

## 超高速域スクラムジェット研究への数値シミュレーションの適用

丹野英幸\*1、佐藤和雄\*1、小室智幸\*1、植田修一\*1  
伊藤勝宏\*1、小寺正敏\*1、成田智昭\*2

\*1 航空宇宙技術研究所 角田宇宙推進技術研究所  
\*2 航空宇宙技術振興財団

### Numerical Application on Scramjet Study in Hyper-velocity Flow

Hideyuki TANNO\*1, Kazuo SATO\*1, Tomoyuki KOMURO\*1,  
Syuichi UEDA\*1, Katsuhiro ITOH\*1, Masatoshi KODERA\*1, Tomoaki NARITA\*2

\*1 National Aerospace Laboratory, Kakuda Space Propulsion Laboratory  
1-Koganesawa, Kimigaya, Kakuda, Miyagi, Japan

\*2 Foundation for promotion of Japanese Aerospace Technology

#### Abstract

Current status of numerical simulation study on scramjet in hypervelocity flow is reported. A 3-dimensional Navier-Stokes numerical code was applied to analyze scramjet test result of high enthalpy shock tunnel Hiest and vitiated air heating blow down tunnel RJTF. The numerical code showed that a difference of test results between Hiest and RJTF was caused by test boundary layer ingestion flow in RJTF. The numerical code was also applied to estimate performance of new scramjet test model, which was designed to operate under flight Mach number 12 condition. The numerical results seem that the current design shows reasonable so far.

#### 1. はじめに

スクラムジェットは超高速域でのブースターとして、宇宙輸送系の打ち上げ能力を格段に向上させる可能性から、近年、飛行マッハ数 8 以上の極高速域での研究が注目されている<sup>[1]</sup>。数値シミュレーションは効率的な研究開発の為に解析ツールとして、また最終的には設計ツールとしての役割が期待されているが、スクラムジェット内流れは超高速燃焼流れであるため、この条件での数値シミュレーション結果は殆ど報告されておらず、信頼性が確保されているとは言い難い。これは超高速条件を地上で再現できる風洞が未整備であったことも原因であり、現在でも数値シミュレーションの信頼性を検証するための比較用実験データは極めて不足している。航空宇宙技術研究所では、この未踏の領域である、飛行マッハ数 8 を超える超高速域でのスクラムジェット地上試験の為に高温衝撃風洞 Hiest<sup>[2]</sup>の整備を行ってきた。Hiest は

試験時間が 10msec 程度と短い、従来の風洞では不可能である高いエンタルピ(飛行マッハ数相当 8 ~ 25)、高い圧力域(よどみ点圧力 15MPa ~ 150MPa)の試験を、高精度が期待できる大型模型(最長 3m)を用いて行うことが可能である。

ここでは、全長 2.1m、重量 140kg の NAL サブスケールスクラムジェットを供試体として Hiest 及び燃焼加熱型吹き出し風洞 RJTF で行われた超高速域スクラムジェットの対応風洞試験結果の数値解析を試みた。併せて超高速域でのスクラムジェット基本特性を研究する目的で、飛行マッハ数 12 相当の Hiest 試験条件で作動するスクラムジェットエンジン(通称 M12 スクラムジェット)の数値解析による評価結果を報告する。

#### 2. 1 NAL サブスケールスクラムジェット

Hiest、RJTF 対応風洞試験用供試体として用

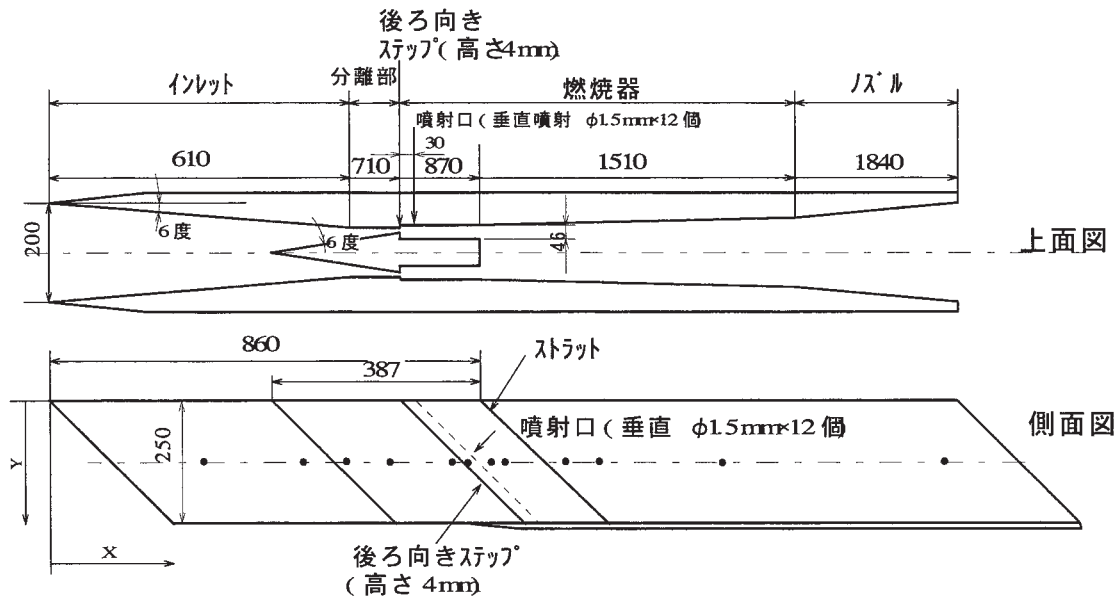


図 1 NAL サブスケールスクラムジェット

いた NAL サブスケールスクラムジェット<sup>[3][4]</sup>概略図を図 1 に示す。スクラムジェットは 46mm 厚のストラットを有する形態で、スクラムジェットには 43 個の圧カトランスデューサによる壁圧計測及び 13 個の加速度計を用いた力計測を行った。Hiest、RJTF の試験気流条件を表 1 に示す。燃料は水素を用い、側板ステップ下流に設けられた直径 1.5mm×24 の噴射口より、垂直噴射を行った。Hiest 試験では当量比( $\phi$ )は噴射圧力を変化させることにより 0~2.2 に変化させた。

数値解析に用いたコードは NAL が開発した 3次元非構造格子燃焼コード<sup>[5]</sup>を用いた。計算コードの支配方程式は、ナビエ・ストークス方程式および各化学種保存式を用い、格子には、3つの要素(プリズム、四面体、ピラミッド)から構成される非構造ハイブリッド格子を用いた。化学反応モデル及び乱流モデルにはそれぞれ、9種 17反応のモデル、Goldberg-Ramakrishnan の 1 方程式乱流モデルを使用した。RJTF 条件の解析には、設備ノズル境界層吸い込みを模擬するために、天板側に 87mm の厚さで、1/7 乗則による速度分布を与えた

流れを流入させた。Hiest は設備ノズルの主流を試験気流として用いた為、一様流れを流入条件とした。

## 2. 2 対応風洞試験結果及び考察

図 2、図 3 に Hiest 試験結果と同条件での数値解析結果の比較を壁圧分布、推力増分について示す。数値解析結果は実験値とほぼ一致しており、数値解析は Hiest 試験を十分模擬していると結論づけた。図 4 に Hiest 試験と RJTF 試験の推力比較結果を抗力係数として示す。 $\Delta C_d$  で示される推力増分は水素噴射無し条件に対するそれぞれの当量比での水素噴射条件での推力増分  $\Delta C_{d\phi} - \Delta C_{d\phi=0}$  で定義した。RJTF では、推力増分は Hiest のほぼ倍だが、 $\phi=1$  以上で不始動に陥る。一方、Hiest では燃料噴射装置供給上限の  $\phi=2.2$  でも不始動にはならず、推力は増加を続けた。この推力増分の違いはエンジン内壁面圧力の違いと十分整合している。図 5 では  $\phi=0, 1$  条件での RJTF と Hiest でのエンジン壁圧分布(主流 Pitot 圧で無次元化)を比較した。RJTF では Hiest に比べ、

	$P_0$	$H_0$	$M_\infty$	$U_\infty$	$P_\infty$	$0.5 \rho_\infty u_\infty^2$
Hiest 条件	14 MPa	4 MJ/kg	7.7	2800m/s	1.3kPa	45kPa
RJTF 条件	10 MPa	4 MJ/kg	6.7	2600m/s	1.6kPa	50kPa

表 1 試験条件(Hiest と RJTF)

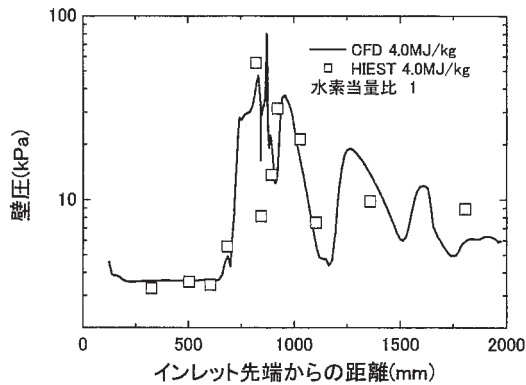


図 2 Hiest と数値計算の壁圧分布比較

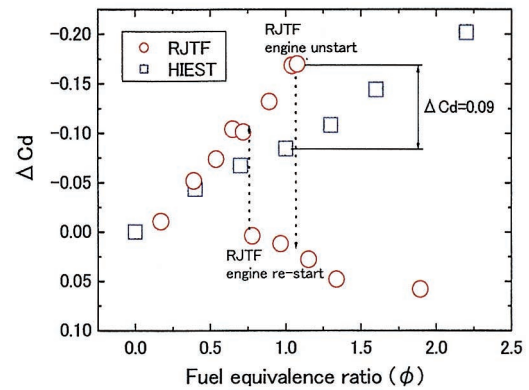


図 4 推力増分と燃料等量比の関係

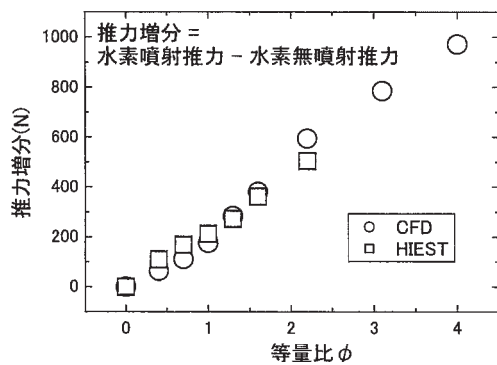


図 3 Hiest と数値計算の推力増分比較

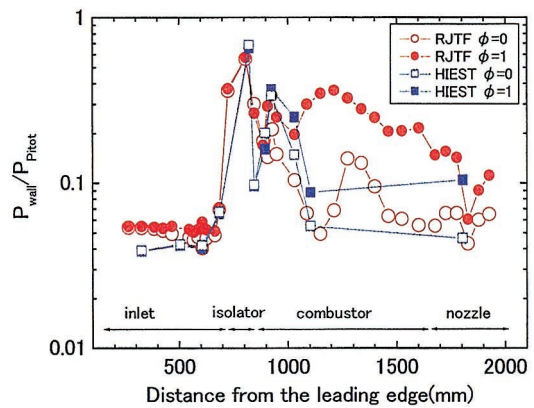


図 5 壁圧分布比較(φ=0, 1)

燃焼器内でのφ=0とφ=1条件の圧力差が高く、倍以上の値も計測された。この計測圧力差を積分して得られたRJTFとHiestの推力増分差は $\Delta C_d = -0.1$ である。これは同条件での推力実測値 $\Delta C_d = -0.09$ とほぼ等しい。では、何故HiestとRJTFの燃焼圧力に差が生じたのか、数値解析を用いて原因究明を試みた。数値解析によって得られたHiest、RJTF条件でのマッハ数分布を図6に示す。両条件でのエンジン内流れは大きく異なり、RJTF条件ではエンジン天板上に、Hiest条件では存在しない巨大な亜音速領域が存在する。この亜音速域は天板境界層がカウル衝撃波との干渉で剥離して発生したと見られ、RJTF条件ではこの大規模剥離泡が保炎機能を果たして、剥離泡内で燃焼が促進された為、燃焼による圧力増加がHiestに比べて大きいと推定される。RJTFの天板剥離泡は、流入している設備ノズル境界層が厚い為が大規模に成長したと考えられ、HiestとRJTFの試験結果に食い違いを生じた原因であることが分かった。

次にHiest条件での試験結果の解析を行った。図7、図8にHiestでのφ=0、1、2の条件での圧力分布を示す。φ=1の条件では、カウル近傍でしか燃焼しない。これは燃焼器流入条件(温度、圧力)が低い為、カウル衝撃波背後でしか着火条件が満たされないためである。水素当量比を増加させた場合、燃焼は燃焼器全体に及ぶが、これは水素噴射圧力を増加させたために、噴流によって発生する衝撃波が強くなり、燃焼器平行部での圧力、温度が上昇したことによる燃焼の促進が主な原因である。更に、φ=1の条件では、ストラット背後で、圧力、温度が急減する領域が存在する。これはストラット背後より発生する強い膨張波が原因であり、ストラット背後形状の変更で、φ=1近傍条件のエンジン性能の大幅な改善が期待できる。また、φに対する混合の影響については更なる解析が必要である。

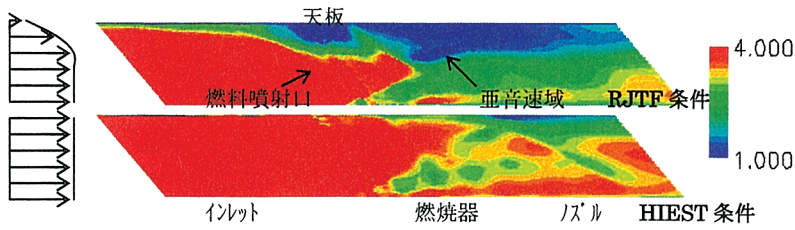


図 6 マッハ数分布(上:RJTF 条件、下:HIEST 条件)

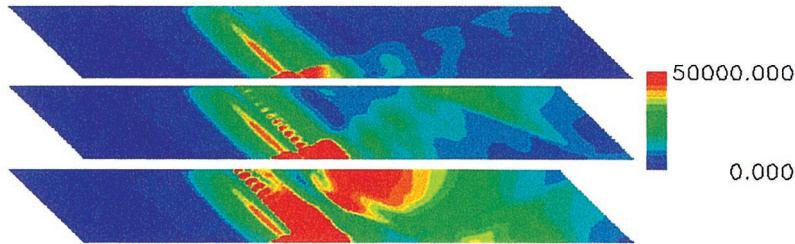


図 7 圧力分布側面図(上: $\phi=0$ 、中: $\phi=1$ 、下: $\phi=2$ )

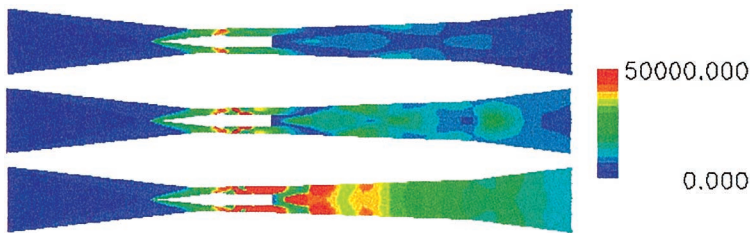


図 8 圧力分布上面図(上: $\phi=0$ 、中: $\phi=1$ 、下: $\phi=2$ )

### 3. M12 スクラムジェット的设计および性能予測

超高速度でのスクラムジェットの基本特性を研究するために、飛行マッハ数 12 条件を作動条件とした新型スクラムジェットエンジン模型を設計した。

スクラムジェットは側板圧縮型で、インジェクタ変更、燃焼器長さ延長等、形状変更に対する柔軟性の確保、インレット、燃焼器、ノズルの 3 つのモジュール構造としモジュール毎に容易な交換、変更を可能とした。特に燃焼特性に大きく影響を与えるインジェクタ部分は、マニホールドを含めて着脱可能な構造とし、将来の混合促進型インジェクタ<sup>6)</sup>を用いる際に容易に適応可能とした。また、結果の解析を容易とする目的で、エンジン内部流れをできるだけ単純とする為に、燃焼器は矩形断面の平行ダクト形状とし、NAL サブスケールエンジンで流れを複雑とした後退角付きインレ

ット、後退角付きステップは採用しなかった。更に燃料の水素ガスの噴射による圧力損失をできるだけ押さえる為に、強い衝撃波の発生する垂直噴射形態は選択せず、平行噴射形態を用いた。噴射口はインレットと燃焼器の側板結合部に設けられた後ろ向きステップ(高さ 4mm)面に、噴射口径 3mm、間隔 20mm でそれぞれ左右の側板に 11 個、合計 22 個設けた。

設計条件は燃焼器内部流れが 3600m/s と極めて高速であるため、気流の滞留時間が燃焼完了に必要な時間(燃焼特性時間)に対応するだけ燃焼器長さが必要である。燃焼特性時間は温度が高くなるほど短くなるが、燃焼器入口温度は低いほど燃焼による圧力増加が期待でき、根本的な性能に関わる後者を優先する。よって、自発着火限界が約 900K であること、及び、ストーカ

らの実験結果<sup>7)</sup>も考慮し入口温度を 1000K とした。一方、入口圧力は、既存のスクラムジェット支持装置の制限より、燃焼器長さが 1.2m に制限されるため、本試験とほぼ同じ気流条件の T4 での風洞試験<sup>7)</sup>で得られた着火限界の実験式(入口圧力×燃焼器長さ=24 kPa・m)を参考とし、20 kPa とした。この燃焼器入口条件、前述したよみ点圧力の制限および HIEST コンターノズル径の制限によるインレット制限幅(最大幅 200mm)から、インレット角は 5.5° とした。このとき、インレット長さはインレット前縁衝撃波による衝撃波-境界層干渉による境界層剥離の発生を避けるために、インレット前縁衝撃波が反対側のインレット壁に入射しない寸法とした。

風洞試験に先立って行った数値計算には、前節と同じ数値解析コードを用いた。数値解析にもちいた試験条件は表 2 に示す。図 10 に、数値計算によって得られた、水素噴射なしと水素噴射あり(等

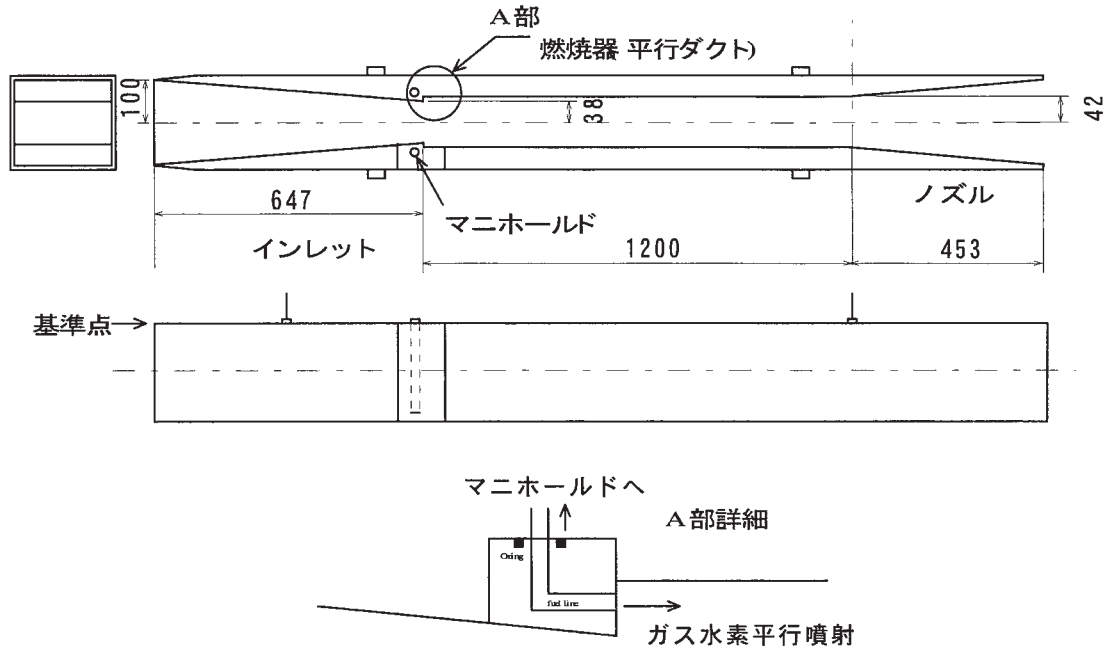


図9 M12スクラムジェット模型概略図

$P_0$ (MPa)	$H_0$ (MJ/kg)	$T_\infty$ (K)	$P_\infty$ (kPa)	$\rho_\infty$ (kg/m <sup>3</sup> )	$V_\infty$ (km/s)	$M_\infty$	$\Phi$ 水素当量比
41	7.5	760	5.0	0.023	3.6	6.6	0.10

表2. 数値解析に用いた気流条件

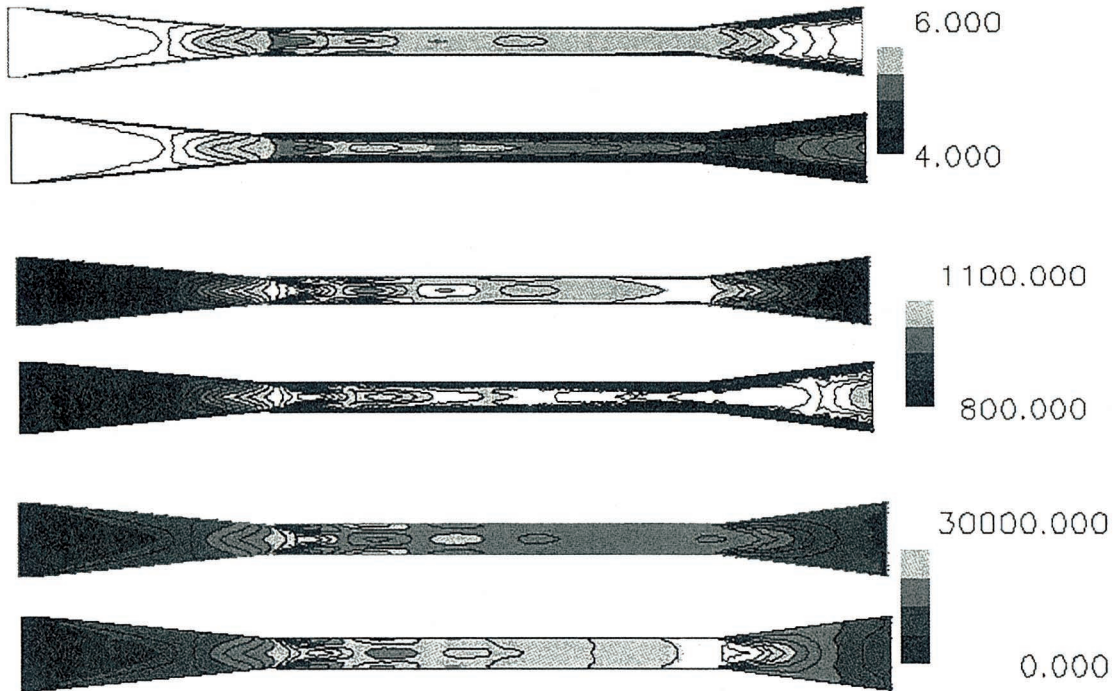


図10 数値解析で得られたスクラムジェット内流れ  
上からマッハ数、温度(K)、圧力分布(Pa)で、各上段が噴射なし下段が噴射あり(当量比 1)

近ではある程度の非一様性はみられるが、衝撃波と境界層の干渉等、大きな擾乱は発生していない。また、水素噴射あり条件では、上記の実験式に、燃焼器出口で燃焼による圧力上昇が認められる。以上により、予備的な結果ではあるが、数値解析では設計の妥当性が確認された。

#### 4. おわりに

高温衝撃風洞 Hiest 及び燃焼型吹き出し風洞 RJTF での NAL サブスケールスクラム水素燃焼試験結果の数値解析を行った。Hiest の試験で得た推力増分は RJTF 試験での推力増分を大幅に下回

ったが、数値解析により、RJTF 設備ノズル境界層吸い込みが原因であることが明らかになった。また、超高速域でのスクラムジェット基本特性を研究する目的で、飛行マッハ数 12 条件用スクラムジェットエンジンの設計開発を行い、数値シミュレーションによる評価結果を報告した。数値シミュレーション評価では現在のところ、燃焼器入口条件、燃焼反応位置は、設計通りであり、Hiest 試験での燃焼反応が期待される結果となった。

#### 参考文献

- [1]McClinton CR(2001)Hyper-X program status, ISABE 2001-1071
- [2]伊藤他(2001)、大型高温衝撃風洞 HiEST の開発、航空宇宙学会誌、第 49 巻、第 572 号。
- [3]Kanda T et.al(1999) Mach 8 Testing of a scramjet engine model, AIAA99-0617.
- [4]Tomioka S et.al(1999) Testing of a scramjet engine model, AIAA 98-3134.
- [5]Kodera M et.al(2000) Numerical analysis of scramjet combusting flows by unstructured hybrid grid method, AIAA 2000-0886.
- [6]Gaston MJ(1998)A comparison of two hypermixing fuel injector in a supersonic combustor, AIAA 98-0964.
- [7]Stalker RJ and Morgan RG (1984) Supersonic Hydrogen Combustion with a Short Thrust Nozzle. Combustion and Flame 57:55-70
- [7]Stalker RJ and Paul A (2001) Scramjet and shock tunnels. ISABE 2001-1006