unit : mm)

模型の形状による圧力分布の変化を示す。いずれの模型、マッハ数においても、図中 iso. end で示す分離部出口における壁圧値は流入気流のチョーク圧（音速まで加速したときの圧力）よりも十分低く、エジェクタジェットモードを達成している。マッハ 0.3 では、模型間の違いはあまり見られない。DS 型に Droop カウルを用いた場合のみ、ランプ端での圧力降下が大きく、抵抗軽減に寄与している。マッハ 0.8 では K、MSC 型でランプ面上での圧力降下が観察された。DS 型では図 4 中矢印で示す主流静圧とほぼ同じ値を保っており、他のモデルよりも相対的に抵抗が大きい。0 次模型ではランプで大きな圧力上昇が見られたが、今回は Extended カウル、Droop カウルで同様な圧力上昇が観察された。これはカウル延伸により先細ダクトが形成され、この絞り比が大きく、一部の流れが飲み込めなくなる事により発生する [2]。

宇宙科学研究本部の遷音速風洞（総温:300 K、総圧:150 kPa）を用いて、亜音速、遷音速域における複合エンジン全体の空力特性を取得した。本試験では、エンジン全機形状模型を用い、窒素ガスでロケット噴射を模擬してエジェクタジェットモードを再現した。一例として、Fig. 3 に DS 型模型を示す。

Fig. 4 にロケットガス総圧 ( $P_{tr}$ ) を 1.6 MPa とし、各マッハ数における、



(a) Mach 0.3

(b) Mach 0.8

Fig. 4 Topwall pressure distribution at  $P_{tr}=1.6\text{MPa}$

### 3-3 超音速試験結果

マッハ 1.5 からマッハ 3.5 までの範囲におけるインレット試験は、総合技術研本部、風洞技術開発センターの超音速風洞（総温:300 K、総圧 160~780 kPa）にて行なった。風洞のマッハ数を固定し、模型を取りつけた先広の板に迎角を与えることで衝撃波を発生させ、通風中にマッハ数を変更しつつ、インレットの始動性について調べた。

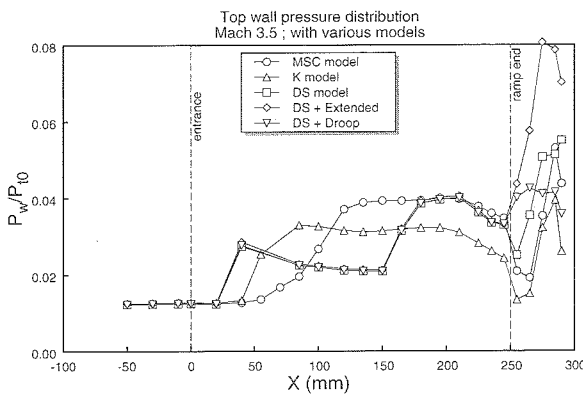
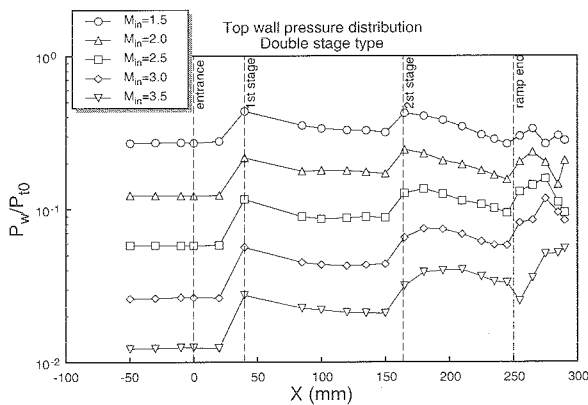
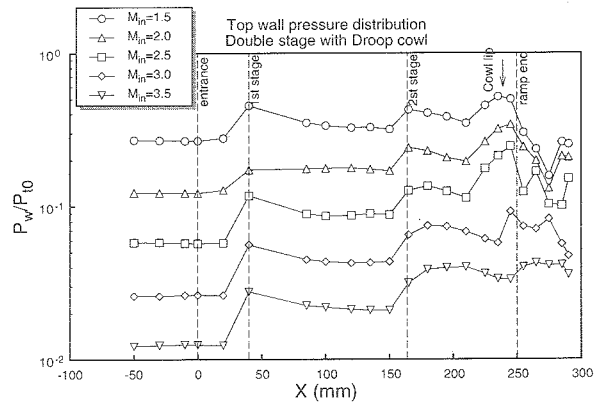


Fig. 5 Top wall pressure distribution at  $M=3.5$   
 の増加は少なかった。Droop カウルにより低マッハ数でも捕獲流量増加という、好ましい結果を得ることができた。

Fig. 5 にマッハ 3.5 における各モデルの上壁圧力分布を示す。0 次模型では、カウル前方のランプ面から剥離衝撃波が発生し、これに伴う圧力上昇がランプ面に観察された [3]。これに対して 1 次模型では、いずれのモデルでも剥離に伴うランプ傾斜面上の圧力上昇は見られず、0 次形状に較べて始動性が向上したことが伺える。Fig. 6 にマッハ数による上壁圧力分布変化の一例として DS 型の試験結果を示す。標準カウルを使う限り、マッハ 1.5 においてもランプ面に不始動特有の剥離による圧力上昇が観察されず、始動状態を保っていることがわかった。一方、Droop カウルを用いると、ランプ傾斜面で圧力上昇が見られるものの、剥離がインレット入り口まで急激に進行することはなく、結果として剥離衝撃波による漏流れ



(a) Type DS with standard cowl



(b) Type DS with droop cowl

Fig. 6 Pressure variance from  $M=1.5$  to 3.5

3-4 極超音速試験結果

Table 1 Capture ratio at  $M=5.4 / 6.7$   
 (unit:%)

Type	Mach 5.4	Mach 6.7
MSC	33	39
K	27	41
DS	37	49
DS+Extended	50	52
DS+Droop	42	53

値を示した。またカウル延長 (Extended, Droop) に伴い、流量獲得に寄与することが判った。

しかし、当初設計時に予想した捕獲流量に較べると、いずれのモデルも、非常に低い捕獲率となった。その一因はランプにより発生する衝撃波が湾曲する事にある。現在進めている CFD 解析結果から、ランプ衝撃波が流路中央と側壁付近では異なる角度で発生する事が示された。このため、設計時

マッハ 5 を越える極超音速域の試験は角田宇宙センターの RJTF 小型風洞にて行なった [5]。模型入り口マッハ数は 5.4(総温:600 K、総圧:4 MPa)、6.7(総温:600 K、総圧:6 MPa)である。Fig. 7,8 にそれぞれのマッハ数での各モデルの上壁圧力分布を示す。模型出口における壁圧を較べると、DS 型が他のモデルよりやや高い値を示している。またいずれのモデルにおいても、ランプ面に剥離による圧力上昇は見られず、始動状態にあることが判る。各モデルの捕獲率について Table 1 にまとめる。設計時の予測に反して、DS 型が比較的良い

に較べて特に流路中央付近での漏れ流れ量が増加している。DS型は初段ランプ角度が他のモデルに較べて小さいため、湾曲による影響が比較的小さかったものと思われる。

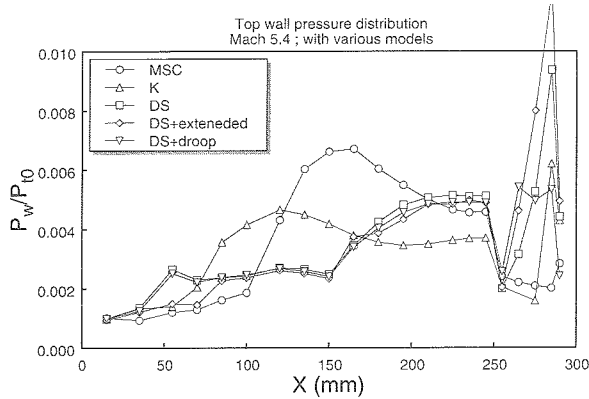


Fig. 7 Topwall pressure distribution at  $M=5.4$

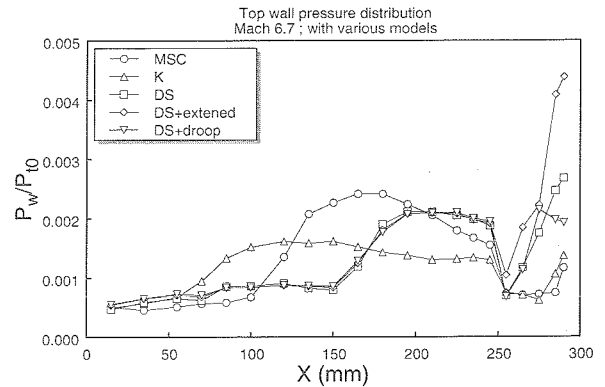


Fig. 8 Topwall pressure distribution at  $M=6.7$

#### 4. まとめ

幾何的な制約条件を課した上で、複合エンジンに適するインレットの設計を試み、その結果を元に、空力試験を行なった。その結果、0次形状インレットに対して以下のような改善点を得た。

- (1) 良好な始動性を確保するための指針を確立できた。
- (2) 亜音速、遷音速域では圧力抵抗の軽減を達成した。
- (3) 超音速域では非常に低いマッハ数でも始動することを確認できた。
- (4) 極超音速域ではランプ衝撃波の湾曲により、流量損失が増加する。その影響はDS型で小さく、相対的にDS型の捕獲流量性能が他のモデルよりもよかった。

今後は、特に衝撃波湾曲を考慮した設計法を検討する必要がある。またカウル位置の最適化により、始動性を犠牲にすることなく、最大の捕獲流量を達成出来る形状を検討する。現在、非粘性CFDにより、衝撃波の発生位置、形状をほぼ取得し終わっており、今後は実験結果と粘性CFDにより最適形状の特定を進める事としたい。

#### [参考文献]

- [1] Kanda, T., and Kudo, K., "Conceptual Study of a Combined-Cycle Engine for an Aerospace Plane," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 19, No. 5, 2003, pp. 859-867.
- [2] Tani, K., Kanda, T. and Tokutome, S., "Aerodynamic Characteristics of the Combined Cycle Engine in an Ejector Jet Mode," *AIAA Paper 2005-1210*, Jan. 2005.
- [3] 谷, 櫻中, 渡邊, "複合エンジンインレットの低マッハ数域における空力特性," 第36回流体力学講演会講演集, 2004.
- [4] Kubota, S., Tani, K., and Masuya, G., "Aerodynamic Performances of Combined-Cycle Inlet," 24th International Congress of the Aeronautical Sciences Paper, ICAS 2004-6.6.1, International Council of the Aeronautical Sciences, Yokohama, Japan, Aug. 2004.
- [5] Tani, K., Kanda, T., Kato, K., Sakuranaka, N. and Watanabe, S., "Designing and Aerodynamic Performance of the Combined-Cycle Engine Inlet in a Hypersonic Flow," to be presented at 56th International Aeronautical Congress, 2005, Fukuoka.