

# ロケットラム複合サイクルエンジンの インレット設計のための数値計算

長谷川 進, 植田 修一, 谷 香一郎 (JAXA 角田宇宙センター)

Numerical Simulation of Inlet Starting Characteristics in Rocket-Ram Combined Cycle Engine  
Susumu Hasegawa, Shuichi Ueda and Kouichiro Tani (JAXA Kakuda Space Center)

## Abstract

A combined-cycle engine model constructed based on the rocket and ramjet technology was numerically simulated to understand inlet starting phenomena and reproduce test data obtained by using ramjet engine test facility under the Mach 4 flight condition. It was found that CFD results showed good agreements with experimental data. The dependences of the cowl angle and the cowl leading edge on the inlet performance was studied numerically to further explore the better performance within the starting and operating limits of the supersonic inlet.

## 1. はじめに

地球から軌道までの再使用型宇宙往還機のペイロードを増加させ信頼性を向上させるために、現在、世界各国では様々な研究開発が行われている。再使用型宇宙往還機実現の鍵となる技術の一つには、低コストで信頼性のある複合サイクルエンジンの開発がある。

宇宙航空研究開発機構角田宇宙センターにおいては、スクラムジェットエンジンとロケットエンジンの技術を組み合わせた複合サイクルエンジンの研究を進めている。複合サイクルエンジンは、一つのエンジンでエジェクタ・モード、ラムジェット・モード、スクラムジェット・モード、ロケット・モードと作動モードを変えることによって、離陸から宇宙空間到達までの広い作動領域をカバーするものである<sup>1</sup>。

角田宇宙センターでは、複合サイクルエンジンの供試エンジンである“E3”エンジンを設計し、ラムジェットエンジン試験設備を用いて、エジェクタ、およびラムジェット・モード試験をしてきた<sup>2</sup>。

燃焼器に入るまでに、空気はインレットによって減速されて圧縮される。インレットの始動性は、様々な空力過程によって影響される非常に複雑な現象であり始動条件は非常に厳しい。インレットが不始動になった場合は、抗力増大や空気流量減少により、エンジンの性能は大幅に低下してしまう<sup>3</sup>。

本研究では、RJTF試験設備を用いて飛行条件マッハ数4で行われたE3エンジンのインレット内の流れ場、および性能について調べた。さらに、マッハ数4で始動状態にあり、なおかつより高性能なインレットを設計するためのパラメトリック計算を行い、インレットの始動性と性能について議論を行った。

## 2. 数値計算法と計算条件

本研究においては、複雑形状に対してより効率的で柔軟に対応できる非構造格子を用いた数値流体解析技術を適用する。ここでは、ハイブリット非構造格子法を複合サイクルエンジンに適用して流れ場の解析を行う。以下に、用いた数値解法を述べる<sup>4-6</sup>。

支配方程式：レイノルズ平均三次元 Navier-Stokes方程式

乱流モデル：Spalart-Allmaras の乱流モデル

計算法：Cell Vertex有限体積法,  
非構造格子LU-SGS,  
AUSM-DVスキーム,

次に、実験、および計算に用いたエンジン形状を図1に示す。インレットは、先端を流路側に折り曲げたDroop カウルと平板形状のExtended カウルを用いて実験を実行した。また、2次燃料の噴射口は、位置の違いによりDIV1, DIV2, DIV3, DWNCと命名されている。図1

の形状に関して、ハイブリット格子を作成した。その三つの要素数は、それぞれ、テトラ：約201万セル、プリズム：約145万セル、ピラミッド：約1万セルであり、総セル数は約347万セルである。

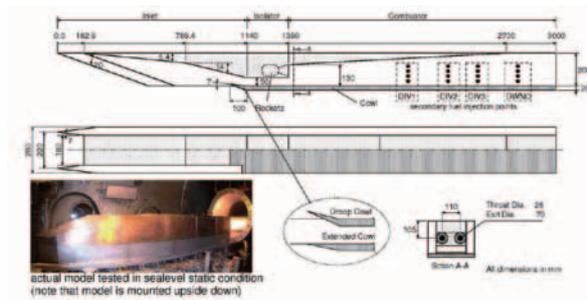


図1 E3エンジンの計算モデル

表1 気流条件

試験条件	M4
マッハ数	3.41
総温 (K)	872
総圧 (MPa)	0.86
レイノルズ数 ( $\times 10^6$ m <sup>-1</sup> )	8.37
境界層厚さ $\delta_{99\%}$ (mm)	35

気流条件としてはRJTF試験設備の飛行条件マッハ4と同等の条件を表1のように与えて計算を行った。気流のみを流し、ロケット、および2次燃料を噴射しない場合の実験と計算値の比較を図2に示す。図中で、(a)はDroopカウルの場合、(b)はExtendedカウルの場合である。規格化した天板の圧力を比較すると、両者とも圧力の最大値等は若干異なるが、圧力上昇点などの特性をよく再現していることがわかり、計算結果の妥当性が示された。次に、図3にインレット対称面でのマッハ数分布と音速線を示す。図中で、(a)はDroopカウルの場合、(b)はExtendedカウルの場合である。Droopカウルでは、インレット内部で薄い境界層を除き全領域で超音速であり、始動状態である。一方、Extendedカウルでは、カウル前縁を含めた天板からの領域がカウルからの衝撃波により剥離して亜音速になっており、不始動の状態になっている。

この違いは実験においても確認されており始動性についての予測が可能であることが分かった。このような剥離した亜音速領域は、抗力増大や空気流量減少をもたらす飛行に悪影響を与える。

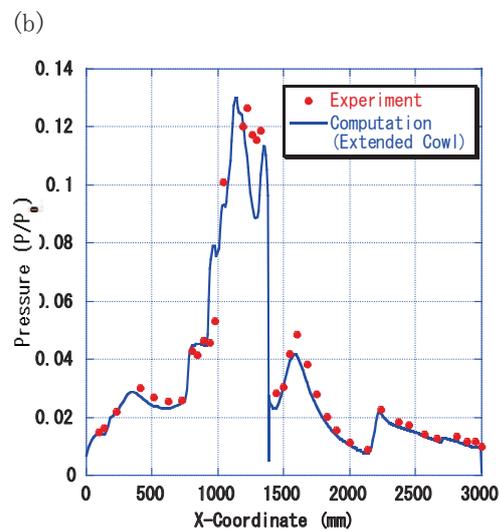
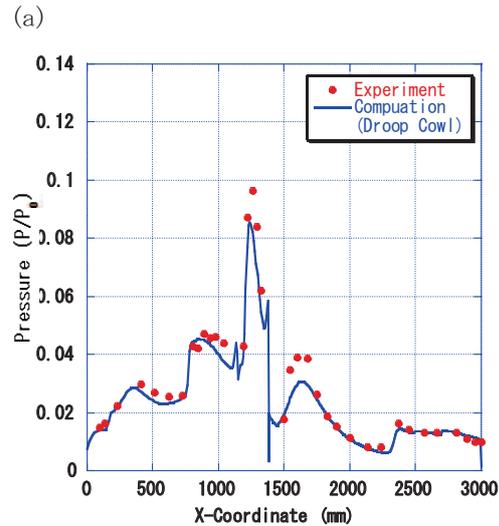


図2 天板での圧力分布の比較 (a) Droopカウル (b) Extendedカウル

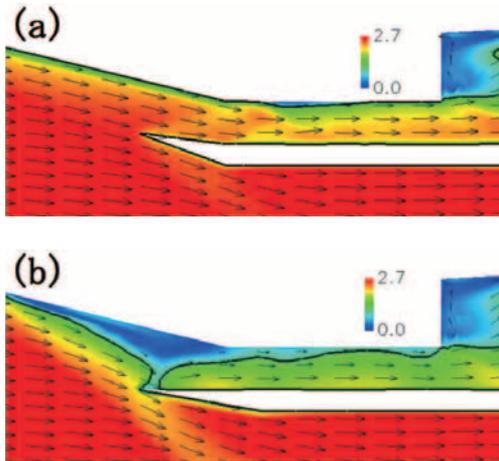


図3 インレット対称面でのマッハ数分布  
(a) Droop カウル (b) Extended カウル

3. インレットのパラメトリック計算

高マッハ数におけるインレット設計には、斜め衝撃波を使って圧縮することにより、要求される温度比、圧力比を達成する<sup>7</sup>。しかしながら、カウルからの強い衝撃波により境界層が剥離<sup>8</sup>することにより、インレットは作動しない場合がある。図4に典型的な衝撃波/境界層干渉の構造を示す。強い衝撃波により境界層が剥離して、剥離衝撃波が生じることを示している。現インレットの場合は、カウルからの衝撃波が剥離を引き起こす。

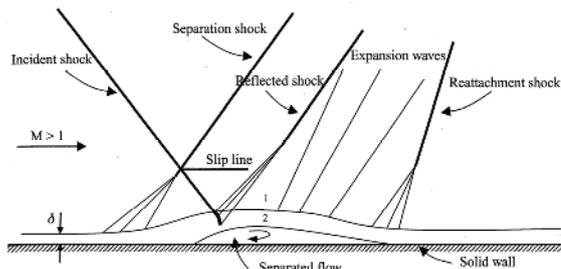


図4 衝撃波/境界層干渉の構造

以下では、より高性能なインレットを設計するためのパラメトリック計算を行い、インレットの始動性と性能について議論を行う。図5にE3エンジンのインレットの概略図を示す。赤い一点鎖線は衝撃波を示し、カウルの傾き角を $\beta$ で表す。本研究では、不始動であったExtended カウルを始動させるために、

- (1) カウルの傾き角度  $\beta$  を変化させる。
- (2) カウルを下流方向に移動する。

という2つのパラメータを各々変化させてインレットの始動性について調べた。図で赤一点鎖線は衝撃波、 $A_c$  はカウル先端と天板までの距離、 $A_{out}$  は分離部高さを示す。

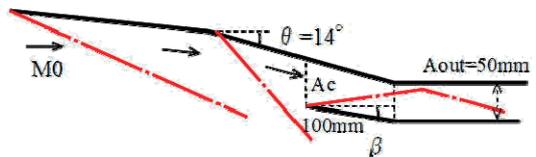


図5 インレットの概要 カウルの傾きを $\beta$ で表す。赤一点鎖線は衝撃波を示す。

4. カウルの傾き角による始動性

カウルの傾き角度を $\beta$ が小さいほどカウルからの衝撃波が強くなるため、衝撃波の前後での圧力比は大きくなる。また、 $\beta$ が小さいほど空気から受けるカウルの抗力が小さくなる。ここで、実験に用いたDroop カウルは $\beta = 7^\circ$ の場合であり、Extended カウルは、 $\beta = 0^\circ$ の場合にあたる。ここで、パラメータとしては、 $\beta = 3^\circ \sim 9^\circ$ まで変化をさせて格子を作成し数値計算を行うことによって、インレットの始動性について調べた。

以下に示すように、得られた流れ場は次の3つの状態に分類できる。

1. 始動：天板に生じた剥離がインレットまでさかのぼらない
2. 部分不始動：天板に生じた剥離がインレットまでさかのぼるが、剥離衝撃波はカウル前縁内側に在る
3. 不始動状態：天板に生じた剥離がインレットまでさかのぼり、剥離衝撃波はカウル前縁外側に在る

図6に得られたインレット対称面の天板における規格化された圧力について示す。天板の圧力は、初めに第一ランプの衝撃波による上昇をし、更に第二ランプの衝撃波による上昇をする。その後、カウルからの衝撃波により圧力上昇をするが、カウルの傾き $\beta = 6^\circ \sim 9^\circ$ では、最大圧力点はそれぞれ $X = 1.252$ 、

1 2 4 9, 1 2 4 5, 1 2 4 2 mmであるが、 $\beta = 5^\circ$  では圧力上昇点が上流 $X = 1 1 9 0$  mm程度に移り、圧力の最大値が大きくなる。ここでは、剥離は生じるが再付着するので部分不始動にとどまる。さらに、 $\beta$ を大きくすると衝撃波による逆圧力勾配が大きくなり、剥離が第二ランプ付近までさかのぼることが分かった。すなわち、 $\beta = 3^\circ, 4^\circ$  では圧力上昇点が、さらに上流 $X = 1 1 2 0, 1 1 3 0$  mmに移り、圧力比は小さくなる。また、図7に示すようにKorkegiの式<sup>8</sup>による剥離点予測とCFD結果はほぼ一致することが分かった。

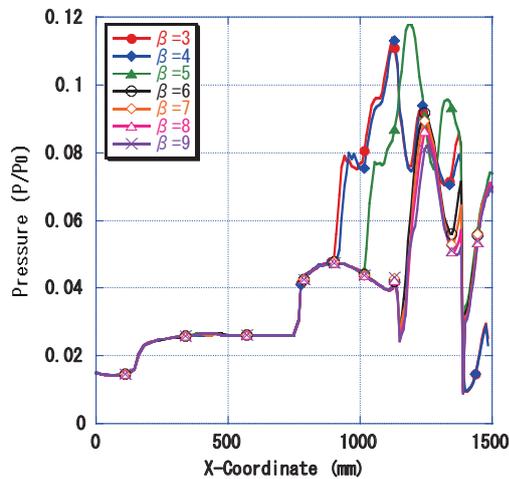


図6 天板の圧力分布

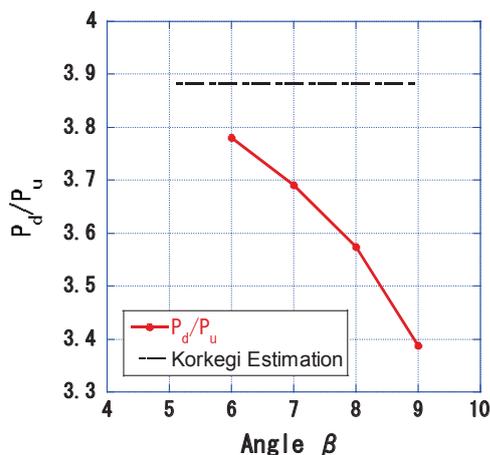


図7 カウル衝撃波による圧力比  
この結果、 $\beta = 6^\circ \sim 9^\circ$  では始動状態、 $\beta$

$= 5^\circ$  では部分不始動、そして、 $\beta = 3^\circ, 4^\circ$  では不始動になることが分かった。また、始動、部分不始動、および不始動の3つの状態のマッハ数分布を図8に示す。

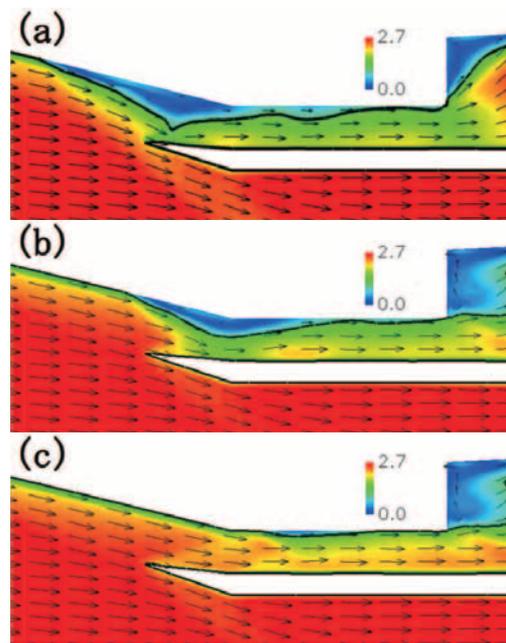


図8 マッハ数分布の2次元図  
(a)  $\beta = 4^\circ$  (b)  $\beta = 5^\circ$  (c)  $\beta = 6^\circ$

次に、各形状での総圧回復率、および分離部への空気流入性能を計算して議論を行う。総圧回復率、および以下で定義される空気流入性能の2つの性能でインレット性能を特徴付ける。ここで、空気流入性能は平行分離部終点での空気量とチョーク値との比で表わす。

$$\text{Air Flow Ratio} = \frac{\int_{\text{isolator}} \rho u dA}{\int_{\text{isolator}} (\rho u)_{\text{choke}} dA}$$

図9に、カウルの角度 $\beta$ をパラメータとした時のインレット性能を示す。

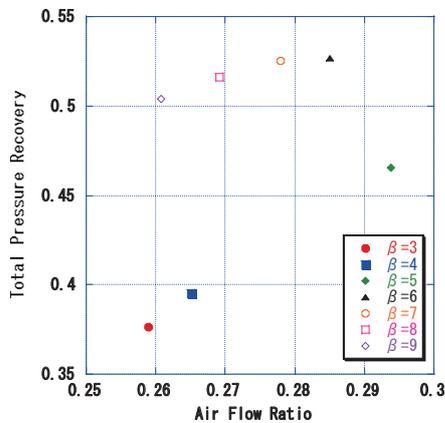


図9 インレット性能

カウルの角度  $\beta$  を  $9^\circ$  から小さくしていくと、始動状態、すなわち、 $\beta = 9^\circ \sim 6^\circ$  では総圧回復率、および空気流入性能は大きくなる。また、総圧回復率は、だんだん飽和してきているように見える。つぎに、部分不始動状態 ( $\beta = 5^\circ$ ) にすると、入口面積が大きくなるため空気流入性能は上昇するが、剥離が生じるために総圧回復率は小さくなる、さらに、カウルの角度を小さくすると不始動になり、総圧回復率、および空気流入性能は小さくなるのがわかる。よって、E3エンジンのDroopカウル  $\beta$  は当初7度で設計を行ったが、6度まで角度を小さくできることがわかった。その際、総圧回復率は0.3%、吸い込み性能は2.52%だけ増加することができることが分かった。

### 5. カウルの平行移動による始動性

次に、不始動であったExtendedカウルを始動状態にするために、カウルを下流に  $L$  (mm) だけ平行移動した形状を作成し数値計算を行った。平行移動する距離を、0mm~100mm まで10mmずつ移動させて始動性の数値計算を行い図10に天板圧力を示す。

その結果、始動条件は  $L=90, 100$  の場合のみであった。その際、カウルの衝撃波により、天板圧力が最大になる位置は  $X_{max}=1280, 1290$  であった。また、部分不始動条件は  $L=70, 80$  の場合であり、剥離泡が上流へ移動するた

めに最大圧力点は、 $X_{max}=1219, 1243$  となる。次に、 $L=60$  では剥離泡により生じた剥離衝撃波がカウル前縁より上流に生じて不始動になる。その際に、圧力最大点  $X_{max}=1174$  となる。

この結果、 $L=90, 100$ では始動状態、 $L=70, 80$ では部分不始動、そして、 $L=0, \sim, 60$ では不始動になることが分かった。また、始動、部分不始動、および不始動の3つの状態のマッハ数分布を図11に示す。不始動状態(a)では、剥離が大きくなり、マッハ数はインレット内部でほぼ亜音速まで下がっている。部分不始動状態(b)では、剥離が第2ランプまでさかのぼるが、剥離は小さいままである。一方、始動状態(c)では、カウル衝撃波により分離部内で剥離は生じているが、インレットまで到達しない。

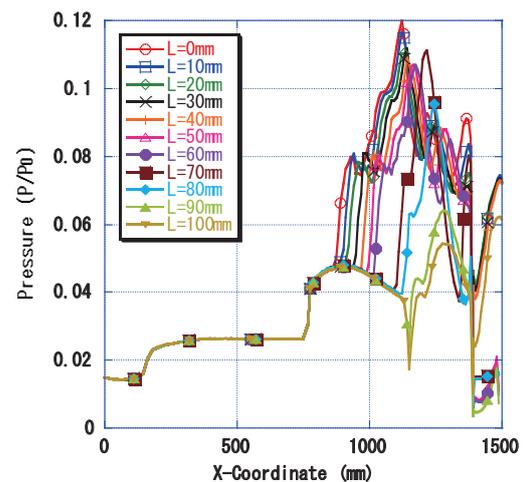


図10 天板の圧力分布

次に、図12にインレットの性能を示す。横軸はインレットに入ってくる空気流入量を表し、縦軸は総圧回復率を示す。始動状態では、収縮比を上げていくと、空気流入量、総圧回復率ともに上昇する。しかしながら、部分不始動になると、収縮比が上昇するので空気流入量は上昇するが、総圧回復率は減少する。さらに、不始動になると、収縮比が上昇しても、空気量はあまり変化しなくなる。その時、総圧回復率は減少する。

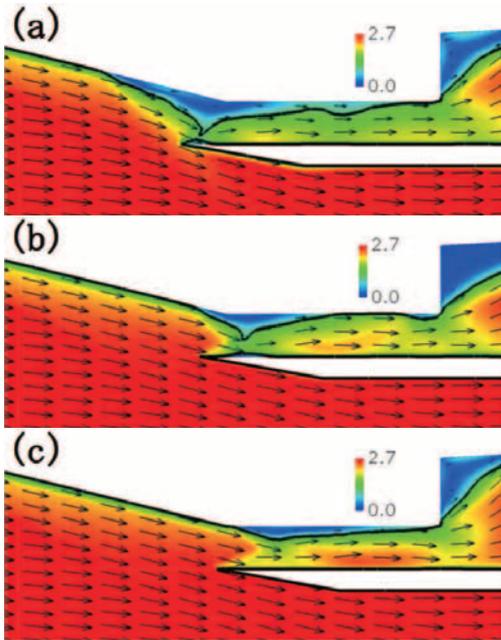


図 1.1 マッハ数分布の2次元図  
(a) L=50 (b) L=70 (c) L=90

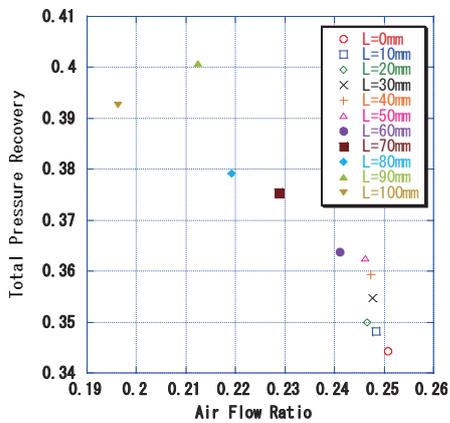


図 1.2 インレット性能

6. インレット形状と始動性の関係

次に、始動/不始動と収縮比 ( $A_c/A_{out}$ ) とカウル衝撃波の強さを表す角度 ( $\theta - \beta$ ) の関係を図 1.3 に示す。この図で、部分不始動は不始動として分類してある。 $\theta - \beta$  が小さい時は、大きな収縮比をとっても始動しやすい。一方、 $\theta - \beta$  が大きい時は、小さな収縮比でなくては

始動しないことがわかる。

次に、収縮比と空気流量、総圧回復率の関係を以下で調べていく。図 1.4 に収縮比と空気流量の関係を示す。吸い込み性能は、収縮比に比例するが、始動性の関係から、Droop カウルの方がより多くの空気を取り込むことができる。図 1.5 に収縮比と総圧回復率の関係を示す。Droop カウルでは、カウルからの反射衝撃波が小さいのでより大きな総圧回復率を持つことがわかる。

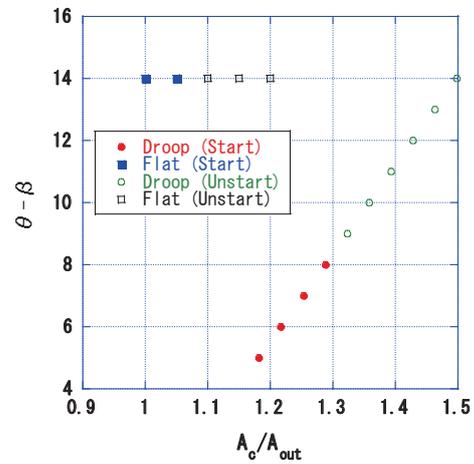


図 1.3 始動/不始動の関係

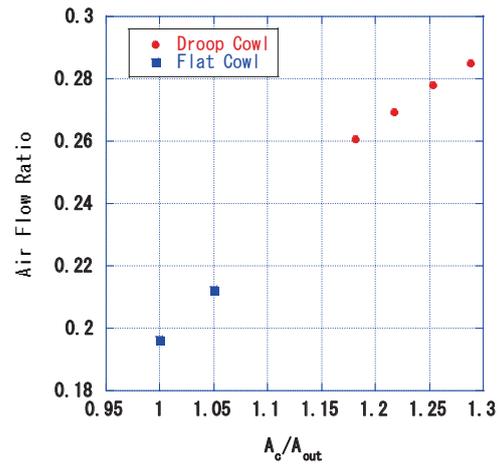


図 1.4 収縮比と空気流量

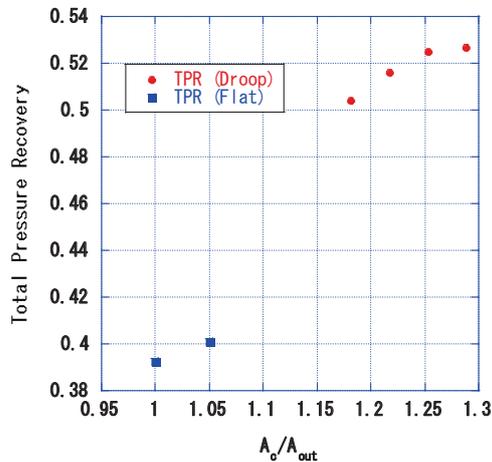


図 15 収縮比と総圧回復率

## 7. 結論

本研究では、数値流体解析技術をロケットラム複合サイクルエンジンにおけるインレットに適用し、流れの構造について調べた。数値計算結果は、実験結果の圧力の分布の傾向と値のレベルをよく再現していることが分かった。また、始動状態、および不始動状態に対応する流れ場を再現しているため、始動性の研究に適用した。

カウルの角度  $\beta$ 、およびカウルの平行移動  $L$  (mm) をパラメータとすることにより、得られたインレットの流れ場は3つの状態、すなわち、始動、部分不始動、始動に分類できる。次に、始動/不始動と収縮比 ( $A_c/A_{out}$ ) とカウル衝撃波の強さを表す角度 ( $\theta - \beta$ ) の関係を調べた。 $\theta - \beta$  が小さい時は、大きな収縮比をとっても始動しやすい。一方、 $\theta - \beta$  が大きい時は、小さな収縮比でなくては始動しないことがわかる。また、吸い込み性能は、収縮比に比例するが、始動性の関係から、Droop カウルの方がより多くの空気を取り込むことができる。カウル衝撃波が弱いので、Droop カウ

ルではより大きな総圧回復率を持つことがわかった。その際、カウルのDroop 角度は6度まで小さくしても始動性は保たれることがわかった。

## 参考文献

- 1) Kanda, T., "Conceptual Studies of Combined Cycle Engine," "Proc. of Asian Joint Conference on Propulsion and Power, 2004, pp. 753-762
- 2) Tani, K. et al, "Ram and Ejector-Jet Mode Experiments of the Combined Cycle Engine in Mach 4 Flight Conditions," AIAA Paper 2008-103, Jan. 2008.
- 3) Van Wie, M., "Scramjet Inlets"; pp. 447-512 in Scramjet Propulsion, Chapter. 7, Edited by Curran, E. T. and Murthy, S. M. B. AIAA, New York, 2000.
- 4) Kodera, M., Sunami, T. and Nakahashi, K., "Numerical Analysis of Scramjet Combusting Flows by Unstructured Hybrid Grid Model," AIAA Paper 2000-0886.
- 5) Sharov, D. and Nakahashi, K., "Reordering of 3D hybrid unstructured grids for vectorized LU-SGS Navier-Stokes computations," "AIAA Paper 97-2102.
- 6) Spalart, P. R., and Allmaras, S. R., "A one-equation turbulence model for aerodynamic flow," AIAA Paper 92-0439
- 7) Kubota, S., Tani, K., and Masuya, G., "Comparison of Shock-induced Two- and Three-Dimensional Incipient Turbulent Separation," AIAA Journal Vol. 13, NO. 4, pp534-535, 1975.
- 8) Korkegi, R. H., "Comparison of Shock-induced Two- and Three-Dimensional Incipient Turbulent Separation," AIAA Journal Vol. 13, NO. 4, pp534-535, 1975.