

HOPE 高速飛行実証における CFD/EFD 不確定性評価手法の構築構想

上野 真, 山本行光, 柳原正明, 宮沢与和 (航技研)

Building concept of uncertainty analysis of CFD/EFD in HOPE-X high speed flight demonstrator project.

by

Makoto Ueno, Yukimitsu Yamamoto, Masaaki Yanagihara, Yoshikazu Miyazawa (NAL)

ABSTRACT

A High-Speed Flight Demonstration (HSFD) program using scaled models is planned as a part of NAL/NASDA joint research for the HOPE-X unmanned re-entry vehicle project. The program consists of two phases, and the objective of Phase II is to estimate the transonic aerodynamic characteristics of the HOPE-X configuration. Especially, the base pressure distribution made by the flow behind the base plate, or base flow is watched. The experimental method for Phase II is highly unique: the experiment vehicle is to be lifted to high altitude by a stratospheric balloon, from which it will be released and accelerated in free fall. During data acquisition, the vehicle will fly at a constant Mach number while changing its angle of attack quasi-statically. The aerodynamic data obtained through the flight experiment will be used to reduce the uncertainties in the HOPE-X aerodynamic database, which are greater for the transonic region than for other speed regions, and to contribute reference data to improve wind tunnel testing and CFD (Computational Fluid Dynamics) technologies. In this paper, the concept of data analysis will be stated both from CFD and EFD points of view. The Phase II flight experiment will be conducted by NAL, NASDA, and the Centre National d'Etudes Spatiales (CNES) of France in collaboration. The first flight is scheduled for August, 2002.

1. 高速飛行実証計画

1.1. 計画とその目的

高速飛行実証計画(その2)(以下HSFD Phase IIと記述)は空力的には宇宙往還機形状の遷音速での空力特性とベース面圧力分布の取得を目的とした飛行実験計画である。

宇宙往還機形状についてはHOPE計画を通じて多くの風洞試験が行われてきたが、風洞試験では模型を支持するためのスティングによる干渉のため、正確なベース面圧力分布を得ることは難しい。一方、スティング干渉の無いCFDによっても剥離流の予測は困難であるため、EFD、CFDのいずれをもってしても大きなベース面を持つ宇宙往還機形状の空力特性予測には不確定性が付きまとうのが現状である。

HSFD Phase IIは以上のような状況に対する一つのリファレンスとして11HOPE形状の25%相似形状の機体(図2, 図3)を高空から自由落下させて加速し、測定フェーズにおいて一定のマッハ数を維持しながら飛行するように制御することによって(図5, 図6)、地上試験に見られる各種の干渉の無い、実飛行時の縦3分力特性とベース面圧力分布のデータを取得すると共に、遷音速速度域での無人機誘導制御技術の蓄積を目指すものである。干渉の無い実飛行のデータはEFD/CFDによる予測結果の比較対照として非常に都合の良いものであり、今後空力特性予測精度を向上する上で貴重なデータを得ることができると期待している。

1.2. 飛行試験の概要

飛行マッハ数は $M=0.8, 1.05, 1.2$ を予定しており(図5)、2002年8月と2003年5月にスウェーデン王国キルナのEsrangle実験場での飛行を予定している。なお、HSFD Phase IIはNASDAおよび仏CNESとの共同研究である。

飛行のための空力モデルは11HOPEの空力モデルを元にして作成されているが、HSFD Phase II実機の機体は飛行のためのADS、通信のためのアンテナなどの形状デビエーションを含んでいる。また、トリムを取るためにスプリットラダースピードブレーキ開度が40度、ボディフラップが上げ舵 10° に固定されている点がHOPEのノミナル形状からの違いである。ただし、ADSなどの形状デビエーションが全体の空力特性にもたらす誤差は無視しうるとの結論をCFD解析によって得ているため、飛行上、これらのデビエーションは問題にならない。

以下の文章では、この高速飛行実証計画(その2)における空力特性評価計画をCFDおよびEFDの両面から解説する。

2. CFDにおける不確定性評価

2.1. CFDにおける空力特性評価

CFDによるベース・フローの高精度評価は依然として困難であり、実際に予定されている飛行形態(スピードブレーキ 40° 開、ボディフラップ 10° 上げ)での格子を作成し、マル

チブロック法による CFD 解析を進めている (図 7)。実験と同様に CNES と共同で CFD による解析を上記 3 種類のマッハ数で行い、格子数等を不確定性評価パラメータの一つとして比較検証を計画している。

2.2. CFD 解析における誤差発生要因

CFD において誤差発生要因として考えられるものには主に以下の二つがあげられる。

- ・ 格子依存性による誤差
- ・ 計算スキーム、乱流モデルによる誤差

これらのいずれも確固とした標準的方法が存在するわけではなく、工学的な観点からは現実的な値を導き出すための技術的なノウハウの蓄積が望まれるところである。これまでも多くの風洞試験との比較対応が行われてきたが、風洞試験は多くの制約条件のもとで行われるシミュレーションのひとつに過ぎないため、CFD の解析結果の比較対照として必ずしも最適のものとは限らない。CFD、EFD のいずれにしても最終的には実飛行時の空力特性を求められることに意味があるのであり、無推力飛行試験の HSF Phase II の空力データをリファレンスとすることはこれらの空力誤差に対してある程度の実用的指針を与えられる可能性を持っている。

2.3. 11HOPE における解析の例

ここで、参考として HSF Phase II の相似形状である 11HOPE 形状に対する CFD 解析の例を示す。舵角はすべて 0° であるが、11HOPE について計算されたベースフローの流れ場は HSF Phase II のベースフローの予測に対して有効な示唆を与えるものと思われる。

まず、スティングの無い場合、すなわち、飛行状態を模した状態でのベースフローの流れ場を図 8 に示す。迎角は 15° で、マッハ数はそれぞれ $M=0.8$ 、 1.05 である。このとき、ベース面後方にはベース面のスケールと同等から 2 倍のサイズの渦が発生しており、ベースフローが流れ場に対して有意な影響を持つことが予想される。また、音速以下と音速以上では明らかにベースフローの傾向が変化しており、 $M=0.8$ ではベースフローが周りの流れを巻き込みながら大きな渦を形成しているのに対し、 $M=1.05$ では渦はベース面後方に限定されて、主流の流れの受ける影響は小さくなっている。

次に、直スティングを模してベース面に直スティングが差し込まれた状態のベースフローの流れ場を図 9 に示す。マッハ数は $M=1.1$ 、迎角は $\alpha=0^\circ$ 、 5° である。図 8 の場合とは条件が多少違うが、明らかにスティングの存在がベースフローの状態を変化させており、スティングが無い時には大きく発達していた渦が、ほとんど成長していないことが分かる。

直スティング支持はこのようにベース面周りの流れ場を大きく変化させるものであるため、風洞内で真の空力特性を求めようとすれば、スティング支持で得られたデータに対して何らかの補正をすることが必要であることが推測される。同時に、CFD におけるベースフローの予測が宇宙往還機の空力特性を推測するにあたっては大きな課題となるであろうこと

が容易に推測される。

3. EFD における不確定性評価

3.1. EFD 解析における誤差発生要因

EFD には飛行実験と風洞実験が含まれる。基本的には飛行実験と風洞実験の誤差発生要因は同様であり、

- ・ 機体形状の製作誤差によるもの
 - ・ センサーの出力誤差によるもの
- が挙げられるが、その他に風洞特有のものとして、模型支持用のスティングによる干渉

- ・ レイノルズ数の相違
- ・ 風洞壁干渉

等が考えられる。飛行試験の出力の不確定性はセンサーの誤差によるものが大きく、風試の不確定性はセンサーの出力誤差、およびベース面のスティング干渉によるものが大きいと考えられる。飛行試験は高度 14km から 20km と非常に高い高度で行われるためレイノルズ数は 10^6 オーダーで風洞試験に近く、レイノルズ数による影響は少ない。

3.2. 風洞試験模型

現在 ADS などの形状デビエーションを再現した風洞試験模型を作成しており、航技研 $2\text{m} \times 2\text{m}$ 遷音速風洞 (以下 NAL-TWT1) での風洞試験と仏 ONERA の S2MA ($1.770\text{m} \times 1.750\text{m}$) での風洞試験を計画している。S2MA は NAL-TWT1 よりも総圧の設定範囲が広いいため、飛行試験におけるレイノルズ数を十分カバーする範囲での風洞試験が期待できる。ベース面の影響の評価は胴上支持とダミースティングの併用によって行われる。

風洞試験用には HSF Phase II の 18%スケール(11HOPE の 4.5%スケール)の模型を作成した。この風試用模型では ADS プロープ、アンテナ類、舵角などが HSF Phase II 実機に忠実に再現されている。飛行試験では α スウィープが行われるため、風試模型でも差し替え式でエレボン舵角を変えられるように設計されている。ラダー舵角は固定である。

測定は内挿天秤による 6 分力測定と表面圧力分布測定ができるようになっており、支持方法は直スティング支持及び胴上スティング支持の 2 つの支持方法に対応している。また、圧力測定にはスキヤニバルブを使用して、多点の測定が可能である。

模型には図 10 に示すように圧力孔が開けられている。主翼上の圧力孔は右翼にのみ開けられているが、便宜上下面の圧力孔を左翼に示した。図中番号のついた圧力孔は模型に開けられた圧力孔の位置を示し、胴体及びボディフラップ上の濃い丸で示された圧力孔は実機に開けられた圧力孔の位置を示す。

3.3. 支持干渉

風洞試験においてもさまざまな誤差要因が考えられることは述べたが、最も取り去ることが困難なものとして支持干渉

が上げられるであろう。風洞試験の宿命として風試模型を何らかの形で支持しなければ模型に働く力を測定することができない訳だが、一般に多く用いられる直スティング支持では2.3項のCFDによる解析例でも分かる通り、ベース面後方の流れ場(ベースフロー)が実飛行状態とはまったく違うものになってしまう。特に、宇宙往還機形状のように大きなベース面を持つものではその影響は大きいと考えられる。

支持によるベースフローの変化は有意な影響を持つと言われ、スペースシャトル²⁾やHOPEでもこれを評価しようとするいくつかの試みが行われているが、未だに決定的な支持干渉除去方法は提案されていない。

今回、高速飛行実証計画(その2)では飛行前と飛行後の風洞試験が計画されているが、基本的に一連の風洞試験では、従来の風洞試験方法でどの程度まで実機の空力特性及びベース面圧力分布が得られるのかを評価することを目標とする。ここで言う従来の風洞試験方法とは直スティング支持、胴上スティング支持および直スティングを模したダミースティングを胴上スティング支持に組み合わせた、亜音速(低速)における支持干渉除去方法に起源を持つ手法である。

低速風洞試験においてはストラット支持が多用されるが、多くの場合ポテンシャル流れの仮定が成立するため、ストラット支持による支持干渉を取り除くためにダミーストラットを使用してその差し引きから支持ストラット無しで測った場合の空気力を推定することがよく行われる³⁾⁴⁾。

すなわち、正吊りと言われる通常の支持方法によって計測された結果と逆吊りと言われる上方からの支持による計測結果(図11(a))を足し合わせた後に正吊りと逆吊りの両方のストラットを適用した(上方のストラットはダミー)計測結果(図11(b))を差し引くと支持の無い状態で模型にかかる空気が計測できるとするもので、低速風洞試験において最も一般的かつ実用的に採用される支持干渉除去方法である。

ここで、HSFD Phase IIは遷音速をターゲットとする飛行実証計画であるため、この手法が遷音速のしかも剥離を伴う流れにおいても有効であるとする保証は無いのであるが、スペースシャトルの風試でも用いられている²⁾ことからHSFD Phase IIでも適用するものとする。図12(b)に示されるような胴上スティング支持はHOPEの風洞試験でもベース面の圧力分布及びボディーフラップの効果を調べるために使用されてきた。HSFD Phase IIでもベース面の圧力分布を得るためにこの支持方法を使うが、同時にダミースティングを取り付けた風洞試験(図12(c))を行い、(b)+(c)-(a)から模型単体での6分力を得ることを試みる予定である。

3.4. 飛行試験

飛行試験においては前述の通りマッハ数固定での飛行が行われる。一回目の試験期間(2002年8月)では釣合特性推定のために、マッハ数一定の測定区間で準定常(変化率[2deg./s]以下)の迎角スイープが行われ、ほぼ迎角 $10^{\circ} \sim 0^{\circ}$ で縦の静特性が取得される。二回目の試験期間(2003年5月)は空力モデル同定のために迎角スイープの間にエレベータを加振す

ることによってピッチ動的飛行データを取得する。

飛行試験のために選ばれたマッハ数は前記のように $M=0.8, 1.05, 1.2$ の三種類であるが、これは音速のごく近傍とその上下のマッハ数で飛行試験を行うことにより遷音速の特性をよく把握するためである。

計測項目としてはADSによる一様流の総圧、静圧、総温度の測定、ヒンジモーメントセンサによるエレボン、ラダーのヒンジモーメント測定、加速度計及び角速度計による6分力の測定、電子走査式圧力センサによるベース面圧力分布の測定がある。今回、このプロジェクトの空力的興味は遷音速における宇宙往還機形状の縦空力特性へのベース面の影響を評価することにあるため、準定常飛行状態での縦三分力とベース面圧力分布(ボディーフラップ上の圧力分布も含む)が最も注目される出力である。

4. CFD/EFDの比較検討

CFD、風洞実験ともに飛行前と飛行後の解析評価が予定されている。いずれの場合も飛行試験結果との比較を行うわけだが飛行試験ではマッハ数を一定に保ちながら α スイープを行うためエレボン舵角が刻々と変化していく。従って、地上試験の条件設定は離散的なものとならざるを得ない。

飛行前の解析条件はノミナルな飛行シミュレーション結果からいくつかの点を抜き出してこれを条件として行う。また、飛行後は実際の飛行条件の中から代表的な点を抜き出して解析を行うことになる。また、直接比較以外にも適宜モデル化を行い、空力モデルとの比較を行うことを余儀なくされるであろう。

5. まとめ

以上のように高速飛行実証計画は空力的にはCFDとEFD(風洞実験と飛行実験)の両方向からのアプローチによって飛行状態での空力特性推定において不確定性をもたらす要因を明らかにし、その減少、あるいは除去に役立つデータを提供することを目指している。

そもそも、地上試験(CFD及び風洞試験)は飛行状態での空力特性を推測するために行われるものであるが、いずれも一長一短があって、すべての場合に十分な予測精度を持つと言える状態ではない。また、風洞試験の結果とCFDの結果を一致させることができたとしてもこれが飛行状態での空力特性をうまく模擬しているという保証は無いため、最終的には飛行試験の結果との比較検討が必要になる(図13)。

HOPE計画に関連してOREX、HYFLEX、ALFLEXと飛行試験が行われてきたが、最も不確定性の顕著な遷音速をターゲットとした飛行実証試験は初めてのことである。本プロジェクトでは今後、検証データベースの構築やワークショップの開催を通じて、CFD/EFDの連携した有効な不確定性評価手法の構築に向けた研究を進めていく予定である。

6. 参考文献

- 1) . M. Yanagihara *et al.*, "HOPE-X High Speed Flight Demonstration Program Phase II," AIAA-2001-1805, 2001.
- 2) . J. H. Campbell, II and W. R. Embury, "Aerodynamic Results of a Support System Interference Effects Test Conducted at NASA/LaRC UPWT using an 0.015-scale Model of the Configuration 140A/B SSV Orbiter(0A20B)," NASA-CR-134403, 1974.
- 3) . J. B. Barlow, W. H. Rae, Jr. and A. Pope, "Low-Speed Wind Tunnel Testing, Third Edition," 1999.
- 4) . 進藤章二郎, "低速風洞実験法," 1992.

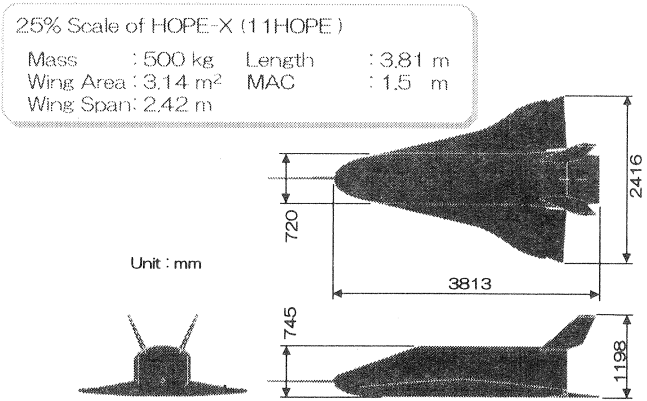


図 2 : 実機諸元

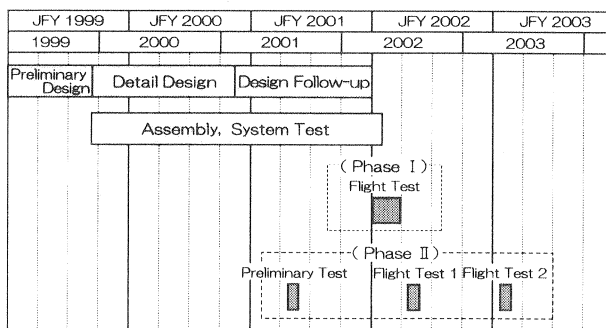


図 1 : 開発日程

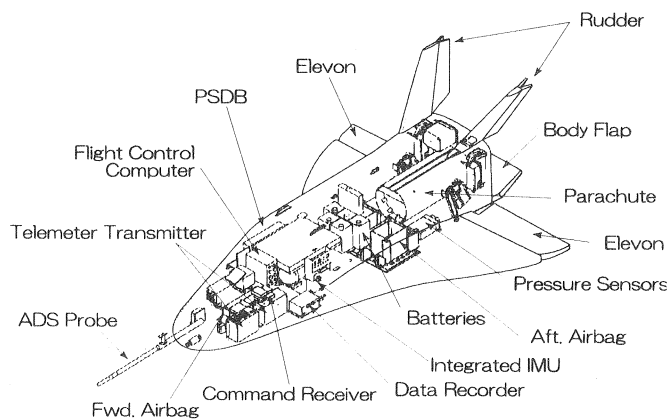


図 3 : 実験機の構成

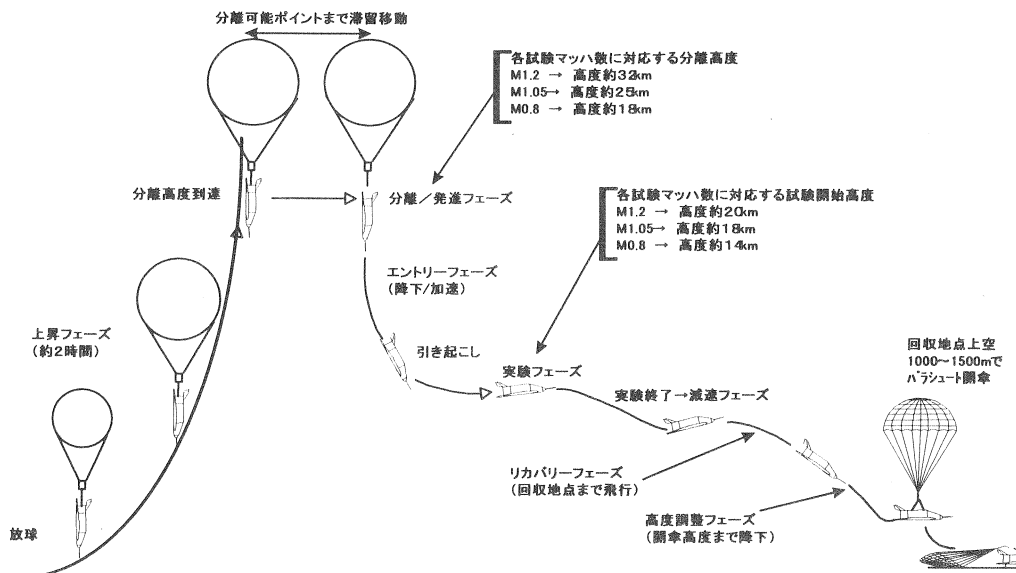


図 4 : HSF Phase II の飛行経路

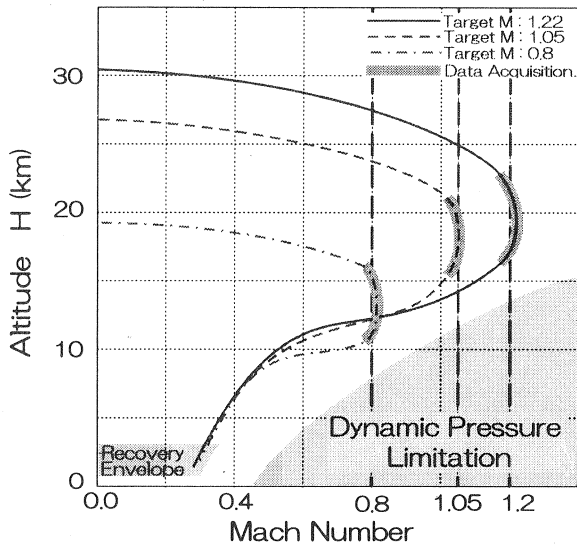


図 5 : フライトパターン

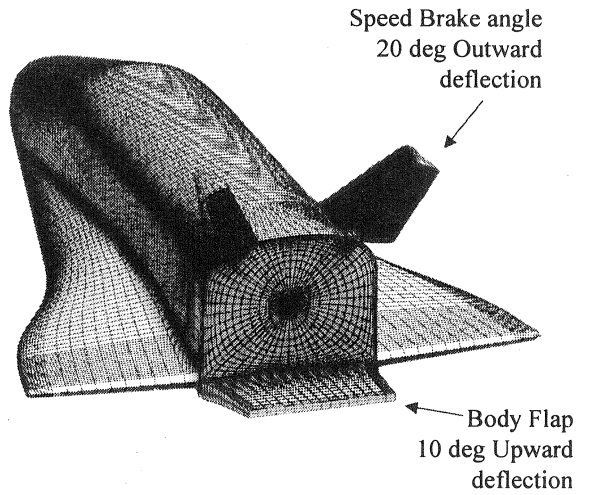


図 7 : HSFD-PhaseII の表面格子

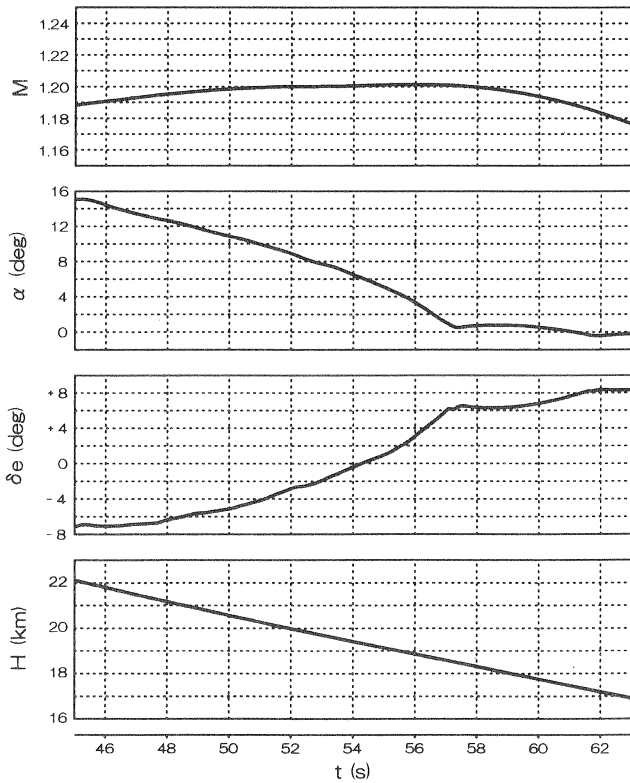
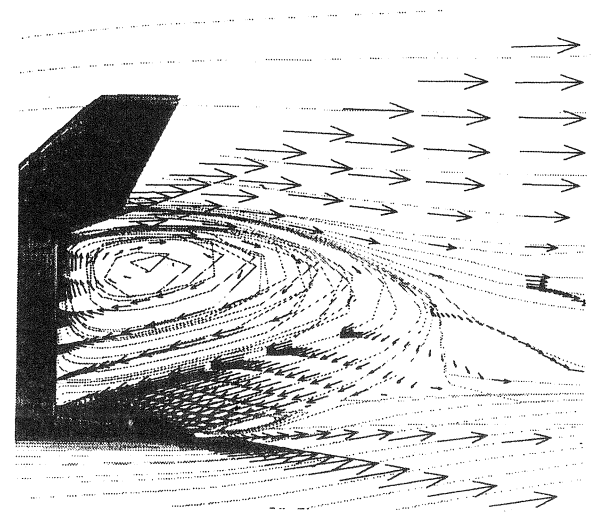
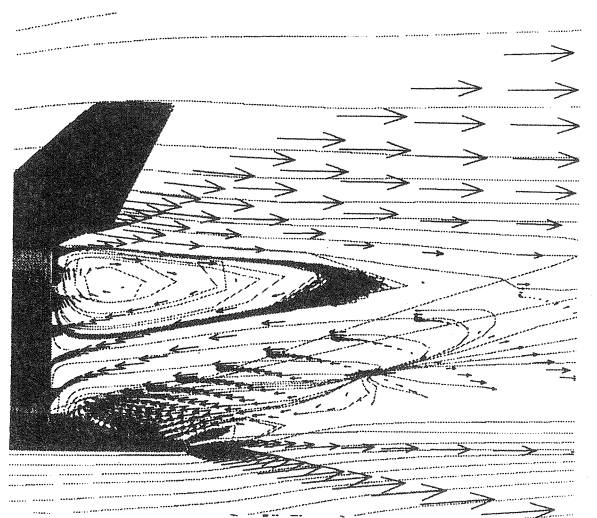


図 6 : データ取得フェーズでの各種履歴 (M=1.2) ¹⁾



(a) M=0.8



(b) M=1.05

図 8 : 11HOPE のベースフローの流線 (at $\alpha = 15^\circ$)

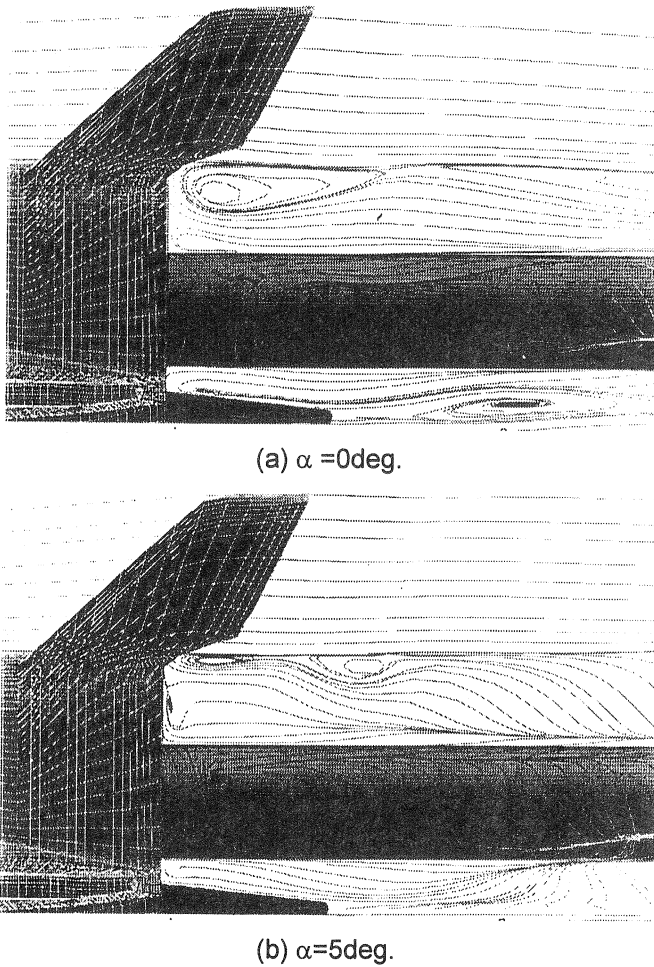


図 9: 直スティング支持を模した 11HOPE のベースプロの流線 ($M=1.1$)

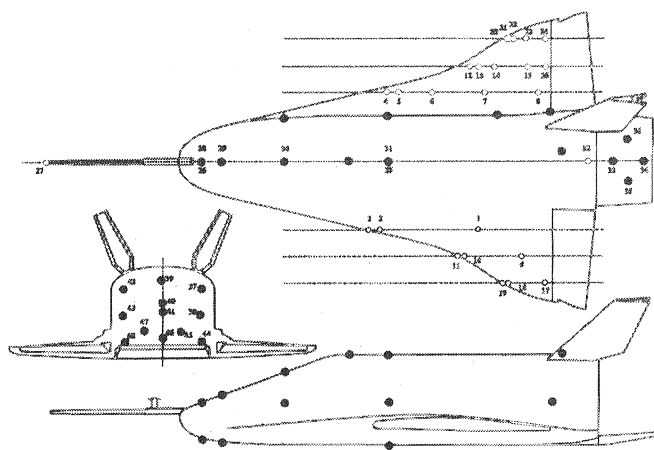


図 10: 圧力孔位置

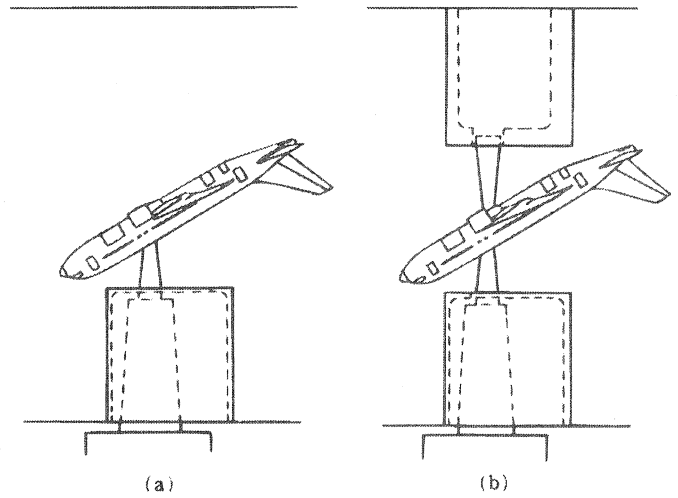


図 11: 鏡像式支柱干渉量測定法

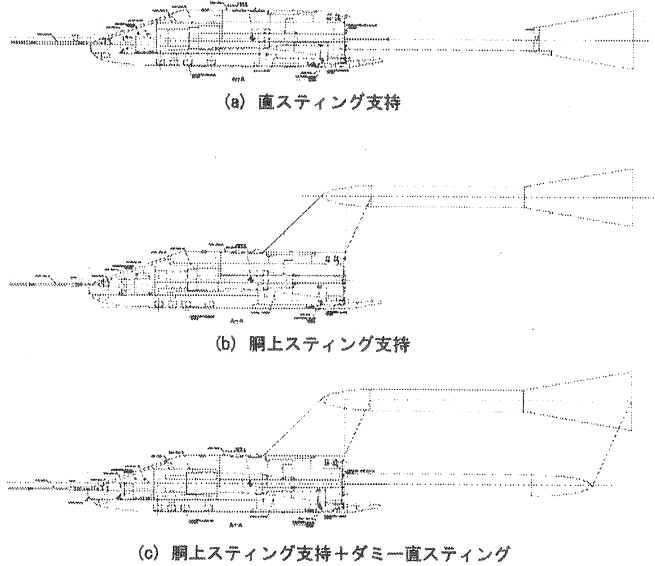


図 12: HSF Phase II における支持干渉評価

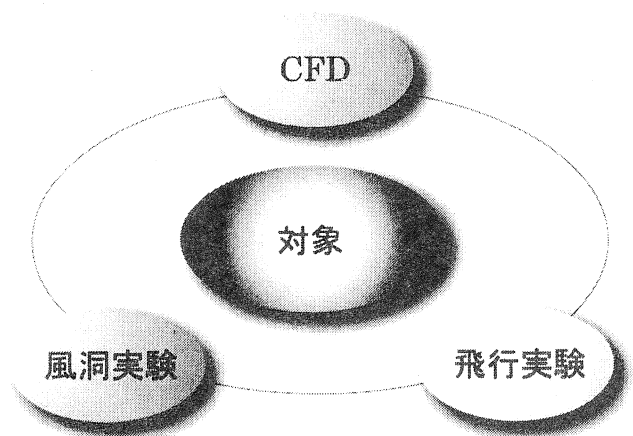


図 13: CFD/EFD の相互補完