次期固体ロケット空力特性についての風洞試験*1

Wind Tunnel Tests on Aerodynamic Characteristics of Advanced Solid Rocket

北 村 圭 一*2・藤 本 圭一郎*2・野 中 聡*3・入 門 朋 子*3

Keiichi KITAMURA, Keiichiro FUJIMOTO, Satoshi NONAKA, Tomoko IRIKADO,

福 添 森 康*4・嶋 英 志*2

Moriyasu FUKUZOE and Eiji SHIMA

Key Words: Advanced Solid Rocket, Aerodynamic Characteristics, Wind Tunnel, Supersonic Flow, Schlieren, Oilflow

Abstract : The Advanced Solid Rocket is being developed by JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency). Since its configuration has been changed very recently, its aerodynamic characteristics are of great interest of the JAXA Advanced Solid Rocket Team. In this study, we carried out wind tunnel tests on the aerodynamic characteristics of the present configuration for Mach 1.5. Six test cases were conducted with different body configurations, attack angles, and roll angles. A six component balance, oilflow visualization, Schlieren images were used throughout the experiments. It was found that, at zero angle-of-attack, the flow around the body were perturbed and its drag (axial force) characteristics were significantly influenced by protruding body components such as flanges, cable ducts, and attitude control units of SMSJ (Solid Motor Side Jet), while the nozzle had a minor role. With angle-of-attack of five degree, normal force of $C_{N\alpha} = 3.50 \pm 0.03$ was measured along with complex flow features observed in the full-component model; whereas no crossflow separations were induced around the no-protuberance model with $C_{N\alpha} = 2.58 \pm 0.10$. These values were almost constant with respect to the angle-of-attack in both of the cases. Furthermore, presence of roll angle made the flow more complicated, involving interactions of separation vortices. These data provide us with fundamental and important aerodynamic insights of the Advanced Solid Rocket, and they will be utilized as reference data for the corresponding numerical analysis.

記 号

A	: 付着線 (attachment line)
C_A	: 軸力係数 (= 抵抗係数; 迎角無しの時)
$C_N, C_{N\alpha}$	: 横力係数, 横力係数傾斜
D	: 機体底面直径
EW	: 膨張波
F	: 軸力
L	: 機体全長
M	: マッハ数
N	: 節点 (nodal point)
N	: 横力 (垂直力)
P	: 圧力
q	: 動圧
Re	: レイノルズ数
S	: 剥離線 (separation line)
S	: 参照面積 (機体底面面積), $\pi D^2/4$
SW	: 衝撃波
T	: 温度

下添え字

0	: 澱み条件
∞	: 一様流条件

1. は じ め に

次期固体ロケットは、M-Vロケットの技術を継承した上で、簡素な打上げシステムによる小型衛星の効率的運用などを目的として宇宙航空研究開発機構(JAXA)にて研究・開発が進められている^{1,2)}。現在、その機体形状について検討が行われており、その空力特性を知る事は打上げ能力・制御性解析・荷重解析等、システムの成立性を評価する上で、極めて重要である。そこで本研究では、現行の機体

第 1 図 次期固体ロケット (CG 飛行イメージ) と主要な空力特性

*1 ©2010 日本航空宇宙学会

平成21年9月9日, 第53回宇宙科学技術連合講演会において一部発表. 平成21年10月9日原稿受付

*2宇宙航空研究開発機構 情報・計算工学センター

*3宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部

*4宇宙航空研究開発機構 固体ロケット研究チーム

第1表 風洞試験模型と試験ケース

ケース	模型	迎角	ロール角	目的
#1	模型1	0度	0度	・ 軸力特性
#2	模型2	0度	0度	・ 軸力特性 ・ ノズルの影響
#3	模型3	0度	0度	・ 軸力特性 ・ 突起の影響
#4	模型2	5度	0度	・ 横力特性 ・ 迎角の影響
#5	模型3	5度	0度	・ 横力特性 ・ 突起の影響 ・ 迎角の影響
#6	模型3	5度	60度	・ ロール特性 ・ ロール角の影響

形状(第1図)に対し風洞試験を実施し、圧力測定や可視化試験により、マッハ数1.5における周囲の流れ場を調べる。ここでマッハ数1.5とは、システム解析上厳しい条件となる、飛翔中の動圧が最大となる時間帯のマッハ数である。このとき、以下の3つの主要な空力特性に注目する。

- 1) 軸力特性(抵抗特性;迎角無し時): 打上げ能力を評価する上で重要な要素。
- 2) 横力特性: ピッチ/ヨー制御力や、荷重条件を評価する上で重要な要素。
- 3) ロール特性: ロール制御力を評価する上で重要な要素。

次期固体ロケットの空力特性については、近い将来に数値計算(CFD, 数値流体力学)を実施し、試験結果と併用して詳細な解析を行う予定であり、現在準備を進めている³⁾。ここではまず、i) 機体の持つ突起部やノズルが流れ場や空力特性に及ぼす影響について基礎的な知見を得ると共に、ii)「実験で分かる事」と「CFDで解析しないと分からない事」の線引きを行い、iii) CFDの検証に有用なデータを取得する事を目的とする。なお、ベース圧補正^{4)~7)}については、別途検討するものとし⁸⁾、ここでは議論の対象外とする。

2. 実験方法

2.1 試験模型および試験ケース 次期固体ロケットの機体(全機)形状は複雑であり、様々な突起部が非対称に存在する(注:ここでは簡単のため、「軸対称」である事を「対称」と呼び、そうでない場合すべてを「非対称」と記す。以下同じ)。本風洞試験では、第2図に示す3種類の風試模型を用いた。すなわち、i) 模型1(突起部もノズ

ルも無し)、ii) 模型2(突起部無し、ノズル有り)、iii) 模型3(突起部もノズルも有り:全機形状)である。ちなみに風試模型のノズル形状は、実際の機体に用いる形状¹⁾とはやや異なる。これは、天秤—スティングを挿入するために必要な断面積をノズル内径として確保するためであるが、ノズル底面の外径のスケールは、実機にそろえてある。

これらの風試模型を用い、上述の目的に対し、第1表に示す全6ケースの試験を行った。

2.2 風洞および測定項目 本研究では、JAXA/ISAS(宇宙科学研究本部)の吹き出し式超音速風洞を使用した(第3図)。計測部は600mm×600mmで、主流マッハ数は、次期固体ロケットが飛行経路上、最大動圧条件に近くなる $M_\infty=1.5$ とした。ノズル部を含まない模型全長 L を基準としたレイノルズ数は、 $Re_{\infty L}=1.2 \times 10^7$ である。また、総圧は204 kPaであり(一様流静圧は $P_\infty=55.3$ kPa)、総温は常温である(第2表)。通風中、迎角は-15度~+15

第2図 次期固体ロケット風試模型

度と変化（スウィープ）させたが，ここでは迎角無し（0度）および有り（5度で代表）の結果のみを示す．

第3図 超音速風洞と風試模型：風洞設置時

実験内容は，天秤による六分力測定，圧力センサによるベース圧力測定，シュリーレン法およびオイルフロー法による流れの可視化である．シュリーレン可視化と六分力測定，圧力測定は同時に行った．圧力測定には共和電業製の圧力センサPA-2KB（許容値：200kPa，精度：±0.2kPa，応答性：500Hz）を用いた．

オイルフロー可視化試験では，二酸化チタンをオレイン酸で溶き，流動パラフィンで延ばしてオイルを作成（約2:1:1の割合）し，黒色模型に塗布した．通風中の動画と通風後の静止画から，模型表面の流れパターンを解析した．

通風時間は，シュリーレン可視化と圧力測定の場合は風洞静定後20秒間とした．ただし上述のように実際の通風中は迎角を変化させており，各迎角における圧力は0.1秒間中，21個のサンプリングデータ（標準偏差0.1%未満）の平均値である．オイルフロー可視化の場合は，15秒間通風した．

第2表 本風洞試験の通風条件：JAXA/ISAS（宇宙科学研究本部）超音速風洞

M_∞	1.5
Re_{xL}	1.2×10^7
P_0 [kPa]	204
T_0 [K]	298
run time [s]	15 ~ 20

3. 結果と考察

3.1 可視化試験結果 風洞試験によるシュリーレンおよびオイルフロー可視化結果と，それらに基づく流れ場の概要図を，第4図～第9図に示す（第9図はオイルフローの結果のみ示す）．

3.1.1 シュリーレン可視化結果 まずシュリーレン結果（赤：主流方向に圧縮，青：膨張）より得られた全体的な流れ場の概要を説明する．ケース#1～#6のいずれの場合も機体先端部および重心付近継手部より比較的強い斜め衝撃波SW₁およびSW₂がそれぞれ発生し，風洞壁で反射している様子が分かる．その後これらの衝撃波は模型へと入射してくるが，その位置はベース部よりも十分下流のスティング部である．従って，本研究の議論においては，風洞壁干渉⁹⁾の影響はないものと判断した．ちなみに，重心付近継手部のやや後方に弓型に映っている衝撃波は，SW₁

が風洞観測窓に入射したものと考えられる．よって，風洞壁からの反射衝撃波は概要図に示していない．

第4図a～第8図aを比較する限り，概して，ノズルや機体突起部の有無による流れ場への影響は，大域的に見れば大きくない．模型3（第6図，第8図）では機体突起部により複数の衝撃波が観察され，機体周囲の物理量は大きく変化しているものと考えられるが，衝撃波SW₁およびSW₂の位置や形態等はほぼ維持されている．

3.1.2 オイルフロー可視化結果 次に，オイルフロー可視化結果を比較する．ここで，軸力特性に注目するケース#1～#3では，ベース流れに焦点を絞った．上述の広域的なシュリーレン可視化結果と対照的に，ベース部では局所的だが顕著な違いが見られた．

- ・ ノズルの有無による影響（ケース#1と#2の比較）
 - ノズルの有無によらず対称な流れ場が得られている．特にノズル無しの場合の結果（第4図b上）は，文献10)の類似形状に対する結果に近く，付着線A₁から剥離線S₁にかけて逆流構造が存在すると考えられる（第4図b下）．
 - ノズルの存在により，機体底面直後(S₁)のみならず，ノズル直後(S₂)にも剥離線が見られる（第5図b）．
 - ノズルの存在によりオイルのパターンや剥離線・付着線の位置はほとんど変化せず，ベース部流れとしての剥離長さ（S₁と付着線A₁の距離≒機体底面直径D）にも顕著な変化は見られなかった．つまり，ベース流れの主構造（付着線A₁から剥離線S₁への逆流構造）は，ノズルによって大きく変化していない．
- ・ 突起部の有無による影響（ケース#2と#3の比較）
 - 模型3（ケース#3）では非対称な突起部の影響により，ベース部に非対称な流れ場が作られている．特に，機体底面直後およびノズル直後の剥離線S₁，S₂も非対称となっている（第6図b）．
 - スティングにおける付着線A₁は消失し，代わりに複数の節点(Nodal Points) N₃₁，N₃₂^{11,12)}が現れている．そしてこれらを分断する形で，新たに流れ方向に剥離線S₃₁，S₃₂が現れている．

ケース#4～#6では軸力およびローリング・モーメントに注目するため，ベース部ではなく機体側面の流れ場について考察する．

- ・ 迎角の有無による影響（ケース#2と#4の比較）
 - 迎角の有無によらず流れは基本的に物体に沿っており（＝側面にてロール方向への剥離が無い），大域的な流れ場の違いは生まれていない事が分かる（第5図，第7図）．
 - 一方，主流方向にはテーパー部で小さな剥離領域があるものと見られる（S₄；第7図d）．ただしこの剥離領域の形成は，迎角の有無によらない．

第4図 風洞試験可視化結果(上)と概要図(下) - ケース#1: 模型1(突起部無し, ノズル無し), 迎角無し

第5図 風洞試験可視化結果(上)と概要図(下) - ケース#2: 模型2(突起部無し, ノズル有り), 迎角無し

第6図 風洞試験可視化結果(上)と概要図(下) - ケース#3: 模型3(全機形状), 迎角無し

- 一般に大規模剥離を伴う流れ場のCFDによる再現は難しいが, このケースは(少なくとも側面流れは)付着流としての扱いで十分と判断できる.
- ・ 迎角および突起がある場合(ケース#5; 第8図)
 - 機体のフランジ(セグメント接合部のリング状の突起)において風上側にのみ, 主流方向の剥離が生じており, 特徴的である($S_4 \sim S_6$; 第8図d). この剥離の規模は比較的大きく, 前方の別のフランジにまで到達しているため, 剥離領域同士も干渉し, 非常に複雑な流体現象が現れていると考えられる. この流体構造を実験結果から考察する事は困難であり, CFDによる解析が有効であろう.
 - 後部の突起(SMSJと呼ばれるサイド・ジェット姿勢制御装置; 第2図c参照)前方において衝撃波が発生しているものと見られ, 剥離 S_7 が現れている(第8図e,f). このように機体から鈍頭形状の部位が突出する場合には, 一般に馬蹄渦(horse-shoe vortex)¹³⁾が形成される事が知られており, こ

こでも同様の渦構造が現れているものと考えられる. これについては, 後にCFDにより確認を行う予定である. なお, この剥離 S_7 は迎角無しの場合にも現れていたが(第6図b), 迎角有りの場合には, 後述するように横力へ大きな影響を持つと考えられる.

- ・ ロール角の有無による影響(ケース#5と#6の比較)
 - ロール角をつけると, 機体表面に非対称に存在する部材(ケーブル・ダクトやSMSJ; 第2図c参照)に気流が非対称に衝突するため, 側面(ロール方向)の剥離も見られるようになる(例えば, S_4 ; 第9図b). 更に, 剥離同士が干渉するなど(例えば S_5 と S_8 ; 第9図b), 観察される流体現象は極めて複雑であり, このケースもCFDによる解析が有効であろう.

3.2 空気力測定結果

3.2.1 抵抗(軸力) 第10図にケース#1~#3において測定された抵抗(軸力係数 $C_A = F/(q_\infty S)$; 軸力 F , 一様流

(a) シュリーレン

(a) シュリーレン

(b) オイルフロー（全体）

(b) オイルフロー（全体）

(c) オイルフロー（テーパ部； $0.3 < x/L < 0.5$ ）

(c) オイルフロー（テーパ部； $0.3 < x/L < 0.5$ ）

(d) 模式図（テーパ部； $0.3 < x/L < 0.5$ ）

(d) 模式図（テーパ部； $0.3 < x/L < 0.5$ ）

(e) オイルフロー（後部； $0.85 < x/L < 1.05$ ）

(f) 模式図（後部； $0.85 < x/L < 1.05$ ）

第 8 図 風洞試験可視化結果と概要図 - ケース#5：模型 3（全機形状），迎角有り（続き）

(a) オイルフロー（テーパ部； $0.3 < x/L < 0.5$ ）

(b) 模式図（テーパ部； $0.3 < x/L < 0.5$ ）

第 7 図 風洞試験可視化結果と概要図 - ケース#4：模型 2（突起部無し，ノズル有り），迎角有り

第 8 図 風洞試験可視化結果と概要図 - ケース#5：模型 3（全機形状），迎角有り

第 9 図 風洞試験可視化結果と概要図 - ケース#6：模型 3（全機形状），迎角有り，ロール角有り

動圧 q_∞ ，代表面積 S ）を示す。この図より，ケース#1 と #2 では抵抗値にわずかな差（約 8%）が見られた程度だが，ケース#3 では抵抗値がケース#2 の約 1.6 倍と増大している事が分かる。この増大は，シュリーレンおよびオイルフロー可視化結果（第 6 図）から明らかであるように，フランジ，ケーブル・ダクト，SMSJ 等の突起部が作り出す衝撃波による寄与を表しており，ノズルの影響に比べると，1 オーダ大きい事が分かる。過去の M-V ロケットの抵抗測定結果¹⁴⁾においても，フランジのみによる抵抗の 3 割近くの増大が報告されており，同程度である。ただし，オイルフロー結果（第 6 図 b）から明らかとなったように，ケース#3 のベース流れは非対称性が強い。このため，ベース圧およびそれを用いて算出された抵抗値の定量的な議論はここではこれ以上進めず，今後 CFD により行う事にする。各突起部の抵抗への寄与分も，CFD で明らかにする予定である。なお，前面抵抗やスティングが無い場合の抵抗の算出についても，別途検討の必要があり，今後の課題である。

3.2.2 横力 ケース#4（突起部無し，迎角有り）および#5（突起部有り，迎角有り）において測定された横力（垂直力）係数 C_N （下記式(1)より求める）を迎角 $\alpha = 1$ 度～10 度の範囲で第 11 図に示す。この図より，突起の有無によらず，迎角 $\alpha = 5$ 度以下では横力係数は迎角に対してほぼ線形に変化しており（つまり，横力係数傾斜 $C_{N\alpha}$ はほぼ一定），それ以上迎角が付くと徐々に非線形性の影響が現れている事が分かる。従って横力係数傾斜 $C_{N\alpha}$ は，迎角 5

度以下の低迎角の条件下では，例えば迎角 5 度における値で代表させる事が妥当であると言える。なお，迎角 5 度における横力係数傾斜 $C_{N\alpha}$ はケース#4 #5 でそれぞれ $C_{N\alpha} = 2.58 \pm 0.10$ および 3.50 ± 0.03 であった。ここで， C_N および $C_{N\alpha}$ は横力（垂直力） N ，一様流動圧 q_∞ ，代表面積 S ，そして迎角 $\alpha = 5$ 度を利用して，

$$\left. \begin{aligned} C_{N\alpha} &= C_N / \alpha [\text{rad}] \\ C_N &= N / q_\infty S \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

より算出している。突起部の影響により，横力は約 1.4 倍に増大している事が分かる。これは主に，機体後方の突起（SMSJ）に迎角のある一様流が衝撃波を伴って入射したためと考えられる（第 8 図 e, f）。これらのデータは，今後行う CFD の検証に利用する予定である³⁾。

3.2.3 ローリング・モーメント ローリング・モーメントは様々な突起部の影響が互いにキャンセルし合い，結果的に現れる値は極めて小さくなる事が知られている¹⁵⁾。よってこれについては計測が困難であり，CFD によって

第 10 図 試験模型と軸力係数 C_A

第 11 図 横力係数 C_N と迎角 α

求める予定である。このとき特に、ロケット左右に掛かる値をそれぞれ抽出し、現れうるローリング・モーメントの最大値を求める。

4. ま と め

次期固体ロケットの空力特性解析を目的としてマッハ数1.5の風洞試験を行い、空力データを取得し、以下の基礎的知見を得た。

- ・ 流れ場について
 - ノズルの影響：ノズルの有無により機体周りの流れ場に顕著な変化は見られない。ベース流れについても、「スティングに付着した流れが機体底面まで遡る」という主要な構造は変化していない。
 - 機体突起部の影響：突起により多くの衝撃波が生じ、機体周囲の物理量は変化していると考えられるが、突起部無しの場合に現れていた流れ場の主構造は維持されている。ただし、突起部が非対称である事から、その下流の流れ場も非対称となり、ベース流れは大きく変化している。
 - 迎角の影響（突起無し）：迎角が5度付く事によって流れ場は大きく変化しない。特に、ロール方向への剥離は発生しない。
 - 迎角の影響（突起有り）：迎角が5度付く事により、流れ場の大きな変化は見られないが、フランジ付近などで局所的な変化は見られた。例えば、風上側にのみ、フランジ上流で主流方向およびロール方向に大きな剥離が見られた。
 - ロールの影響：ロール角が付き、突起部の主流に対する角度が変化する事により、フランジにおける主流方向への剥離とケーブル・ダクトにおけるロール方向への剥離の干渉と言った、極めて複雑な流体現象が現れた。
 - ・ 空力特性について
 - ノズルの影響：抵抗（軸力）への影響は小さく、%のオーダーである。
 - 機体突起部の影響：抵抗や横力がそれぞれ約1.6倍および約1.4倍（迎角の有る場合：下記）増大。
 - 迎角の影響：横力データを取得した結果、突起無しの場合は $C_{N\alpha} = 2.58 \pm 0.10$ 、突起有り（全機形状）では 3.50 ± 0.03 であった。これらの値は、迎角5度以下においてほぼ一定である。また後者の増分は、主に後部突起に迎角を持った一様流が衝撃波を伴って入射するためと考えられる。これらは今後、CFDの検証に用いる予定である³⁾。
 - ・ 前面抵抗やスティングが無い場合の抵抗の算出方法についても、別途検討の必要がある。
- 今後は数値解析を実施し、上記の知見を元に、流れ場や空力特性についてより詳細に調べる予定である。更に実際の設計にはレイノルズ数、ノズル形状、ノズルからのプルーム排気の影響も考慮する必要がある、今後の課題である。

本研究の風洞試験を遂行するに当たり、JAXA固体ロケット研究チームの三保和之氏、田村誠氏、宇宙科学研究本部の大屋友児氏、藤井孝蔵研究室の大山聖助教のご協力をいただいた。同じく藤井孝蔵研究室滑慶則氏、山崎祐希氏、浅田健吾氏、野々村拓氏には本研究に関わる試計算を実行していただき、有意義な議論を交わした。藤井孝蔵教授、JAXA情報・計算工学センター（JEDI）堤誠司氏には貴重なご指摘をいただいた。ここに感謝の意を表する（上記所属は全て、風洞試験を実施した2009年5月当時）。

参 考 文 献

- 1) 森田泰弘, 井元隆行, 羽生宏人, 大塚浩仁, 固体ロケット研究チーム：次期固体ロケットの開発, 第52回宇宙科学技術連合講演会, 1J01, 2008.
- 2) 井元隆行, 森田泰弘, 羽生宏人：次期固体ロケットの開発計画, 第53回宇宙科学技術連合講演会, 1B01, JSASS-2009-4019, 2009.
- 3) 北村圭一, 藤本圭一郎, 野中 聡, 入門朋子, 福添森康, 葛生和人, 嶋英志：次期固体ロケット空力特性についての風洞試験と数値解析, 平成21年度宇宙航行の力学シンポジウム, 2009.
- 4) 藤本圭一郎, 北村圭一, 嶋 英志, 滑 慶則, 山崎祐希, 山本誠, 浅田健吾：次期固体ロケットの抵抗特性解析 - 抵抗予測精度についての一考察 -, 平成20年度宇宙航行の力学シンポジウム, pp.128-131, 2008.
- 5) Forsythe, J.R., Hoffmann, K.A., Cummings, R.M., and Squires, K.D.: Detached-Eddy Simulation with Compressibility Corrections Applied to a Supersonic Axisymmetric Base Flow, J. Fluids Engineering, **124** (2002), pp.911-923.
- 6) 只熊憲治, 麻生 茂, 谷 泰寛, 溝口也寸志, 岡田卓三：磁力支持天秤による切り立った底部を有する機体のBase圧補正に関する研究, 日本航空宇宙学会論文集, **53** (2005), pp.562-568.
- 7) Pope, A. and Goin, K.L.: High-Speed Wind Tunnel Testing, John Wiley & Sons, Inc., New York, 1965, p.323.
- 8) 北村圭一, 藤本圭一郎, 野中聡, 福添森康, 入門朋子, 嶋英志：次期固体ロケット抵抗特性についての風洞試験および解析, 第53回宇宙科学技術連合講演会, 1B08, JSASS-2009-4026, 2009.
- 9) Garbaruk, A., Shur, M., Strelets, M., and Spalart, P.R.: Numerical Study of Wind-Tunnel Walls Effects on Transonic Airfoil Flow, AIAA J., **41** (2003), pp.1046-1054.
- 10) Roshko, A. and Thomke, G.J.: Observations of Turbulent Reattachment behind an Axisymmetric Downstream-Facing Step in Supersonic Flow, AIAA J., **4** (1966), pp.975-980.
- 11) Hunt, J.C.R., Abell, C.J., Peterka, J.A. and Woo, H.: Kinematical Studies of the Flows around Free or Surface-Mounted Obstacles: Applying Topology to Flow Visualization, J. Fluid Mech., **86** (1978), pp. 179-200.
- 12) Lighthill, M.J.: 2.6 Attachment and Separation in Three-Dimensional Flows, Rosenhead, L., ed., Laminar Boundary Layers, Oxford University Press, Oxford, 1963, pp. 72-83.
- 13) Stollery, J.L.: Some Aspects of Shock-Wave Boundary-Layer Interaction Relevant to Intake Flows, Paper 17 in AGARD Conference Proceedings, No. 428, Aerodynamics of Hypersonic Lifting Vehicles, 1987.
- 14) 井浦秀一, 藤井孝蔵, 林光一：CFDによるM-Vロケットの抵抗算定, 平成10年度宇宙航行の力学シンポジウム, 1998.
- 15) 飯塚宣行, 藤井孝蔵, 藤松信義, 守屋公一郎：M-Vロケット5号機ロールモーメント特性のCFD解析, 第35回流体力学講演会, 2003.