

4 H O P E 開発における超高速流 数値シミュレーション技術の応用とその役割

山本 行光、 和田 安弘 (航技研)
吉岡 美菜子 (富士通)

Application and Role of Numerical Simulation of Hypersonic Flow for the Development of HOPE (H-II Orbiting Plane)

by

Yukimitsu YAMAMOTO, Yasuhiro WADA (NAL)
and Minako YOSHIOKA (Fujitsu Ltd)

A b s t r a c t

Numerical study of hypersonic flow around HOPE (H-II Orbiting Plane) is performed, using flux-split and flux difference splitting upwind TVD Navier-Stokes codes. New parametric computations are made to determine the basic configuration from two type of HOPE candidate geometry designs. One type is the double delta type model (DD model) and the other is the power delta type one (PD model).

Also, in order to investigate real gas effects, numerical calculations, corresponding to the flow conditions of high enthalpy wind tunnels of DLR, HEG and Caltech T-5, are made. In addition, hypersonic perfect gas flow calculations are made for the comparison with experimental data of AEDC and ONERA S4MA hypersonic wind tunnel and Calspan's shock Tunnel. Through the preset numerical analysis, detailed aerodynamic and aerothermodynamic characteristics of HOPE are investigated. These works have been done as the joint research of NAL and NASDA.

1. はじめに

前年度のHOPE極超音速流ナビエ・ストークス¹⁾解析では、完全気体計算による空力加熱分布のカルスパン衝撃風試との詳細な比較検証、及びこれらの検証成果にもとづいた一連のHOPE空力形状設計のためのパラメトリックCFD解析、さらに空力加熱一定フェーズ飛行の入口と出口にあたる高度80km、マッハ数26及び高度65km、マッハ数17の実飛行条件下における実在気体効果とその空力加熱に与える影響等の解析を行った。

今回の報告では、現状のダブルデルタ、及びパワーデルタ2形態のHOPE候補形状のうちから、一形状を基本形状として選定するための、パラメトリックCFD設計解析結果の紹介と、ドイツDLR、HEG及

一実在気体流での解析結果、及び新たに追加された米国カルスパン詳細衝撃風試、米国AEDCとフランスONERA S4MA極超音速風洞対応計算結果について報告する。最後に、これらの解析を通じて数値シミュレーション技術のHOPE空力設計における応用とその役割について、その現状と将来の展望について述べたい。

2. 数値解析法、形状、及び計算条件

2.1 数値解析法

基礎方程式は薄層近似ナビエ・ストークス方程式を使用した。数値解析法は、完全気体解析では流束分離TVD風上差分法²⁾、実在気体解析ではRoeの近似を用いたHLLMスキーム³⁾を使用した。化学反応については N_2 、 O_2 、 N 、 O 、 NO 、 NO^+ 、 e

の7化学種を取り扱い一温度モデルによる非平衡流解析を行った。格子生成は双曲型偏微分方程式を使用した単一格子を生成し、これを周方向に6分割して、NWTによる並列計算用格子を作成した。格子点は流れ方向91点、周方向93点、物体面に垂直方向には60点である。計算領域は流れの対称条件を仮定して、片側半領域のみを対象とし、横すべり角を取った計算ではこの領域を物体まわりの全領域に広げ、格子数、分割数とも倍の計算を行った。

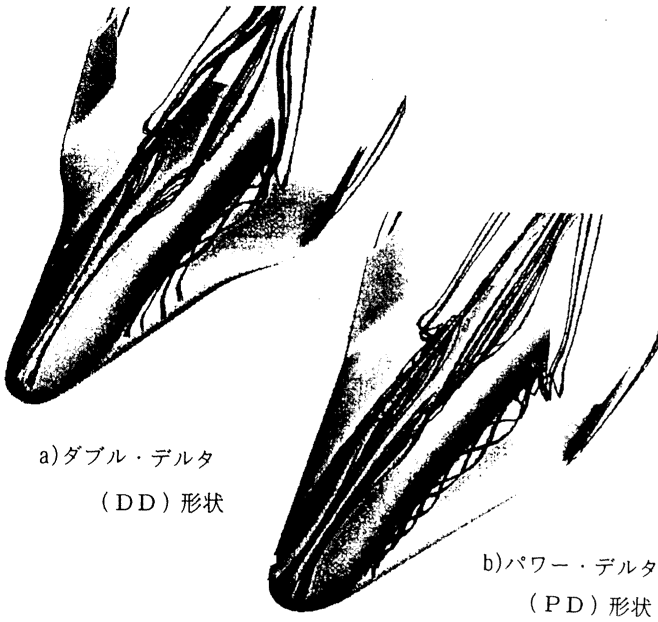


図1 HOPE代表形状と物体まわりの3次元流線

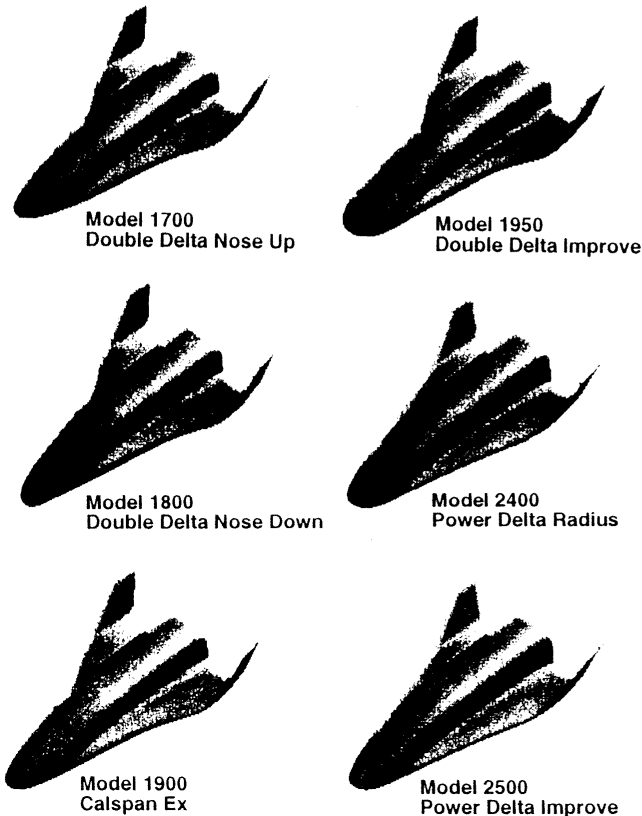


図2 システムデザインのためのHOPE空力形状群

2. 2 形状及び計算条件

計算は表1にみられるように(1)システム設計用の実飛行条件対応計算、(2)ドイツのDLR HEG、及び米国のCALTEC T-5 高エンタルピ衝撃風洞対応計算、(3)フランスONERAS 4MA ($M_\infty=10.0$)と米国AEDC ($M_\infty=8.0$)極超音速風洞、及びカルスパン衝撃風洞対応計算の三部分に分けられる。このうち(1)については、図1にみられるHOPEダブルデルタ及びパワーデルタ基本形状をもとに、図2に示される6形態の空力設計用候補形状を含め、マッハ数、迎角、横すべり角等をパラメタとして完全、及び実在気体での一連の解析を実施した。

(2)については表2に示される条件でHOPEダブルデルタ、パワーデルタの基本形状、及び図5に示される簡易形状に対して完全気体と実在気体の両計算を実施した。実在気体解析では触媒性の空力加熱への影響を調べるため物体表面で完全触媒(Catalytic)及び非触媒(Non-Catalytic)の条件を仮定して計算を行った。

(3)の項目では、ONERAの極超風洞での赤外線温度測定法での空力加熱分布、カルスパン衝撃風洞での薄膜ゲージ法による詳細な空力加熱測定結果、さらにONERA、AEDC極超風洞、カルスパン衝撃風洞における力測定試験結果との比較を目的として、一連の完全気体モデルによる解析を行った。

3. 数値計算結果と検討

これまでHOPE極超音速飛行での空力加熱評価を主目的としてCFD解析を実施し、種々の国内外の風洞試験データとの比較検討を行ってきたが²⁾、この他に極超音速飛行領域では、大迎角におけるトリムをとるための圧力中心の調整がきわめて重要な問題の一つであることが判明し、このための形状設計および評価が必要となってきた。

図3は実在気体効果による圧力中心の移動を示している。実在気体効果によって頭上げモーメントが発生し、圧力中心が前方に移動することがわかる。

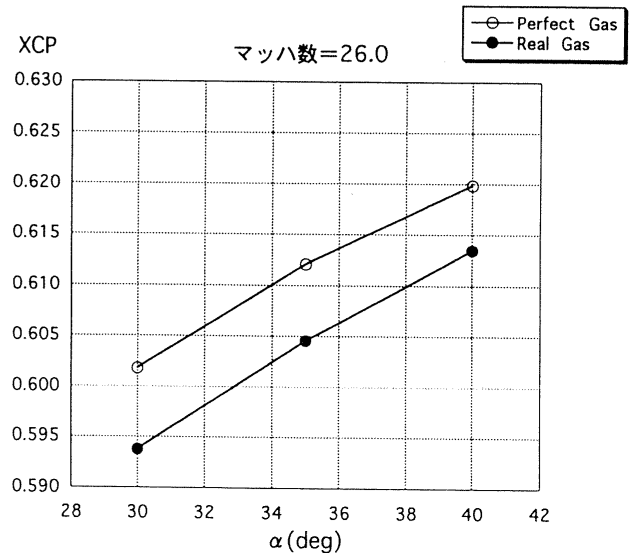


図3 Real Gas 効果による圧力中心位置の移動

HOPE 極超音速CFD解析ケース

No	気体 γ	機体形状	一様流条件				姿勢条件 (deg)		備考	
			γ の数	静温 (K)	静圧 (Pa)	壁温 (K)	α	β		
1	完全気体	DD基本	26	198.6	1.0524	1200	35	0	97°システム検討用	
2							35	3		
3		PD基本					35	0		
4							35	3		
5	実在気体	DD基本	26	198.6	1.0524	1200 触媒壁	35	0	基本形状評価用	
6							35	3		
7		PD基本					35	0		
8							35	3		
9	完全気体	DD基本	17.71	43.48	38.85	300	30	0	CALSPAN熱風試 対応用	
10							35	0		
11							35	3		
12							40	0		
13	完全気体	PD基本	11.83	85.17	468.2	300	35	0	基本形状評価用 及び 形状改善案検討 用ベースデータ	
14			14.5	70.06	129.14	300	35	0		
15			DD基本	3.5	232.41	727.42	1200	20		0
16				5	246.64	364.12	1200	20		0
17	8	270.65		79.36	1200	20	0			
18	10	257.82		38.107	1200	20	0			
19	完全気体	PD基本	26	198.6	1.0524	1200	40	0	基本形状評価用 及び 形状改善案検討 用ベースデータ	
20			3.5	233.31	693.93	1200	20	0		
21			5	251.42	276.43	1200	20	0		
22			8	268.94	65.612	1200	20	0		
23	完全気体	DD基本	10	253.84	32.159	1200	20	0	ONERA風試	
24			26	198.6	1.0524	1200	40	0		
25			PD基本	10	46	59	300	30		0
26								35		0
27	40	0								
28	35	3								
29	完全気体	DD基本	10	46	59	300	35	0	ONERA風試	
30							35	0		
31							40	0		
32							35	3		

表1

HOPE 極超音速CFD解析ケース

No	気体 γ	機体形状	一様流条件				姿勢条件 (deg)		備考
			流速 m/s	静温 (K)	密度 kg/m	壁温 (K)	α	β	
33	実在気体	DD基本	6180	934	0.0034	300	35	3	HEG風試対応
34			5151	708	0.00587	触媒壁	35	3	
35		PD基本	6180	934	0.0034	300	35	3	
36			5151	708	0.00587	触媒壁	35	3	
37		簡易形状	6180	934	0.0034	300	0	0	
38			5151	708	0.00587	300	0	0	

No	気体 γ	機体形状	一様流条件				姿勢条件 (deg)		備考
			γ の数	静温 (K)	静圧 (Pa)	壁温 (K)	α	β	
60	完全気体	PD基本	15.59	86.44	37.89	300	35	0	CALSPAN力風試 対応用
61			14.85	125	22.55	300	35	0	

No	気体 γ	機体形状	一様流条件				姿勢条件 (deg)		備考
			流速 m/s	静温 (K)	密度 kg/m	壁温 (K)	α	β	
63	実在気体	簡易形状	3960	1410	0.03	300	0	0	T-5風試対応
64			5630	2710	0.015	触媒壁	0	0	
65		DD基本	3960	1410	0.03	300	35	0	
66			5630	2710	0.015	触媒壁	35	0	

No	気体 γ	機体形状	一様流条件				姿勢条件 (deg)		備考
			γ の数	静温 (K)	静圧 (Pa)	壁温 (K)	α	β	
67	完全気体	DD基本	8	52.2	262	300	20	0	AEDC極超風試 対応用
68							25	3	
69							35	0	
70							50	0	
71		PD基本					20	0	
72							25	3	
73							35	0	
74							50	0	

No	気体 γ	機体形状	一様流条件				姿勢条件 (deg)		備考
			流速 m/s	静温 (K)	密度 kg/m	壁温 (K)	α	β	
75	実在気体	DD基本	3960	1410	0.03	300	35	3	T-5風試対応
76			5630	2710	0.015	触媒壁	35	3	

HOPE 極超音速CFD解析ケース

No	気体条件	機体形状	一様流条件				姿勢条件 (deg)		備考					
			マッハ数	静温 (K)	静圧 (Pa)	壁温 (K)	α	β						
80	完全気体	D.D カルスパン 実験形状	17.71	43.5	38.85	300	35	0	カルスパン周試					
81			11.83	85.2	468.2	300	35	0						
82			26	198.6	1.0524	1200	35	0						
83			26	198.6	1.0524	1200	40	0						
84			5	246.6	364.12	1200	20	0						
85	完全気体	D.D 改善形状	26	198.6	1.0524	1200	3	0	システム設計					
86							35	0						
87							40	0						
88							35	0						
89							5	246.64		364.12	1200	20	0	
101	完全気体	D.D. 初期形状	5	246.64	364.12	1200	20	0	システム設計					
102		D.D. ハーフストレーク												
103		D.D. Strake Sweep												
104		D.D. 機首上げ								26	198.6	1.0524	40	0
105		5								246.64	364.12	20	0	
106		D.D. 機首下げ								26	198.6	1.0524	40	0
107	246.64	364.12	20	0										

DD.: Double Delta Type

No	気体条件	機体形状	一様流条件				姿勢条件 (deg)		備考
			マッハ数	静温 (K)	静圧 (Pa)	壁温 (K)	α	β	
90	完全気体	P.D. 改善形状	16.94	233.3	10.928	1200	35	0	P.D. ノーズ 断面形変更
91		35					3		
114		25					0	P.D. ノーズ半径大	
115		30					0		
116	35	0							
117	40	0							
118	完全気体	P.D. 頭部半径変更	16.94	293.3	10.928	1200	25	3	P.D. ノーズ半径大 横すべり角
119							30	3	
120							35	3	
121							40	3	
122	実在気体	P.D. 頭部半径変更	16.94	233.3	10.928	1200 NonCatalytic	25	0	P.D. ノーズ半径大 実在気体効果
123							30	0	
124							35	0	

HOPE 極超音速CFD解析ケース

No	気体条件	機体形状	一様流条件				姿勢条件 (deg)		備考				
			マッハ数	静温 (K)	静圧 (Pa)	壁温 (K)	α	β					
130	完全気体	HOPE07 初期形状	26	198.6	1.0524	1200	35	0	システム設計 HOPE07 初期形状				
131B							35	3					
132B							35	5					
133							40	0					
134							3.5	232.4		727.42	1200	20	0
135							5.0	246.6		364.12	1200	20	0
136							8.0	270.65		79.36	1200	20	0
137							10.0	257.80		38.11	1200	20	0
140	完全気体	HOPE07 ストレーク 取付角 変更形状	26	198.6	1.0524	1200	35	0	システム設計 HOPE07 ストレーク取付角 変更形状				
141B							35	3					
142B							35	5					
143							40	0					
144							3.5	232.4		727.42	1200	20	0
145							5.0	246.6		364.12	1200	20	0
146							8.0	270.65		79.36	1200	20	0
147	10.0	257.80	38.11	1200	20	0							
150	完全気体	HOPE07 平面形 変更形状	26	198.6	1.0524	1200	35	0	システム設計 HOPE07 07平面変更形状				
151B							35	3					
152B							35	5					
153							40	0					
154							3.5	232.4		727.42	1200	20	0
155							5.0	246.6		364.12	1200	20	0
156							8.0	270.65		79.36	1200	20	0
157	10.0	257.80	38.11	1200	20	0							
160	完全気体	HOPE07 主翼前縁 R大形状	26	198.6	1.0524	1200	35	0	システム設計 HOPE07 07主翼前縁R 大形状				
161B							35	3					
162B							35	5					
163							40	0					
164							3.5	232.4		727.42	1200	20	0
165							5.0	246.6		364.12	1200	20	0
166							8.0	270.65		79.36	1200	20	0
167	10.0	257.80	38.11	1200	20	0							

図4は圧力中心を調整するためのノーズの引き起こし及び引き下げによる効果を調べたものである。ノーズの引き起こしにより、圧力中心は基本形態に比較して前方に移動し、ノーズの引き下げではこれとは逆の、後方に移動する。図はマッハ数2.6、迎角3.5°及びマッハ数5、迎角2.0°の基本、ノーズアップ、ノーズダウン3形状の圧力中心位置を示すが、マッハ数が低い程、形状変更効果が顕著に表れることがわかる。

図5はカリフォルニア工科大学T-5高エンタルピー風洞条件での簡易形状まわりの計算等温度線図を示す。簡易形状は半径1.6mmの半球円柱の胴体部に、翼に相当する前縁半径1.2mmの斜め円柱を後退角6.0°で取りつけた形状になっている。試験目的は胴体からの衝撃波が主翼まわりの衝撃波にあたり、干渉を引き起こす際の空力加熱への影響を詳細に調べることにある。図は上方からみた平面図で、上半分は完全気体解析、下半分は実在気体解析による迎角0°での結果である。実在気体効果により、頭部の衝撃波は物体面に近づき、頭部での最高温度も完全気体のおよそ9300Kから、6100K程に低下しているが、衝撃波干渉パターンには大きな違いは生じない。

図6に主翼前縁に沿う空力加熱分布を示す。実在気体効果により加熱率は減少するが、分布のパターンは相似となっている。今後、実験データとの比較を進めていく予定である。

図7はHOPE形状まわりのT-5及びHEG対応空力加熱分布を示す。迎角は3.5°で実在気体解析を実施し、表面での触媒性の影響を調べるため、完全触媒及び非触媒の2つの境界条件で計算を行った。触媒壁では頭部ノーズの空力加熱が非触媒壁に比べ、かなり上昇するが、主翼前縁まわりの分布には大きな影響を及ぼしていない。実験データとの比較は、データが得られしだい、実施していく予定である。

図8はダブル・デルタ及びパワーデルタ基本形態での空力係数の比較を示す。実験は米国AEDCの極超音速風洞(M_∞=8.0)のデータで、完全気体計算との一致は良好である。紙面の都合上、横すべり角時の横方向特性は示さなかったが、これらの値もすぐれた一致を示す。さらにONERA S4MA及びカルスパン詳細衝撃風試結果との空力加熱分布等の比較については別の機会に紹介したい。

まとめと今後の展望

本報告では、HOPE空力設計のための超高速領域のCFD解析について、実在気体効果を含めた新たな一連の計算結果について紹介した。本報告を通して理解されるように、実在気体解析結果の検証及び高エンタルピー衝撃風洞を用いた実験の評価については、なお今後引き続き、モデルの適用限界、妥当性も含めた総合的な調査研究が必要である。しかしながら、HOPE基本形状設計におけるCFD解析は、NWTの高性能化とともに、すでに実用化に近づいている状態であり、極超音速領域でのきわめて困難な縦トリム特性及び空力加熱特性の総合評価において、CFDの援用は必須の状況にある。さらに、OREX⁴⁾、HYFLEX⁵⁾等の再突入飛行実験解析においても、熱空力を含めた総合的な評価を行うことのできる手段として、CFDの果たす役割は大

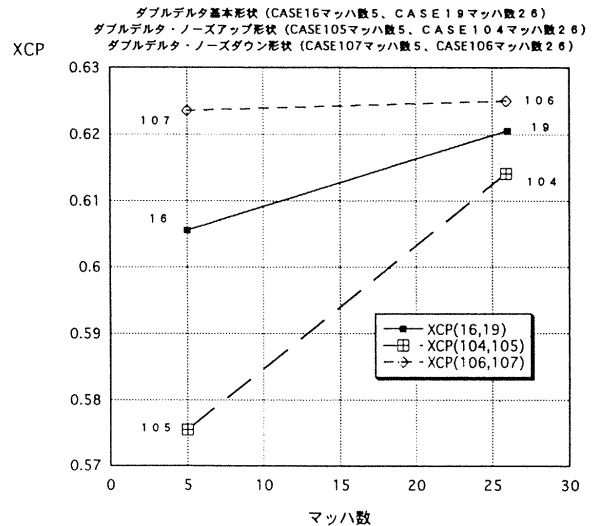


図4 ノーズダウン及びノーズアップ形態変更による圧力中心位置の移動

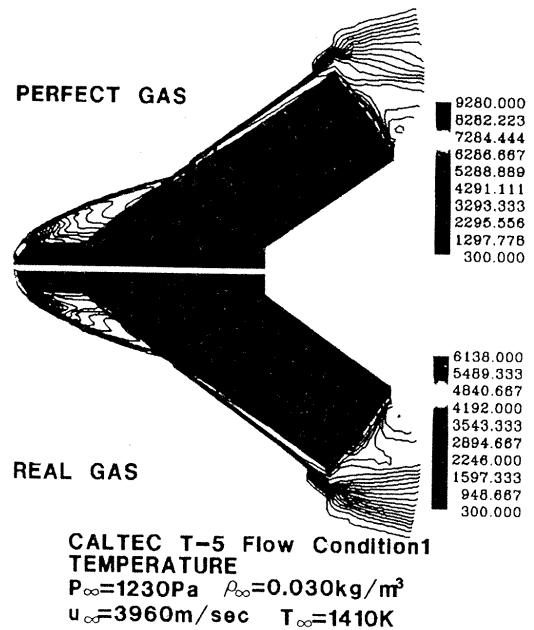


図5 簡易形状まわりの等温度線図

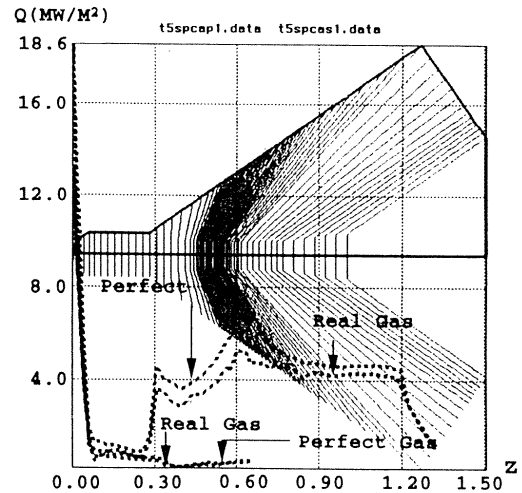


図6 簡易形状まわりの空力加熱分布

きい。今後CFDを真に実用的なものとするために、数値風洞システムとしての周辺ハード及びソフトウェアの整備、確立を行うことが重要な課題である。^{6,7)}最後に、本論文の共著者である和田安弘氏は95年3月に永眠された。ここに慎んで哀悼の意を表する。

参考文献

- 1) Y.Yamamoto, Y.Wada and M.Yoshioka, "Hypersonic CFD Analysis for the Aerothermodynamic Design of HOPE" 第12回航空機計算空気力学シンポジウム論文集 SP-27 PP 129-134 1994年12月
- 2) Y.Yamamoto, "Numerical Simulation of Hypersonic Viscous Flow for the Design of H-II Orbiting Plane (HOPE) ; Part II" AIAA Paper 91-1390, June 1991
- 3) Y.Wada, "On the Godunov - Type Schemes - An Improvement of HLLEM Scheme and its Extension to Chemically Reacting Flows." NAL-TR-1189
- 4) Y.Yamamoto and M.Yoshioka, "CFD and FEM Coupling Analysis of OPEX Aerothermodynamic Flight Data" AIAA Paper 95-2087, June 1995
- 5) Y.Yamamoto, Y.Wada and M.Yoshioka, "HYFLEX Computational Fluid Dynamics Analysis Part II" AIAA Paper 95-2274, June 1995
- 6) Y.Yamamoto and Y.Wada and M.Yoshioka, "Hypersonic CFD Analysis for the Aerothermodynamic Design of HOPE "AIAA Paper 95-1770, June 1995
- 7) 山本 行光, 吉岡 美菜子「HOPE : 宇宙往還機開発における超高速流シミュレーション技術」富士通ジャーナル Vol. 21, No.3, 1995 PP27-30

CALTEC T-5 High Enthalpy Flow Condition

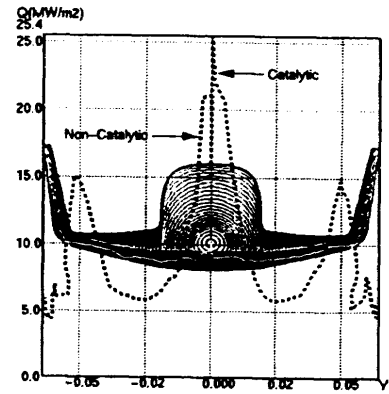
No.	P_∞ (Pa)	ρ_∞ (kg/m ³)	U_∞ (m/s)	T_∞ (K)	mass fraction	Re_l (/m)
1	1230	0.030	3960	1410	N ₂ 0.724	4.12x10 ⁴
					O ₂ 0.171	
					NO 0.0648	
					N 8.3x10 ⁻³	
					O 0.0259	
2	1293	0.020	4860	2070	N ₂ 0.733	2.55x10 ⁴
					O ₂ 0.0982	
					NO 0.0474	
					N 2.49x10 ⁻⁴	
					O 0.108	
3	1361	0.015	5630	2710	N ₂ 0.744	1.00x10 ⁴
					O ₂ 0.0271	
					NO 0.0233	
					N 5.83x10 ⁻⁴	
					O 0.193	

DLR HEG High Enthalpy Flow Condition

No.	P_∞ (Pa)	ρ_∞ (kg/m ³)	U_∞ (m/s)	T_∞ (K)	mass fraction	Re_l (/m)
1	370	0.00156	5939	785	N ₂ 0.762	8.33x10 ⁴
					O ₂ 0.0348	
					NO 0.0317	
					N 0.0	
					O 0.1708	
2	1030	0.0034	6180	934	N ₂ 0.744	1.58x10 ⁵
					O ₂ 0.0659	
					NO 0.0429	
					N 0.0	
					O 0.1468	
3	1230	0.0058	5151	708	N ₂ 0.733	2.70x10 ⁵
					O ₂ 0.1578	
					NO 0.0668	
					N 0.0	
					O 0.0406	

表2 高エンタルピー風試 流れ条件

a) T-5 風試
流れ条件2



b) HEG 風試
流れ条件2

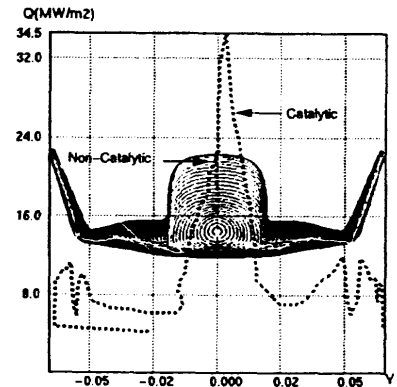


図7 HOPE実在気体触媒効果による空力加熱分布への影響

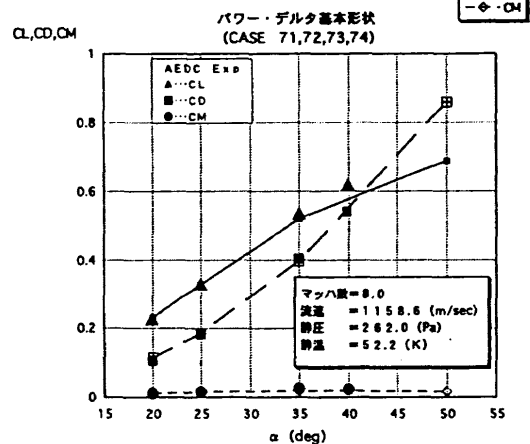
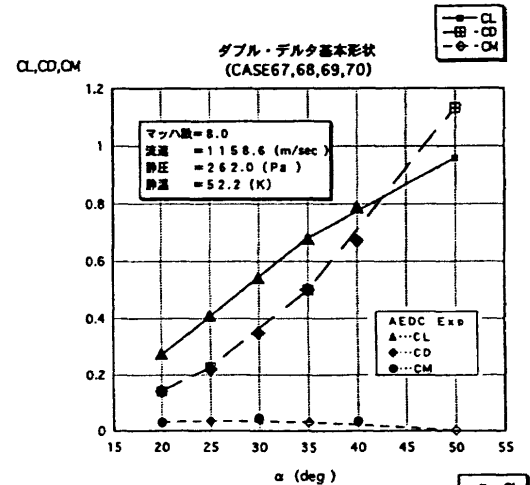


図8 CL, CD, CM のAEDC 風試データとの比較