

山本行光*、伊藤良三**

CFD Analysis of Transonic, Supersonic, and Hypersonic Flowfields around Re-usable Rocket and SpacePlane.

Yukimitsu YAMAMOTO*, Ryozo ITO**

Abstract

In order to evaluate aerodynamic characteristics of future SSTO space transport vehicles, CFD analysis was conducted from transonic to hypersonic speed for two re-usable rockets and hypersonic flow computations including real gas effects, were made for a space plane. Comparisons with AEDC hypersonic wind tunnel experiment were made for the latter space plane analysis. In the present CFD works, geometry definition by using CATIA and grid generation methods are also introduced.

1. はじめに

我が国における宇宙輸送システムの確立と低コスト化を目指して再使用ロケットの構想が提案されている。これはSSTO方式による垂直打ち上げ、水平着陸による帰還飛行を行うもので、その実現にはロケットエンジン技術の進歩と共に構造の軽量化が最も重要な課題の一つである。

しかしながら、SSTOを実現するための空力熱荷重軽減化技術も、より効率的な設計を行う上で重要であり、またエンジンの再使用性を考慮した実験機開発において、将来、空力側からの概念形状検討解析も必須である。

このような状況から、再使用型ロケットプレーンの打ち上げから再突入飛行に至るまでの代表的軌道条件での概念CFD解析を実施し、形状作成、格子形成から、後処理、データ・ベース作成に至るまでの一連の設計のための流れを研究した。

一方、再使用ロケット後のSSTOの最終的な目標であるエアブリージングエンジンを搭載したスペース・プレーンの極超音速空力特性についても解析を実施し、米国のAEDC極超風試との比較を行ったので報告する。

2. 解析法

CFD解析は、三次元ナビエ・ストークス方程式を有限体積法により差分化し、完全気体計算ではFVSタイプのHYPER3Dコード使用した¹⁾。実在気体計算では、7化学種24反応モデルによるFDSタイプの非平衡化学反応流コード²⁾を使用する。但し、コードは一温度モデルで、温度非平衡は考慮していない。

3. 解析結果**3-1. 再使用ロケット**

本解析で検討された形状は、米国で開発が進められているエアロスパイクエンジン搭載のX-33リフティングボディ型及び高膨張伸展ノズルを用いるスペース・シャトルと同様な形態の翼胴型の2種類である。前者については、文献3)の三面図から、後者についてはNASAの検討している機体形状に基づいて作成した。表面形状モデルはいづれもキャティアによって定義される。キャティアの構成はサーフェースモデル、IGESプロセッサ、三次元パラメトリック設計、及びソリッドモデリングから成り、IGESプロセッサはGRIDGEN等の市販の格子作成ソフトウェアとの連携に使用する。図1にキャティアを使用して作成した翼胴結合型のモデルを示す。

次に三次元格子作成については、以下のような手順となる。最初にキャティアデータをIGESデータに変換し、これをGRIDGENソフトウェアによって読み込み、胴体、主翼、尾翼毎の点群データを作成する。遷音速流計算では、マルチブロック格子を用いるため、上記表面格子から、Egg・3Dコード⁴⁾により、三次元格子を作成した。この方法を用いた翼胴結合形態の表面及び三次元格子を図2、図3に示す。X-33タイプのリフティングボディの形態では、単一格子とし、格子作成は市販のソフトGRIDGENによる代数的方法、及び航技研の双曲型方程式に基づく手法によるHYPERGEN格子生成コードの2種類を使用した。格子例を図4に示す。図から判明するように、表面近傍での格子の直交性はHYPERGENコードによる方法が優れており、計算にはこちらの格子を使用した。GRIDGENは現在、マルチブロック格子でのベース領域にあたる格子作成に使用している。

上記の格子を用いてSSTO想定飛行条件での空力特性を調べるため、以下の飛行条件でCFD計算を

* 航空宇宙技術研究所 (National Aerospace Laboratory)

** (株) 大興電子通信 (Daiko Denshi Tsushin .Ltd)



図 1 キャティアによる翼胴結合型再使用ロケット形状作成



図 2 GRIDGENによるマルチブロック用表面格子作成

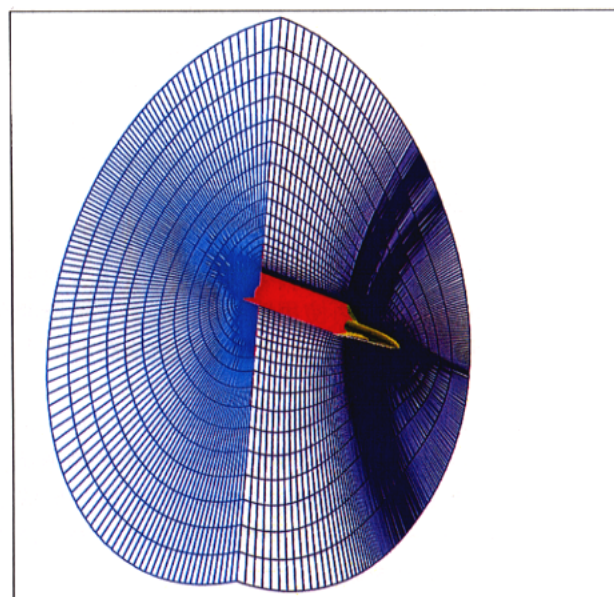
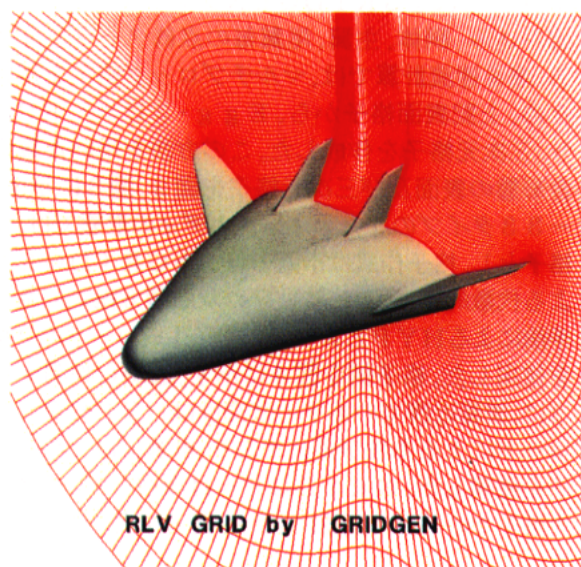
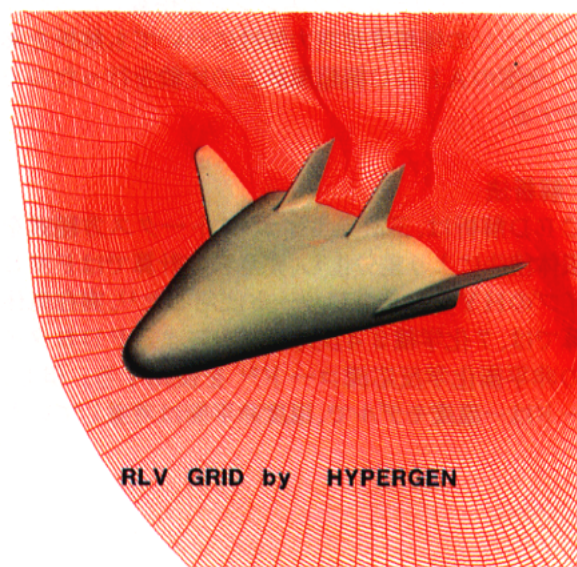


図 3 EGG-3Dコードによる三次元格子



(a)



(b)

図 4 X-33リフティングボディ形状三次元格子

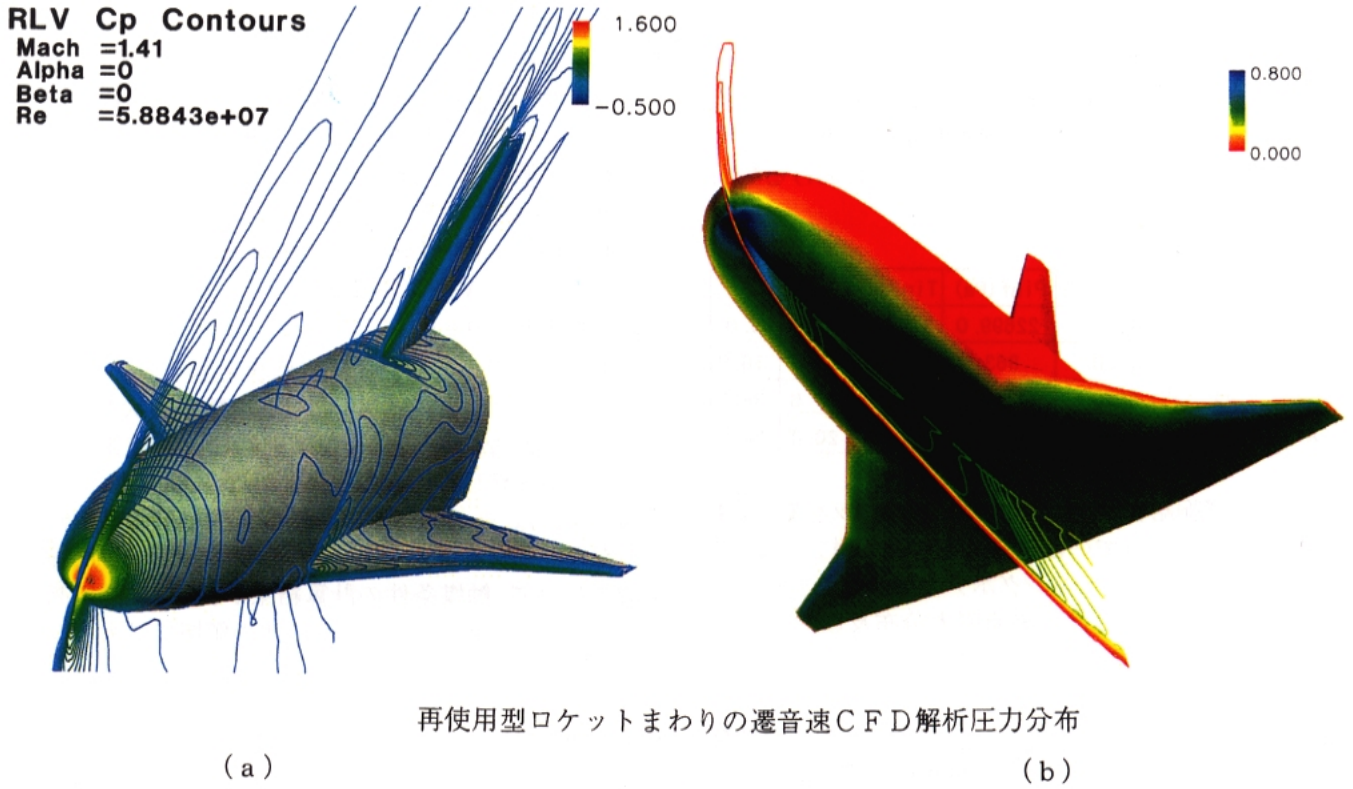


図5 翼胴結合形態再使用ロケット圧力線図

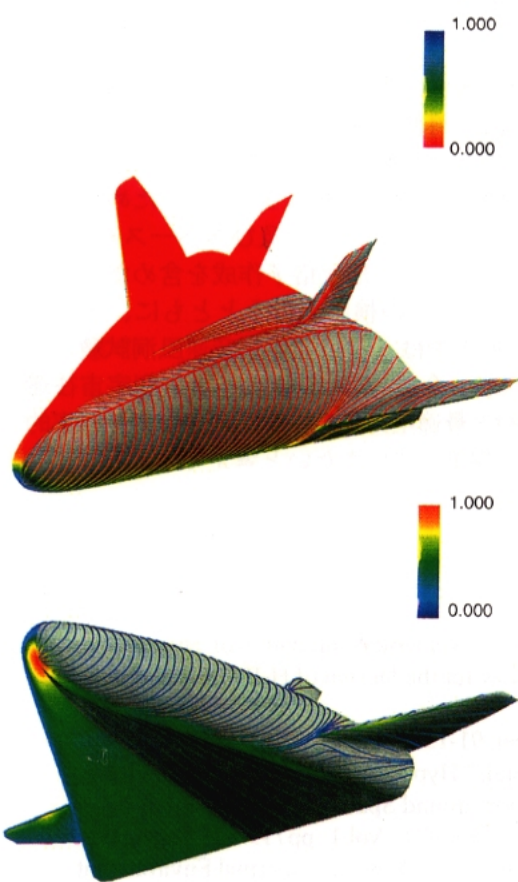


図6 X-33リフティングボディ
 形状表面圧力分布及びオイルフロー図
 $M_\infty=20.0, \alpha=38^\circ$

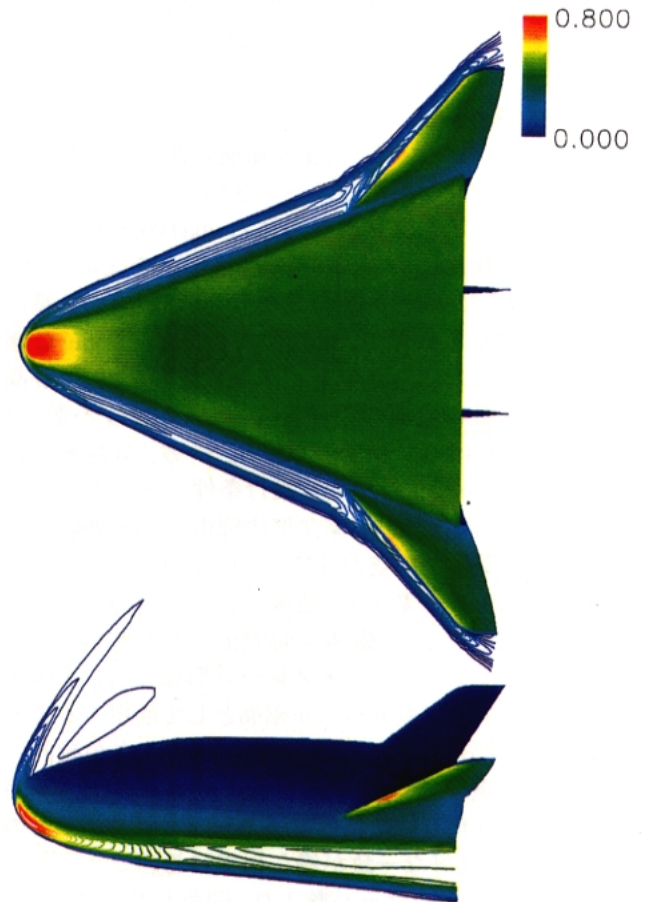


図7 X-33リフティングボディ
 形状衝撃波形態
 $M_\infty=20.0, \alpha=38^\circ$

行った。

- ①アセント時の動圧最大時
- ②リエントリ時の「動圧×迎角」が最大時
- ③リエントリ時の迎角最大姿勢時における動圧最大時
- ④リエントリ時の空力加熱一定フェーズにおける動圧最大時

ケース	高度 (km)	Vinf (m/s)	Pinf (Pa)	Tinf (K)	Minf	α
①	11	420	22699.0	216.8	1.41	3.0
②	32	1030	863.0	228.8	3.4	16.0
③	62	3920	18.0	240.0	12.6	38.0
④	72	5980	3.836	214.3	20.4	38.0

図5に翼胴結合型再使用ロケットのマッハ数1.4及びマッハ数2.0での表面圧力分布を示す。一方、図6にはX-33リフティングボディ形状のマッハ数2.0、迎角3.8°における表面圧力分布及びオイルフローを、図7には同条件での衝撃波形状を示す。

今回の解析では、計算結果のみを示すが、X-33形態については今後、実験データや、NASAの計算結果との比較を通して、検証を実施してゆく予定である。また、米国のX-34有翼ロケットについても、形状をキャティアで作成し、格子を張っており、これについても順次検証を進めてゆきたいと考えている。

3-2. スペース・プレーン

再使用ロケットから、より発展したエアブリージングエンジンを使用するスペース・プレーンの空力形態を調べるため、図8に見られるspa100, spa101の2種類の形状について、極超音速流解析を実施した。形状はエンジン部の長さの異なる2形態とし、計算は表1に示される条件で、米国のAEDC Tunnel C極超音速風試条件に対応した低レイノルズ数の層流、及び高レイノルズ数の乱流の条件を主体とし、マッハ数10.0、模型長は0.83mである。一方、全長8.3mとした、マッハ数10.0での実飛行条件における完全/実在気体解析も実施し、実在気体解析では非触媒及び完全触媒壁条件での空力加熱の違いを調べた。

図9にマッハ数10、迎角20°でのspa100形態での圧力線図を示す。胴体下面で圧力の上昇してゆく様子がわかる。スペース・プレーン形態では、胴体下面もエンジン空気取入口の圧縮面として活用することから、この部分の精度の高い評価手法の確立が設計にはきわめて重要である。図10にこの形状の胴体下面対称線上の迎角0°における圧力分布の風洞試験との比較を示す。良好な一致が得られている。

spa101形状のマッハ数10、迎角20°における、衝撃波形状のシュリーレン写真との比較結果を図11に示す。形状については良好な一致が得られた。同形態でのマッハ数10、迎角10°におけるレイノルズ数の差による空力加熱分布の違いを図12に示す。明

らかに、レイノルズ数の高い乱流解析ケースで胴体下面再圧縮部、及び主翼前縁まわりにおいて、大幅な空力加熱の上昇が見られる。

次に実飛行条件での完全/実在気体解析結果について述べる。実在気体計算は、7化学種24反応モデルによる非平衡ナビエ・ストークスコードにより実施した。一様流条件は以下のように設定した。

$$M_{\infty} = 10.0, \quad P_{\infty} = 18\text{Pa}, \quad T_{\infty} = 257.6\text{K}$$

$$T_w = 1366\text{K}, \quad V_{\infty} = 3217.2\text{m/sec}, \quad Re_{\infty}/L = 3.98 \times 10^6$$

$$L = 83.15\text{m}, \quad \alpha = 0^{\circ}$$

図13に上面から見た衝撃波形状を示す。マッハ数10では完全/実在気体解析による衝撃波形状の違いは顕著に現れないが、若干、主翼前縁部で実在気体結果で圧力が上昇していることが分かる。

図14には、spa100形態の非触媒/完全触媒壁条件での空力加熱分布の違いを示す。主翼前縁部の再圧縮領域において、触媒条件の計算結果が、空力加熱の高い部分が広がる傾向を示す。その他の領域では大きな違いは見られない。

以上、スペース・プレーンの解析結果の概略を示したが、本形状については、今後エンジン後方部での排気流を模擬したジェットプルームの影響評価を検討してゆく予定である。

4. まとめ

将来型宇宙往還機の開発にあたっては構造の軽量化と推進の高性能化、再使用性の向上がキーテクノロジーとなるが、このための空力特性を含めた全体システムとしての最適化も重要な課題である。このためCFD解析による再使用型ロケット、及びスペース・プレーンの概念検討に着手し、形状格子作成を含めた空力解析システムについての検討を行うとともに、スペース・プレーン解析ではAEDC極超音速風洞試験との比較を実施した。今後、CFDによる将来型宇宙往還機概念検討と最適空力形状設計に向けてより効率的なシステムを構築してゆきたいと考えている。

参考文献

- 1) Y. Yamamoto "Numerical Simulation of Hypersonic Viscous Flow for the Design of H-II Orbiting Plane (HOPE)"
AIAA Paper 91-1390, June, 1991.
- 2) Y. Wada, et al, "Hypersonic Non-equilibrium Flow Computation around Space Vehicles"
Proc of the 17th ISTS, Vol.1 pp719-728 Tokyo, 1990
- 3) D. K. Prabhu et al, "X-33 Aerothermal Environment Simulations and Aerothermodynamic Design"
AIAA Paper 98-0868, Jan., 1998
- 4) S. Takashi and M. Takemoto "An Automatic Grid Generation Procedure for Complex Aircraft Configurations"
Computers and Fluids Vol.24, No.4 pp393-400, 1995

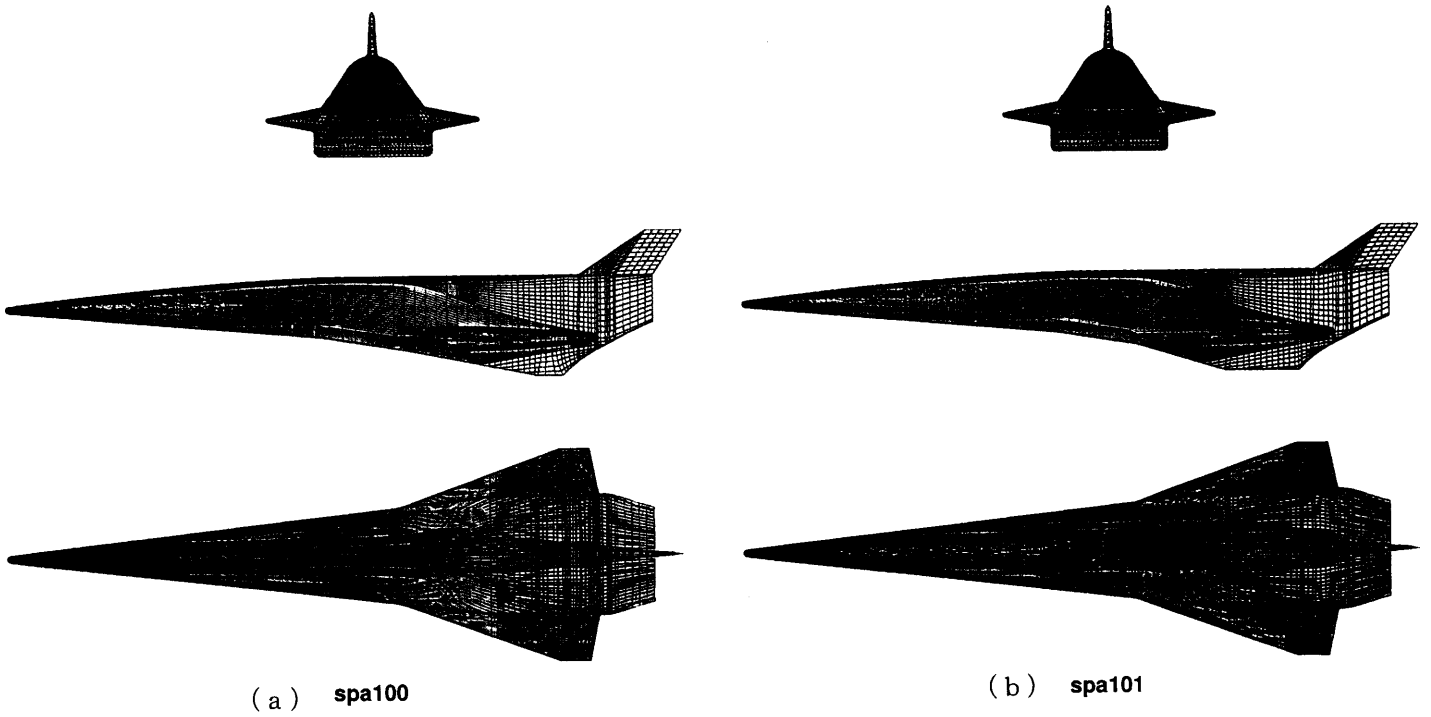


図8 スペースプレーン三面図

Computational Case

Case	Geometry	Gas Model	α	Reynolds No.etc	Twall	Remarks
1	Spa 100	Perfect	0°	Low, Laminar 2.625×10^6	300K	AEDC Exp. Condition
2			5°			
3			10°			
4			20°			
5			0°	High, Turbulent 6.275×10^6		
6			1.8°			
7	Spa 101	Perfect	0°	Low, Laminar 2.625×10^6	300K	AEDC Exp. Condition
8			10°			
9			20°			
10			0°	High, Turbulent 6.275×10^6		
11			10°			
12	Spa 100	Perfect	0°	Laminar	1366K	Flight Condition
13		Real, Noncat		3.98×10^6		
14		Real, Fullcat				

表1 スペースプレーン計算条件

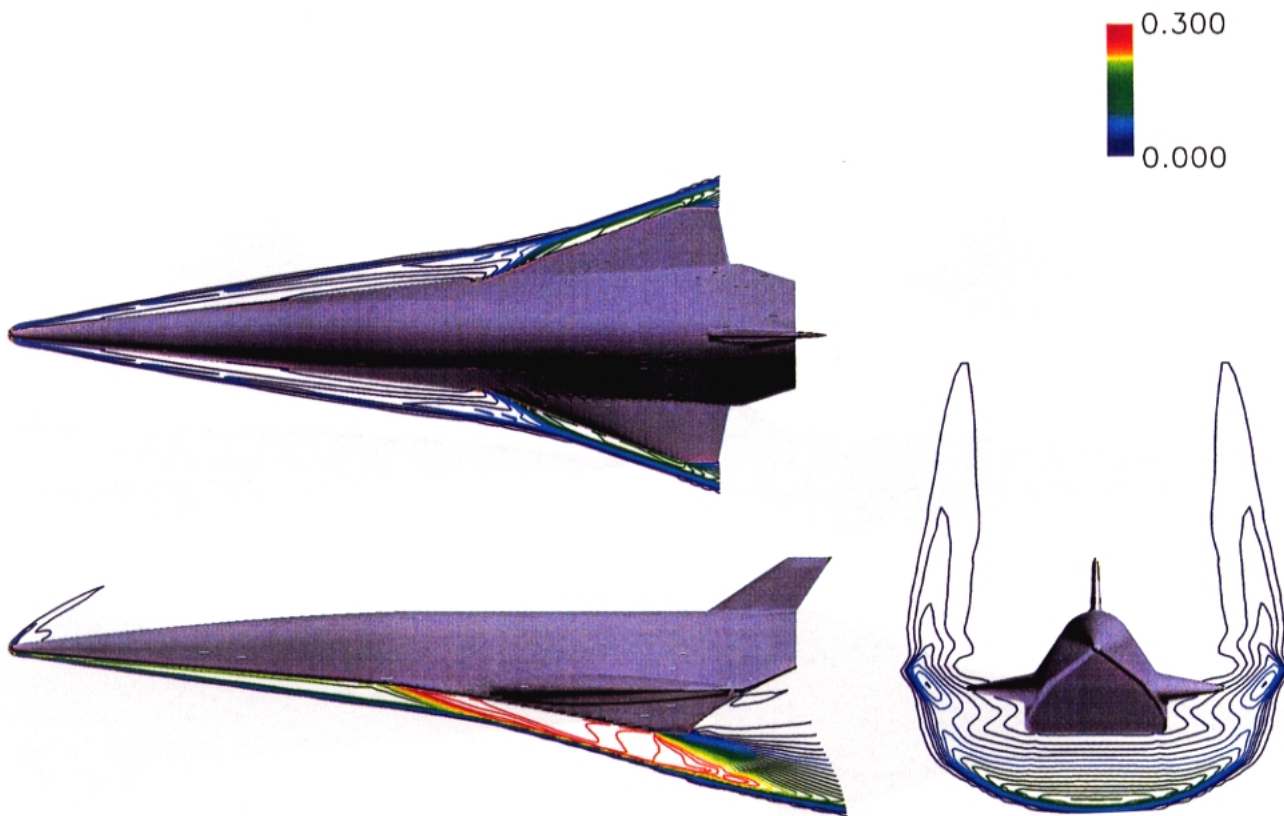


図 9 spa100 形態圧力線図

$M_\infty = 10.0, \alpha = 20^\circ$

低レイノルズ数ケース

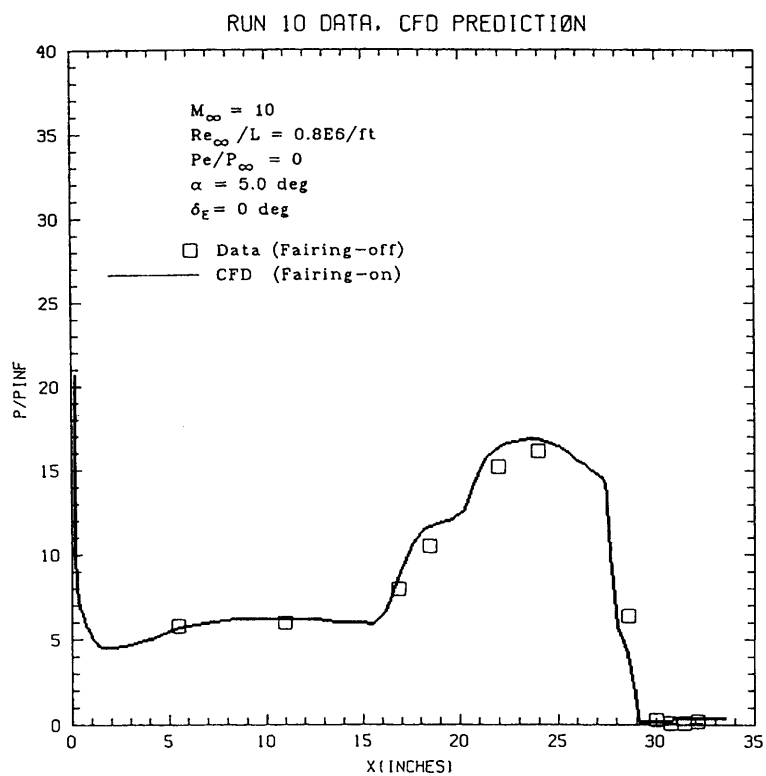


図 10 圧力計測結果及び CFD 解析結果との比較 対称面断面下面

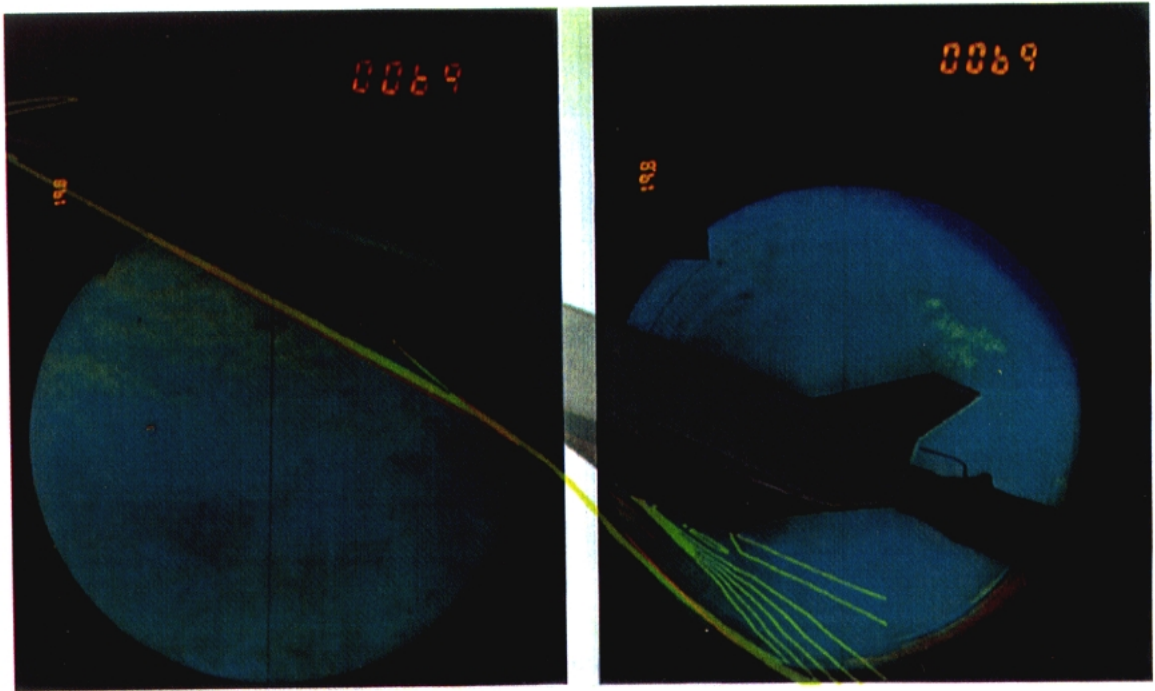


図 1 1 spa101 形態の衝撃波形状の AEDC 風試シュリーレン写真との比較
 ($M_\infty = 10.0$, $\alpha = 20^\circ$)

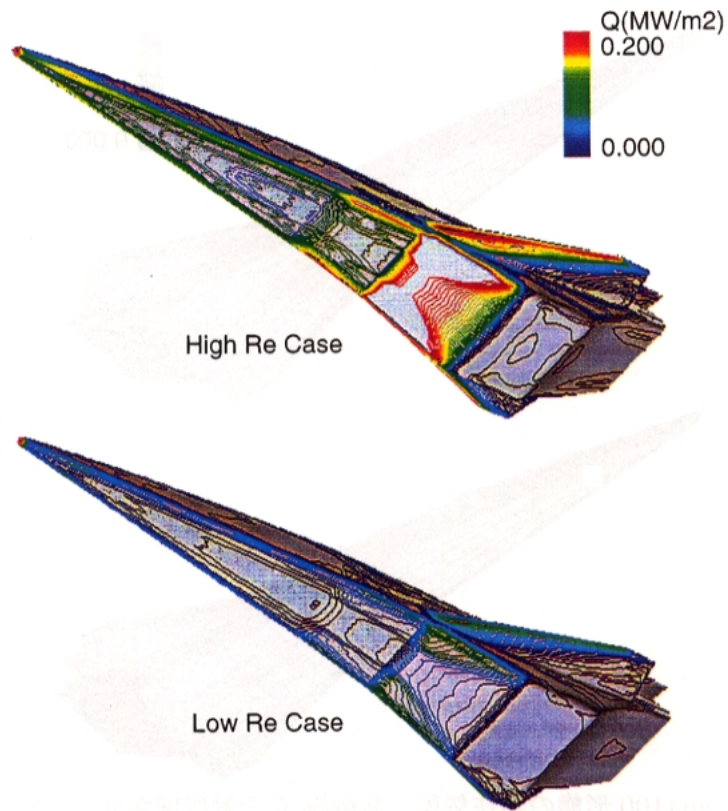


図 1 2 spa101 形態、AEDC 風試条件での局流/乱流条件空力加熱分布
 ($M_\infty = 10.0$, $\alpha = 10^\circ$)

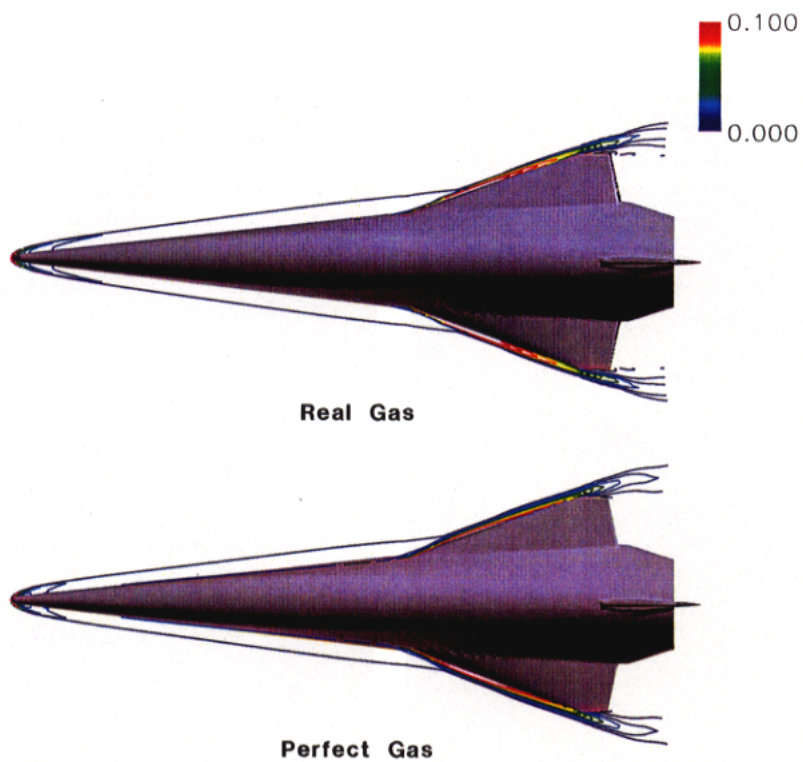


図 1 3 spa100 形態の完全/実在気体解析による衝撃波平面形状
($M_\infty = 10.0$, $\alpha = 0^\circ$)

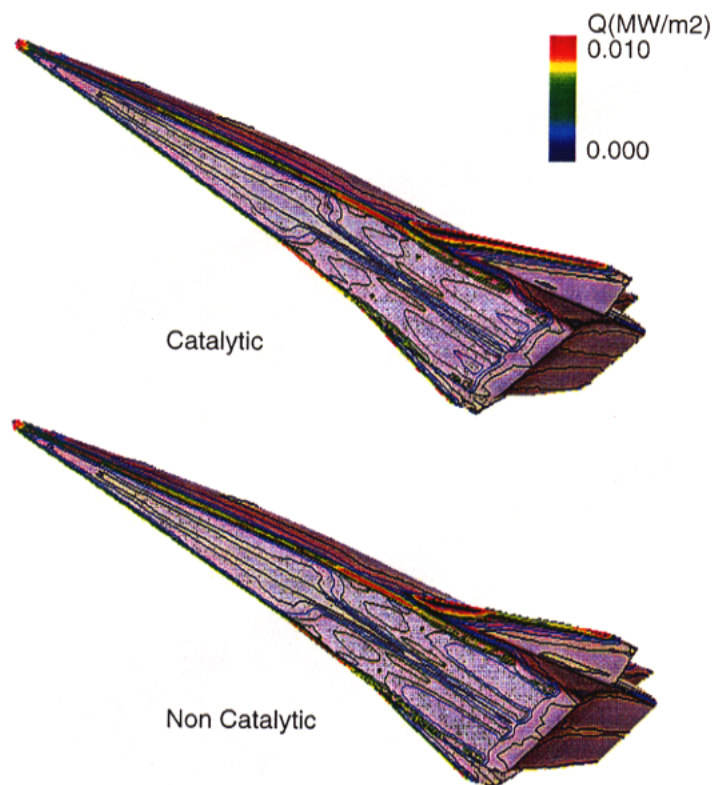


図 1 4 spa100 形態の実在気体、非触媒/完全触媒壁条件での空力加熱分布
($M_\infty = 10.0$, $\alpha = 0^\circ$)