

HOPE-X 改善形状まわりのCFD空力設計解析

山本行光*、伊藤良三**

CFD Aerodynamic Design Analysis of Improved HOPE-X Configurations from Low to Hypersonic Speeds

Yukimitsu YAMAMOTO* and Ryozo ITO**

Key Words : CFD Analysis, Aerodynamic Design, Re-Entry Flight

Abstract

For the new aerodynamic configuration design of HOPE-X, whose geometry is modified from tip fin type to two vertical tail fin type in order to reduce the weight and get high performance, CFD has been mainly used and Navier-Stokes calculations have been performed in a short term from low ($M_\infty=0.4$) to hypersonic speed ($M_\infty=26$). Totally, 250 computations were conducted for 10 candidate configurations of new HOPE-X and the geometry effects on aerodynamic characteristics were investigated in detail to determine new basic model.

1. はじめに

これまでHOPE-Xの機体形状は胴上尾翼を持たないティップ・フィン形式のものが考えられて、数多くのCFD解析が実施されてきたが¹⁾²⁾、よりいっそうの重量軽減、及び空力性能の向上を目指した胴上双垂尾形態の検討を昨年度から行っている。本研究では双垂尾形態での空力特性に与える一連の形状変更効果を調べ、新たな基本形状を設定するため、低速($M_\infty=0.4$)から極超領域($M_\infty=26$)にいたるまでのナビエ・ストークスCFD解析を実施した。今回は設計を進める上での時間的なスケジュール管理の上から、短期間のうちに250ケース程の形状設計計算を行い、CFDの有益な点の一つである迅速な対応を必要とする空力設計において、CFDが主要な手段として活用され、航技研のNWT数値風洞という概念の実用化に大きな進展をはかることが可能となった。

2. 解析形状

HOPE-Xの新双垂尾形態の解析形状を図1に示す。今回の設計にあたっては、改善形状をベースとし、それに対する形状変更効果を見ることが目的である。改善形状の特色はHOPE-Xの重量削減を主目的とし、ペイロードベイ・スペースの最適化を通して胴体長を1.5m短縮し、機体全長を13.38mとし、さらに双垂尾形態とすることで構造強度を高め重量軽減を達成している。

主翼はこれまでのHOPE-X形状と同様に、後退角 55° のダブルデルタ翼で、ノーズ曲率半径を拡大/扁平化し、ノーズ部TPSの設計最高温度の低下をはかっている。また後胴フレアを持ち、ボディフラップ巾を拡大し、トリム能力の改善をはかり、双垂尾のキャント角を 20° に設定している。

上記改善形状をベースとし、尾無し、主翼取付位置変更、ストレーク変更、後縁前進角変更、上反角変更、キャント角

変更項目	ベースライン	修正形状	目的
主翼取付位置		前方移動	トリム能力改善
ストレーク変更	ストレークキック位置 50%スパン	25%スパン	ストレーク小による重量削減
後縁前進角	10°	増 20°	トリム能力改善
上反角	6°	0° 機体表面を平面化	上反角変更による 横方向特性 データ評価
キャント角	20°	35°	縦リム能力改善
ノーズ	ノーズ部等価 曲率半径 R_{eff} 0.86m	曲率半径増 1.06m	よどみ点加熱率 の低減
主翼面積	51 m^2	縮小 48 m^2	重量削減
ノーズ ストレークアップ		ノーズアップ	着陸フェーズ 縦静安定増

表1 形状変更効果のねらい

変更、ノーズ変更、主翼面積縮小、ノーズ/ストレークアップ形態の計10の形状について、その形状変更効果がCFD解析により調べられた。改善ベースライン形状に対する各修正形状のねらいを表1に示す。

3. 格子作成と解析法

今回の解析では各形状はキャティアデータで表されている。これを格子作成のためIGESフォーマットに変更した。このプロセスにおいて、キャティアデータ内で格子作成に不必要な部分を削除し、表面格子は市販のGRIDGENを用いる。三次元空間格子は、遷音速領域では代数的方法、極超領域では

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

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

胴体長 13.38m (1.5m 短縮)

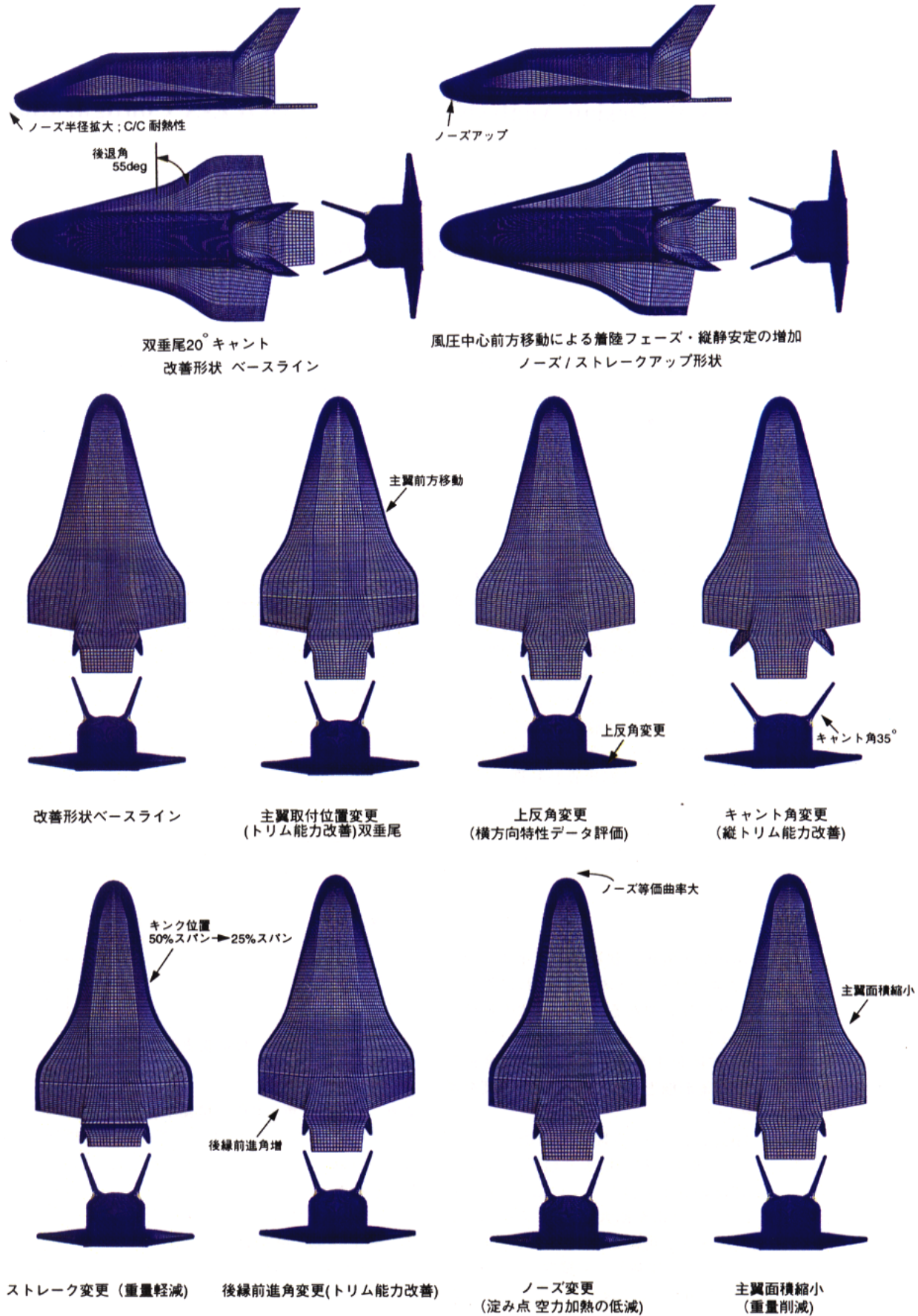


図1 HOPE 新形態形状群

双曲型方程式による方法を採用し、機体表面での直交性が良好に保たれることから、マルチブロックを必要としない単一格子作成においては、空力加熱評価の精度が高い。

CFD解析は、ナビエ・ストークス方程式を有限体積法により差分化し、低・遷音速領域では対流項にChakravarthyのTVDスキームを適用し、時間積分は陰的近似因子分解法による局所時間刻みとし、乱流モデルはBaldwin-Lomaxモデルを使用した。超／極超音速領域では、対流項は流束分離法を適用し、層流を仮定している。

計算条件は、マッハ数0.4から25、迎角は低／遷音速領域では0°、5°、15°、超音速領域ではマッハ数2.5で-5°、5°、15°、マッハ数3で10°、25°、マッハ数25で40°、45°である。形態が双垂尾であることから横方向特性も重点的に調べられ、横滑り角3°及び5°の計算も実施した。ケース数は全体として250ケースである。

4. 解析結果

形状変更効果 CFD空力設計解析ではマッハ数1.5以下の遷／亜音速で150ケース、マッハ数2.5以上の超／極超音速ケースでおよそ100ケースである。表2、表3に計算条件を示す。図2にマッハ数0.4から25までの代表的迎角における対称面内の等圧線図を示す。マッハ数0.4、0.9、1.5でのCFDによる空力係数結果の国内風洞試験結果との比較を図3に示す。

揚力係数 CL は、迎角の変化に対して、マッハ数1以下で、

風試に比較して若干低くなっているが、これは空間格子が粗く、CFD側でボルテックスリフトが十分にとらえきれていないことが、要因の一つとしてあげられよう。

抗力特性は風試とよく一致する。縦揺れモーメント係数はCFD結果が頭上げが強く、特にマッハ数0.9でその差が大きくなるが、これも上記ボルテックスリフトが原因と考えられる。横滑り角をとったときの横方向特性については、 $M_{\infty} \geq 1.0$ では風試との一致は良好であるが、 $M_{\infty} < 1.0$ では尾効きがCFD側で小さくなり、やや誤差が大きくなる傾向にある。マッハ数0.8付近の遷音速領域では今後、格子解像度を上げるとともに、ベース・フローの計算を実施することが必要とされる。

超／極超音速領域ではマッハ数2.5、3、10、26において横滑り非対称計算を含めた形状解析を行うとともに、マッハ数10及び26でボディフラップとエレボン操舵ケースの舵角-20°、-10°、0°、10°、20°の計算を実施し、大迎角における縦トリム能力の評価を行った。マッハ数3では2枚の胴上尾翼を10°片方向に操舵した非対称計算も行い、尾翼の横方向効きを調べた。キャント角10°のこのケースでのオイルフローパターンを図4に示す。一方、形状特性解析の一例としてノーズ・ストレークアップ形態と、ベースライン形状での空力特性の違いを図5に示す。ノーズアップ形態では、HOPE-Xの想定軌道飛行条件でベースライン形状と高マッハ数、大迎角で大きな開きは無いが、低マッハ数、低迎角でのピッチングモーメントの上昇により、圧力中

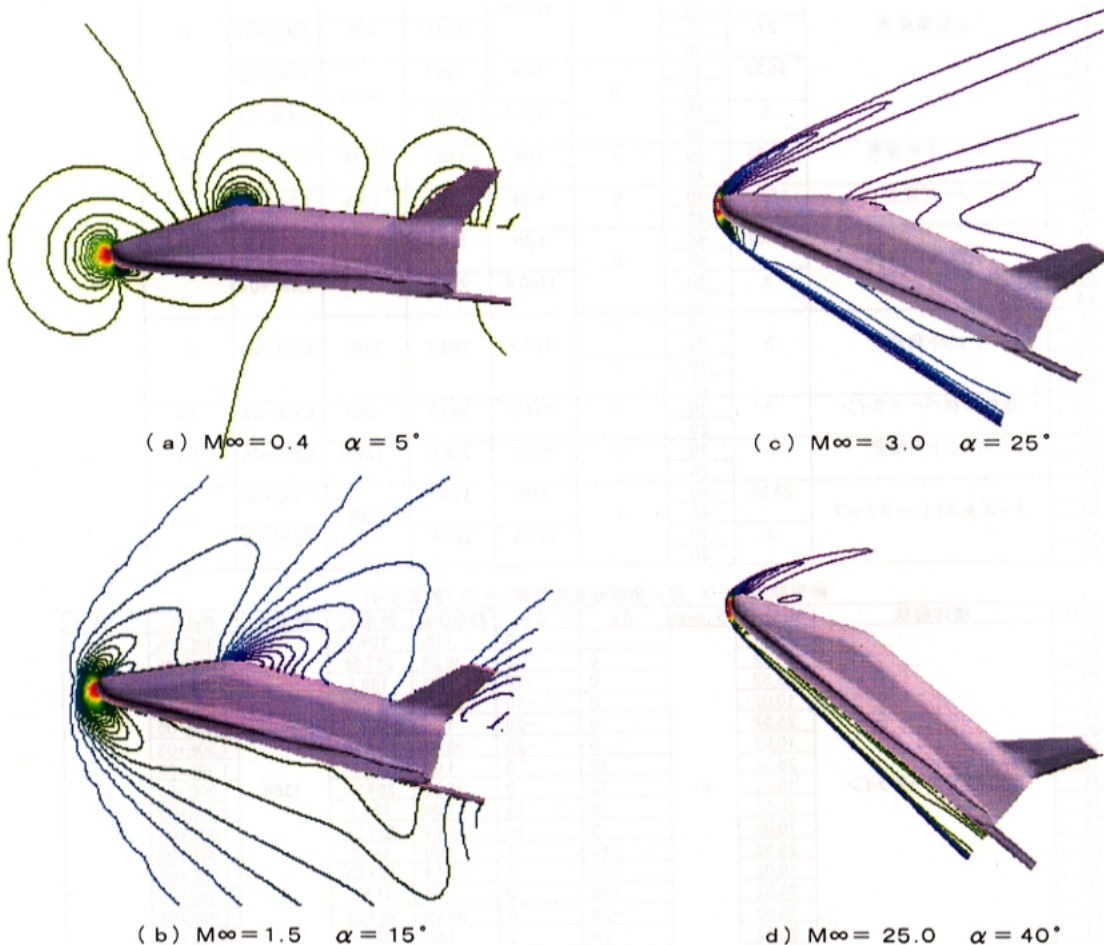


図2 HOPE 改善形状ベースライン 対称面内圧力線図

新形態HOPE-X 超/極超音速流計算ケース

Case No	機体形状	Mach数	α (deg)	β (deg)	静圧(Pa)	静温(K)	壁温(K)	ReLB	δ_r	
1	07HOPE尾なし	3	10	0	1180.4	226.6	1366	1.78E+07	0	
2			25	5						
3			10							
4		25	3	1.09	199.1					
5		40								
6		45								
7	改善形状ベースライン	25.52	40	0	1.09	199.1	1366	1.39E+05	0	
8			45		1180.4	226.6				
9			10							
10		25	3	1.09	199.1					
11		40								
12		45								
13		3	10	1180.4	226.6	1366		1.49E+07		
14			25							
15			15							
16		2.5	5	5	1795.4	223.8		700		1.92E+07
17	15									
18	10									
19	改善形状ベースライン尾なし	3	10	0	1180.4	226.6	1366	1.49E+07	0	
20			25							
21			40							
22	主翼取り付け位置変更	25.52	45	0	1.09	199.1	1366	1.39E+05	0	
23			10		1180.4	226.6				
24			25							
25	ストレーク変更	25.52	40	0	1.09	199.1	1366	1.39E+05	0	
26			45		1180.4	226.6				
27			10							
28	後縁前進角変更	25.52	40	0	1.09	199.1	1366	1.39E+05	0	
29			45		1180.4	226.6				
30			10							
31	3	25	1180.4	226.6	1366	1.49E+07				
32		10								
33		25								
34	改善形状ベースライン尾なし	3	10	5	1180.4	226.6	1366	1.49E+07	0	
35			25							
36			5							
37	上反角変更	25.52	40	3	1.09	199.1	1366	1.39E+05	0	
38			45		1180.4	226.6				
39			10							
40		25	5	1180.4	223.8	700				
41		5								
42		15								
43		25.52	40	0	1.09	199.1		1366		1.39E+05
44			45		1180.4	226.6				
45			10							
46		25	3	1180.4	226.6	1366		1.49E+07		
47	40									
48	45									
49	キヤント角変更	25.52	40	3	1.09	199.1	1366	1.39E+05	0	
50			45							
51			45							
52	ノーズ変更	25.52	40	0	1.09	199.1	1366	1.39E+05	0	
53			45							
54			45							
55	主翼面積縮小	25.52	40	0	1.09	199.1	1366	1.39E+05	0	
56			45		1180.4	226.6				
57			10							
58	3	25	0	994.3	288.6	1366	9.20E+06			
59		10								
60		25								
61	改善形状ベースライン	3	10	0	994.3	288.6	1366	9.20E+06	10	
62			25							
63			10							
64	キヤント角変更	3	10	0	994.3	288.6	1366	9.20E+06	10	
65			25							
66			10							
67	ノーズ&ストレークアップ	25.52	40	0	1.09	199.1	1366	1.39E+05	0	
68			45		994.3	288.6				
69			10							
70		3	25	0	994.3	288.6		1366		9.20E+06
71			10							
72			25							

新形態HOPE-X 超/極超音速流計算ケース (舵面ふり)

Case No	機体形状	Mach数	α (deg)	δ_b	δ_e	静圧(Pa)	静温(K)	壁温(K)	ReLB	δ_r
67	改善形状ベースライン	25.52	40	0	0	1.09	199.1	1366	1.39E+05	0
68		10.02		0	0	36.59	257.58			
69		25.52		0	-10	1.09	199.1			
70		10.02		0	-10	36.59	257.58			
71		25.52		0	-20	1.09	199.1			
72		10.02		0	-20	36.59	257.58			
73		25.52		10	0	1.09	199.1			
74		10.02		10	0	36.59	257.58			
75		25.52		0	10	1.09	199.1			
76		10.02		0	10	36.59	257.58			
77		25.52		0	10	1.09	199.1			
78		10.02		-10	0	1.09	199.1			
79		25.52		-10	0	36.59	257.58			
80		10.02		-20	0	1.09	199.1			
81		25.52		-20	0	36.59	257.58			
82		10.02		20	0	1.09	199.1			
83		25.52		20	0	36.59	257.58			
84		10.02		0	20	1.09	199.1			
				20	36.59	257.58				

表2 新形態HOPE-X 超/極超音速流形状設計解析

新形態HOPE-X 超／極超音速流計算ケース

Case No	機体形状	Mach数	α (deg)	β (deg)	静圧(Pa)	静温(K)	壁温(K)	ReLB	δr
85	改善形状ベースライン	6	10	0	241.54	253.95	1366	5.20E+06	10
86			20						
87			30						
88			40						
89	改善形状ベースライン	10	40	0	58.9	51.1	300	6.54E+05	0
90			3						
91			0						
92			3						
93	0.5m半径球	10	0	0	58.9	51.1	300		
94		25.52	0	0	1.09	199.1	1366		
95	改善形状ベースライン	10	30	0	58.9	51.5	300	6.54E+05	0
96			50	0	0	0	0	0	0

表2 続

HOPE-X新形態 亜／遷音速流計算ケース

Case No	機体形状	Mach数	α (deg)	β (deg)	ReLB	δr
1	07HOPE尾なし	1.5	5	5	2.12E+08	0
2			15			
3		0.4	5	0	7.45E+07	
4			15			
5			5	5		
6			15			
7	改善形状ベースライン	1.5	0	0	1.77E+08	
8			5			
9			10			
10			15			
11			0			
12			5			
13		15				
14		1.5	0	5	1.77E+08	
15			5			
16			15			
17			0			
18			5			
19			15			
20		0.4	5	0	6.23E+07	
21			15			
22		0.5	0	5	1.16E+08	
23			5			
24			15			
25	0					
26	5					
27	15					
28	改善形状ベースライン尾なし	1.5	5	0	1.77E+08	0
29		15				
30		0				
31	主翼取り付け位置変更	0.4	5	0	6.23E+07	0
32			15			
33			0			
34	ストレーク変更	1.5	5	0	1.77E+08	0
35			15			
36			0			
37	後縁前進角変更	0.4	5	0	6.23E+07	0
38			15			
39			0			
40	改善形状ベースライン尾なし	1.5	5	5	1.77E+08	0
41			15			
42			0			
43	0.4	5	5	6.23E+07	0	
44						15
45						0
46	上反角変更	0.4	5	5	6.23E+07	0
47			15			
48		1.5	5	0	1.77E+08	
49			15			
50			0			
51	0.4	5	0	6.23E+07	0	
52						15
53						0
54	主翼面積縮小	1.5	5	0	1.77E+08	0
55			15			
56			0			
57	0.4	5	0	6.23E+07	0	
58						15
59						0
60	改善形状ベースライン	0.4	5	0	6.23E+07	10
61			0	0	0	10
62	キャント角変更	0.4	5	5	6.23E+07	0
63			15			
64	ノーズ&ストレークアップ	1.5	5	0	1.77E+08	0
65			15			
66			0			
67	0.4	5	0	6.23E+07	0	
68						15

δr : 垂直尾翼全動舵角

表3 新形態HOPE-X 亜／遷音速流形状設計解析

HOPE-X新形態 亜音速流計算ケース

Case No	機体形状	Mach数	α (deg)	β (deg)	ReLB	δr					
68	改善形状ベースライン (尾あり)	0.4	5	5	1.50E+06	0					
69	(尾なし)		15								
70	改善形状ベースライン (尾なし)	1.5	5								
71	(尾あり)		15								
72	改善形状ベースライン (尾なし)	0.8	5				0	2.80E+06			
73	(尾あり)		15								
74	改善形状ベースライン (尾なし)	1.2	5								
75	(尾なし)		15								
76	改善形状ベースライン (双垂尾、キヤント角20deg)	0.8	0	0	7.70E+07						
77			4								
78		1.2	0				5	3.80E+07			
79		4									
80		2	0			0			2.60E+07		
81		4									
82		0.8	0	5	7.70E+07						
83		4									
84		1.2	0				0	3.80E+07			
85		4									
86		2	0			5			2.60E+07		
87		4									
88	ベースライン	0.9	0	0	1.83E+08						
89		4									
90		1.1	0								
91	4										
92	ノーズ&ストレークアップ	0.9	0			0	1.83E+08				
93		4									
94	1.1	0	0					7.70E+07			
95	4										
96	ベースライン	0.9							6	0	3.80E+07
97									8		
98									10		
99									12		
100	ノーズ&ストレークアップ	0.8	0	0	2.60E+07						
101			4								
102		1.2	0					5	6.23E+07		
103		4									
104		2	0			0	1.83E+08				
105	4										
106	11HOPE形状 尾翼は改善形状ベースライン	0.9	0	0	1.83E+08						
107			4								
108	11HOPE形状	1.1	0					0	6.23E+07		
109			4								
110	11HOPE形状 (by NAL)	0.4	0			0	1.83E+08				
111			4								
112	11HOPE形状 尾翼は改善形状ベースライン	1.1	0	0	6.23E+07						
113			4								
114	11HOPE形状	0.4	0					0	5.50E+06		
115			5								
116	11HOPE形状	0.4	15			5	9.50E+06				
117			0								
118	11HOPE形状 (by NAL)	1.05	5	0	1.788E+08						
119			15								
120	改善形状ベースライン(尾なし)	0.4	5					0	1.786E+08		
121			15								
122	11HOPE形状 (by NAL)	0.95	0			0	1.768E+08				
123			4								
124	11HOPE形状 尾翼は改善形状ベースライン	1	0	0	3.60E+07						
125			4								
126	11HOPE形状 (by NAL)	1.05	0					0	2.59E+07		
127			4								
128	11HOPE形状 尾翼は改善形状ベースライン	1.5	0			0	3.78E+07				
129			4								
130	11HOPE形状	2	0	0	3.60E+07						
131			4								
132	11HOPE形状 (by NAL)	1.2	0					0	2.59E+07		
133			4								
134	11HOPE形状 尾翼は改善形状ベースライン	1.2	0			0	3.78E+07				
135			4								

 δr : 垂直尾翼全動舵角

表3 続

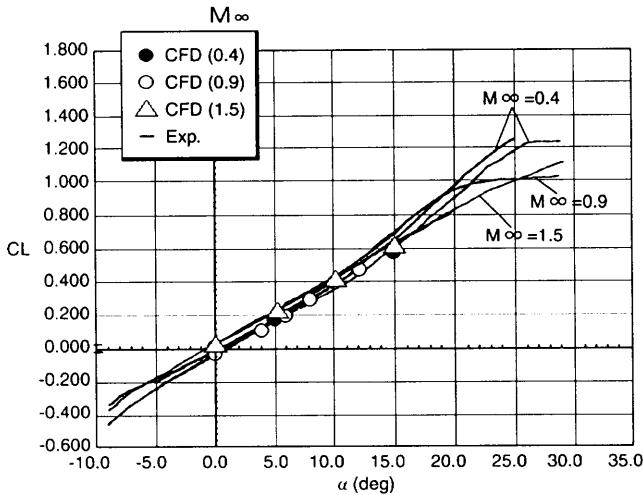


図3 改善ベースライン形状 亜・遷音速 揚力係数の風試との比較

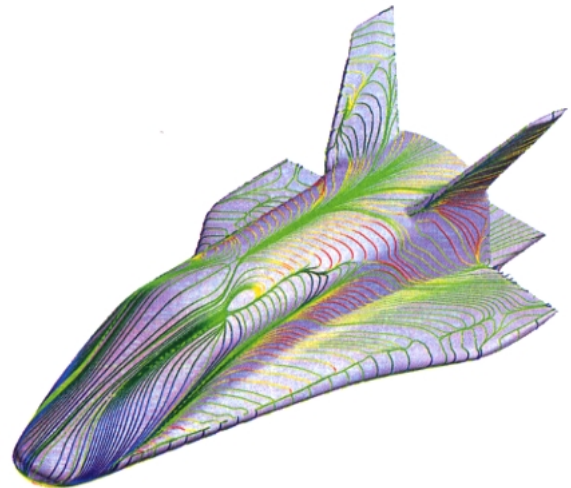


図4 胴上尾翼10° 非対称操舵時の改善ベースライン形状 オイル・フロー ($M_{\infty}=3.0, \alpha=25^{\circ}$)

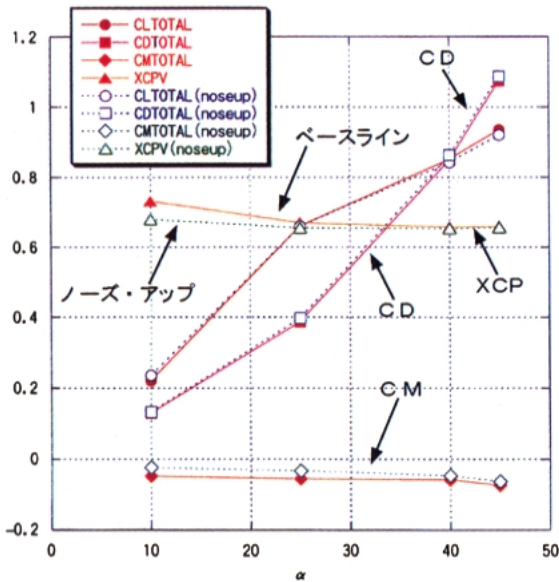


図5 HOPE ノーズ・ストレークアップ形態と改善ベースライン形状での空力特性比較

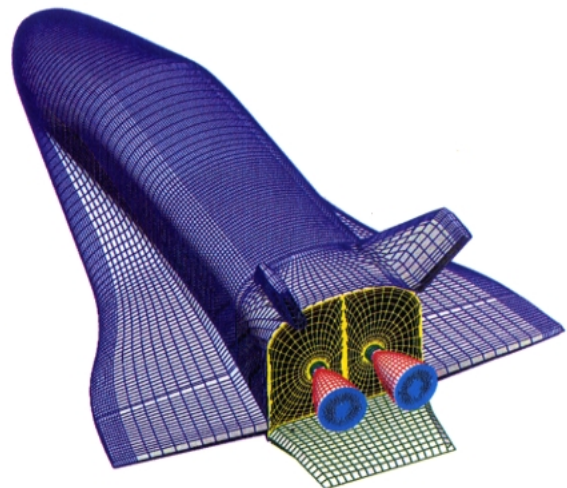


図6 HOPE 新形態基本形状表面格子

心位置が全飛行条件で、より一定に近づく傾向にある。

以上のような解析結果から、決定されたHOPE11新形態基本形状の表面格子を図6に示す。新形状では胴体長13.38m、主翼面積50.2m²、上反角0°、キャント角25°、ストレークキック位置50%の尾翼後方シフトの形態をとっている。

5. まとめ

新たにHOPE新形態に対する低速から極超領域までの形状変更効果パラメトリック解析を実施した。今回は短期間のうちに、大量のデータを算出し、空力設計においてCFDの利点の一つである迅速な対応が可能であった。これまでのHOPE CFD解析における長い期間にわたる検証実績から、ツールとしてのCFDの技術を確立し、数値風洞の実用化を進めることができた。これにより、HOPE11基本形状の詳細決定に大きく貢献した。

また、極超音速領域ではトリム保持するために重要なボ

ディフラップ及びエレボン効き特性を、超音速領域ではラダー10°非対称操舵による横方向、舵効きの評価も行った。今後、ベース・フロー効果、マッハ数、及び実在気体効果³⁾の解析を300例程実施する予定である。

参考文献

- 1) 山本行光「HOPEの極超音速流空力設計CFD解析」航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム'98論文集, NAL SP-41 pp129~137, 1999年2月
- 2) 伊藤良三、山本行光「HOPEの遷・超音速空力設計CFD解析」航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム'98論文集, NAL SP-41, pp361~366, 1999年, 2月
- 3) 山本行光「スペースシャトル及びHYFLEXまわりの高温実在気体解析」航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム'98論文集, NAL SP-41, pp107~116, 1999年, 2月