

## ONERA-NAL マッハ10平板模型対応風試CFD解析

山本行光\*、穂積弘一\*、藤井啓介\*

CFD Analysis of Flat Plate Experiments  
Conducted at ONERA and NAL Mach 10 HWT

## ABSTRACT

Hypersonic CFD Analysis is made for blunt nosed, ramped flat plates. Heat transfer and flow field around compression ramp have been investigated numerically. The present work correspond to the experimental study using the NAL 1.27m and ONERA S4MA hypersonic wind tunnels, where the infrared thermography measurements are made at  $M_\infty=10.0$  and angles of attacks  $0^\circ$ ,  $20^\circ$ ,  $30^\circ$  and  $35^\circ$ . Heat transfer distributions and shock-shock interaction patterns are compared in detail, changing angles of attack and Reynolds numbers. Comparisons with CFD simulation using NAL and ONERA Navier-Stokes Codes were also made.

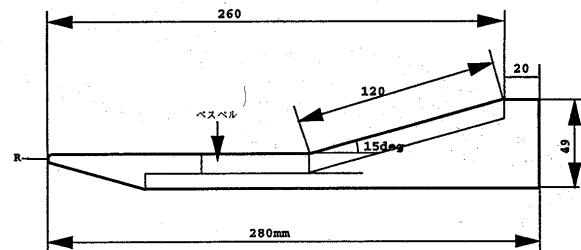
## 1. はじめに

航空宇宙技術研究所 (NAL) とフランスONERAとの間で赤外線システムによる平板模型の空力加熱測定について、共同研究が実施され、NAL、及びONERA S4MA極超音速風洞を用いたマッハ数10の対応風試が行われた。平板模型は、全長280mm、 $15^\circ$ の圧縮ランプ部をもつ形状で、頭部曲率半径をRとしてRを0.3, 3, 6, 12mmと変化させ、曲率の再圧縮加熱に与える影響を調べるとともに、迎角を $0^\circ$ から $35^\circ$ に変化させて、迎角による衝撃波干渉加熱の影響も詳細に検討された。一方、これらの試験に合わせて、NAL及びONERAのナビエ・ストークスCFDコードによる風試対応CFD解析も実施され、空力加熱特性評価における実験及びCFDコード間検証を行った。本報告ではこれらの比較検証結果について紹介する。

## 2. 解析概要

今回の試験に用いられた平板模型を図1に示す。模型は全長280mm、巾が300mmである。空力加熱計測には赤外線システムによる方法がとられたため、上面は熱伝導率の低いベスベルが使用されている。航技研の大型極超音速風洞を用いた赤外線空力加熱システムの概略を図2に示す。試験模型は高速投入装置により風洞気流内に入り、数台の赤外線カメラによる温度上昇の測定から、所定の領域での空力加熱分布が得られる。計測処理方法については参考文献1)に詳細に記述されている。また今回の平板模型まわりの空力加熱実験計測の全体結果については文献2)に発表されている。CFD検証解析では、頭部曲率半径3mmの平板の迎角 $0^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $25^\circ$ ,  $30^\circ$ ,  $32.5^\circ$ ,  $35^\circ$ 、総圧60bar、及び25barの試験ケースに対応する計算を行った。計算条件はONERA S4MA風試条件に対応するもので、風試条件を表1に示す。CFD解析による計算はNALのHYPER2D、及び

ONERAのCELHYO2つのナビエ・ストークスコードを用いた。両コードとも流束分離法に基づくFVSコードで、コード間の比較は迎角 $0^\circ$ のケースについて実施された。NALコードに使用された計算格子を図3に示す。格子は流れ方向231点、平板表面に垂直方向に100点である。



Flat Plate Model Dimension Unit:mm

図1 平板模型

## 3. 結果と検討

ノーズ曲率半径3mm、迎角 $\alpha=0^\circ$ 、総圧25bar及び60barでの空力加熱分布の比較を図4に示す。図4(a)は総圧25barの比較結果で、ONERAのCELHYOコードによる計算分布が実線、NALのHYPER2Dコードによる結果が黒の矩形印である。白抜きの矩形印がONERA S4MA風試結果、黒の丸印がNALの大型極超音速風洞による実験結果を示す。空力加熱は頭部から急激に減少し、頭部から150mmのランプ部付け根前方で、剥離による空力加熱の減少があらわれ、根元付近で最小となる。ランプ部の根元から後方では再圧縮により再び空力加熱が上昇し、ランプ中央部以降から分布がほぼ平坦になってゆく。ONERAの実験、及び計算値に比較してNAL側の分布結果はやや高くなっている。また実験条件の違いが原因と考えられるが、NALの実験でのランプ部根元の剥離領域がやや狭まっている傾向を示す。図4(b)に総圧60barでの比較結果を示す。この試験ケースでは前の総圧25barの結果に比較してレイノルズ数が増加することにより剥離領域が広

\*航空宇宙技術研究所、National Aerospace Laboratory

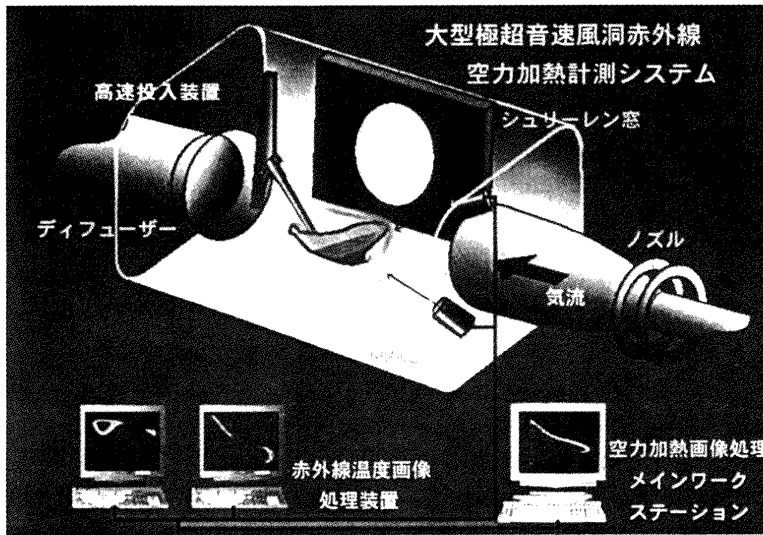


図2

S4MA Tunnel Tests

Run NO	Model	Angle of Attack	M	p0 (Bar)	T0 (K)	Re E*	Ti (K)	P- (pa)	T- (K)	$\rho$ - (kg/cm <sup>3</sup> )
2340	b	0°	9.880	60.1	1016	1.15	290.87	153.5	49.506	61.3
2357	b	35°	9.880	60.7	1139	0.97	292.5	155.0	55.5	61.9
2358	b	35°	9.770	25.3	1038	0.48	294.28	69.6	51.67	25.8
2360	b	0°	9.770	25.2	1028	0.49	291.12	69.33	51.17	25.7

表 1

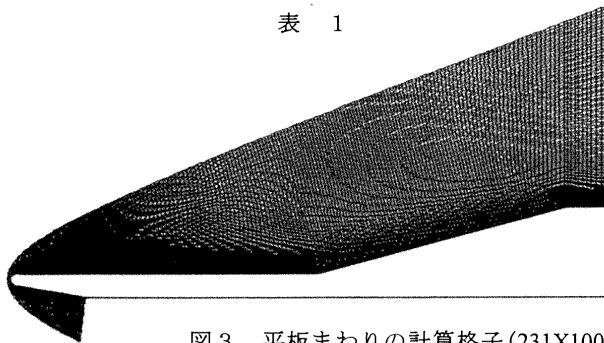


図3 平板まわりの計算格子(231X100)

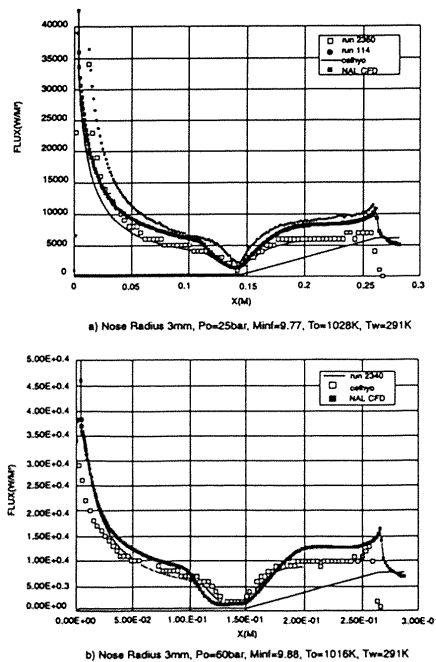


図4 空力加熱分布の比較  $\alpha = 0^\circ$   
ノーズ半径 3 mm 平板

がり、空力加熱の低い領域が増大する。実線がONERAの試験結果で、CELHYOによる解析結果は実験値と良好な一致を示す。これに対してNALの計算値はランプ部中央部以降の平坦部で、加熱量がやや大きく、剥離領域もやや広がる傾向を示す。今後、格子及び物性モデルを統一した解析を行い、定量的なつめを行ってゆく予定である。

図5には総圧 60bar、迎角  $\alpha = 0^\circ, 15^\circ, 25^\circ, 30^\circ, 32.5^\circ, 35^\circ$  での圧力線図を示す。迎角  $15^\circ$  から  $25^\circ$  にかけては、剥離部前方から衝撃波が発生し、ランプ部では再圧縮衝撃波も発生している。衝撃波干渉はタイプ VI でランプ部後端では膨張波が生じている。迎角  $30^\circ$  から  $35^\circ$  にかけては、衝撃波干渉パターンがタイプ VI からタイプ V に遷移する領域で、 $\alpha = 35^\circ$  のケースでは非常に、複雑な衝撃波干渉パターンが引き起こされている。

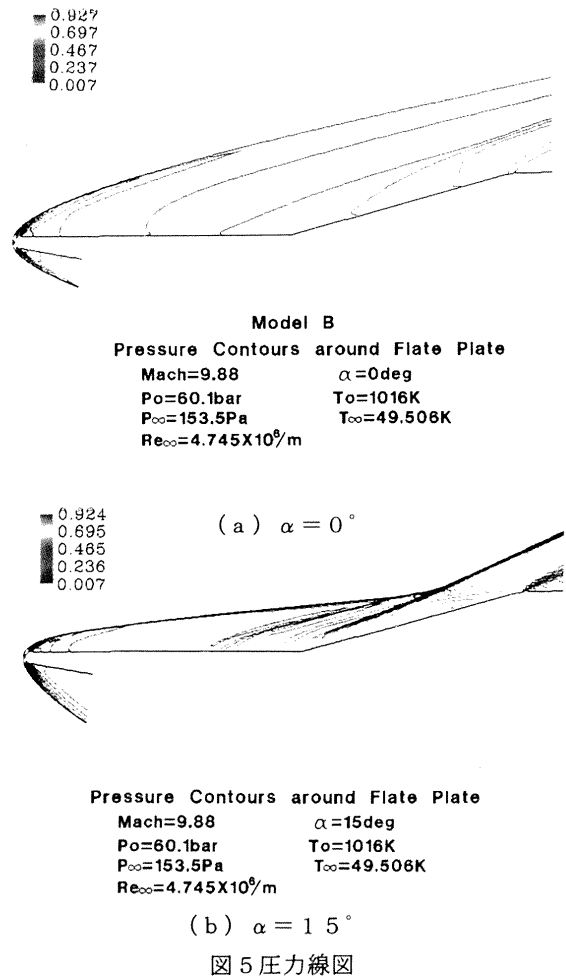


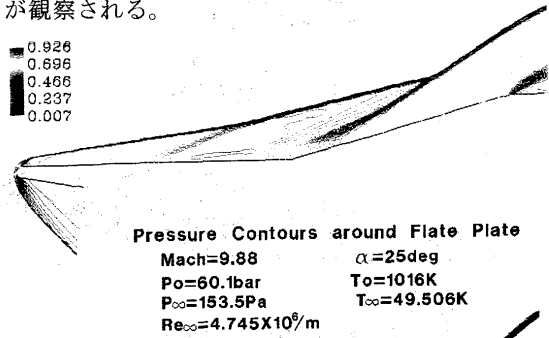
図5 圧力線図

図6には迎角  $\alpha = 15^\circ$  から  $35^\circ$  までの対応する空力加熱分布を示す。迎角が増加するにつれ、ランプ部中央部に局所的な空力加熱のピークがあらわれ、これが徐々に増大してゆくことが分かる。ランプ部後端にあらわれる急激な加熱率のピークは、エッジ部での急激な流れの膨張により境界層が極めて薄くなり、加熱が上昇すること

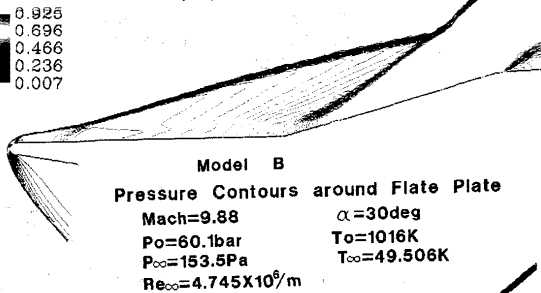
を意味している。迎角  $\alpha=35^\circ$  の結果では他のケースとは異なり、ランプ部に2つのピークがあらわれ、このうちランプ部後方のピークは前方に比べて2倍ほどの強さになる。タイプ V の衝撃波干渉によるものと考えられる。

等温度線図のプロットを図7に示す。迎角  $35^\circ$  のケースでは、後方の衝撃波干渉直後で高温領域があらわれ、タイプ V の干渉とみられるランプ部に入射する衝撃波の位置においても、顕著な温度上昇が引き起こされる。これが急激な空力加熱ピークの発生の原因と考えられる。

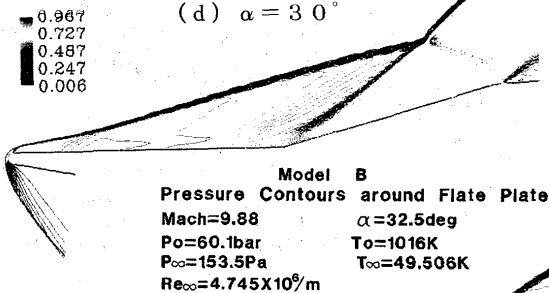
図8は迎角  $15^\circ$  及び  $35^\circ$  における平板まわりの流線である。迎角が高くなるにつれ、剥離領域が広がってゆることが観察される。



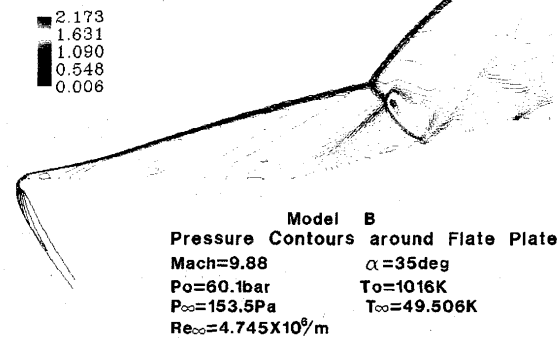
(c)  $\alpha = 25^\circ$



(d)  $\alpha = 30^\circ$

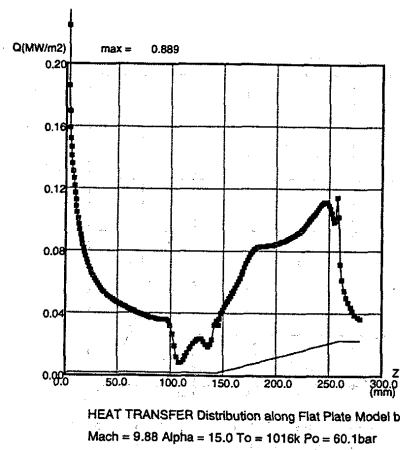


(e)  $\alpha = 32.5^\circ$

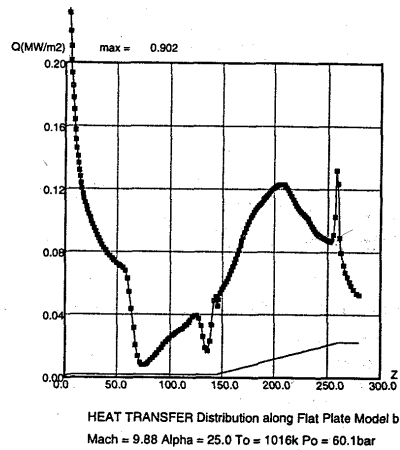


(f)  $\alpha = 35^\circ$

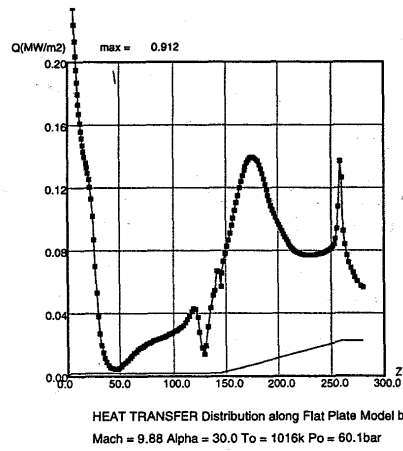
図5 圧力線図



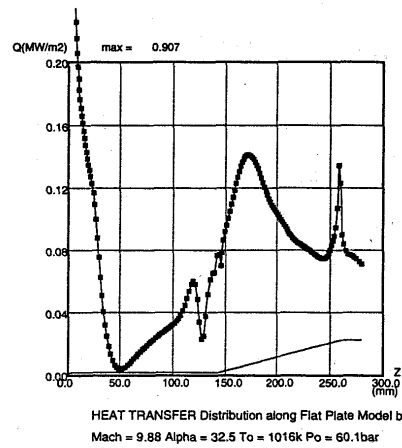
(a)  $\alpha = 15^\circ$



(b)  $\alpha = 25^\circ$

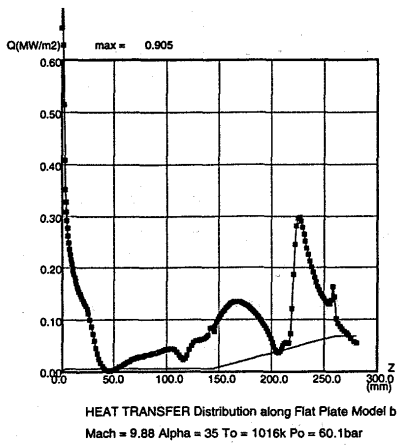


(c)  $\alpha = 30^\circ$



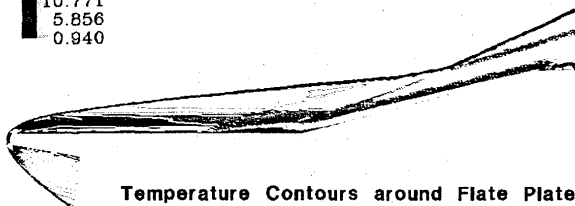
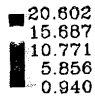
(d)  $\alpha = 32.5^\circ$

図6 空力加熱分布

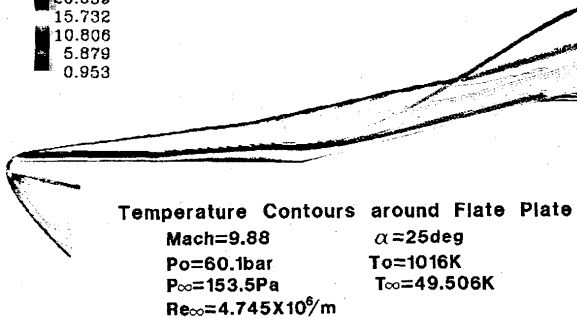


(e)  $\alpha = 35^\circ$

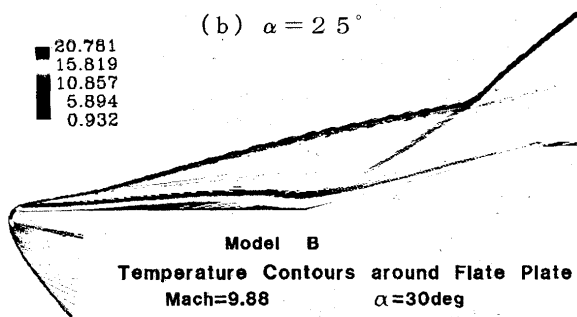
図6 空力加熱分布



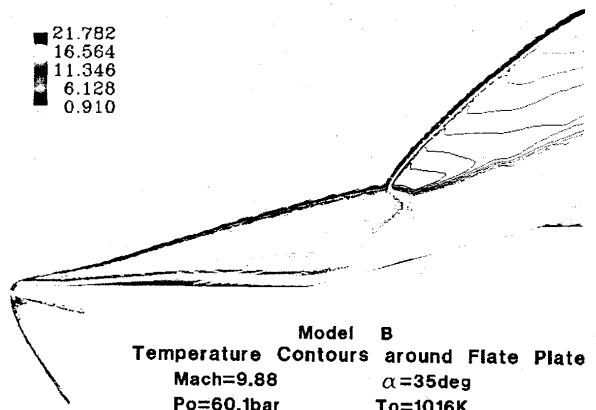
(a)  $\alpha = 15^\circ$



(b)  $\alpha = 25^\circ$

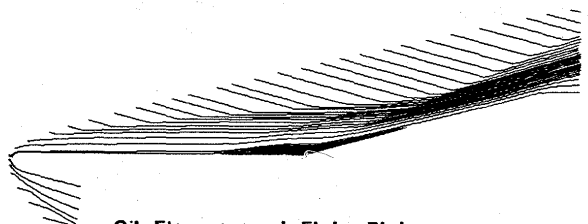


(c)  $\alpha = 30^\circ$

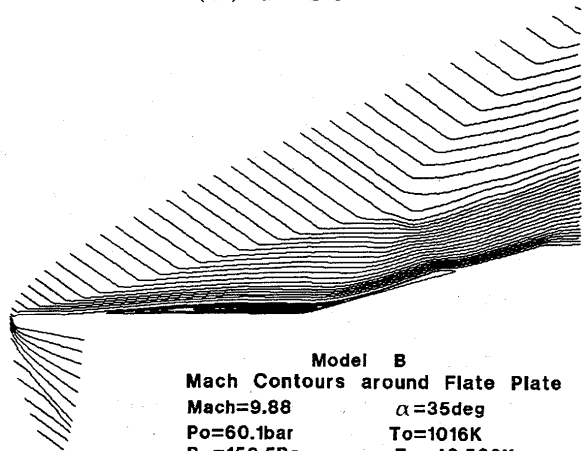


(d)  $\alpha = 35^\circ$

図7 等温度線図



(a)  $\alpha = 15^\circ$



(b)  $\alpha = 35^\circ$

図8 平板まわりの流線

4. まとめ

平板空力加熱試験対応風試CFD解析を実施した。今後、頭部曲率半径、及び迎角の空力加熱分布に与える影響も詳細に調べ、実験結果との比較検証を通じた衝撃波干渉加熱の解析を進めていきたい。

参考文献

- 1) 航空宇宙技術研究所、川崎重工業株式会社共同研究成果報告書「空力加熱測定法の研究」1996年6月
- 2) K. Hozumi, Y. Yamamoto, K. Fujii, A. Yoshizawa, S. Nagai, D. Devezeaux and J. Fontaine "Experimental Investigation and Numerical Analysis of Hypersonic Compression Ramp Heat Transfer." Proceedings of International Conference on Fluid Engineering, JSME CENTENNIAL GRAND CONGRESS July 13-16 1997