

極超音速飛行実験機の衝撃風洞試験*

UDC 533.69:533.6.011.5:629.7.018.1

白水正男*, 渡辺重哉*¹, 山崎 喬*², 伊藤 健*³,
和田安弘*⁴, 永井伸治*⁵, 村上 哲*⁶, 溝端一秀*⁷, 少路宏和*⁸

Wind Tunnel Tests of HYFLEX Vehicles in the NAL Shock Tunnel*

Masao SHIROUZU*¹, Shigeya WATANABE*², Takashi YAMAZAKI*², Takeshi ITO*¹, Yasuhiro WADA*³, Shinji NAGAI*², Akira MURAKAMI*⁴, Kazuhide MIZOBATA*⁵, Hirokazu SHOUJI*⁶

ABSTRACT

A hypersonic flight experiment (HYFLEX), which is one of the flight experiment series prior to the development of HOPE-X, was conducted on February. 12, 1996 as a joint project between NAL and NASDA (National Space Development Agency of Japan). As a part of the conceptual study of HYFLEX by NAL, six-component force tests of two different vehicle types were performed at Mach 10.8 using the NAL Middle Scale Shock Tunnel. One model used delta wings (HRV02) and the other had the so-called lifting body configuration (HRV03), both of which were assumed to be launched by a two-stage version of the J-I launcher of NASDA. The results of the present test were used in the trade-off study of the vehicle's configuration. The results were also compared with numerical prediction using Newtonian flow assumption and Prandtle-Meyer expansion in order to estimate the accuracy of such a method; this method was employed in the determination of the base-line configuration for preliminary design of HYFLEX.

Key words: HYFLEX, hypersonic flight experiment, shock tunnel test

概 要

HOPE(H-II ロケット打上げ型有翼回収機)の研究開発の一環として、平成8年2月に極超音速飛行実験(HYFLEX)が行われた。HYFLEX計画の初期において飛行実験及び実験機についてケーススタディ的に行われた研究の一環として、航技研中型衝撃風洞(M10.8)で実施した衝撃風洞試験結果をまとめたものである。風試は、2段式J-Iロケットの先端に露出して搭載されることを想定したデルタ翼をもつ有翼形状及び同ロケットの衛星フェアリング内に搭載されることを想定したリフティングボディ形状について、複数の形態に対して実施した。本試験の目的は、基本形状等の空力特性を調べる他、形状変化の効果、ニュートニアン理論による空力特性推算の精度及び粘性干渉効果についての知見を得ることである。この試験で得られた空力特性に関する知見及びニュートニアン理論によりこの種の機体について空力特性の推算が可能であるという結論に基づき、HYFLEXの開発のベースラインとなる形状設計が行われた。

* 平成8年11月20日 受付 (received on 20 November 1996)
*1 新型航空機研究グループ (Advanced Aircraft Research Group)
*2 空気力学部 (Aerodynamics Division)
*3 元数理解析部 (formerly Computational Sciences Division)
*4 原動機部 (Aeroengine Division)
*5 東北大学工学部 (Faculty of Engineering, Tohoku University)
*6 機体部 (Airframe Division)

1. はじめに

HOPE-X(往還技術試験機)の開発に先だていくつかの飛行実験が行われた。本資料はそのうち極超音速飛行実験(HYFLEX: Hypersonic Flight Experiment)の計画の初期にケーススタディ的な研究の一環として行われた衝撃風洞試験結果をまとめたものである。

極超音速飛行実験の必要性を重視していた筆者らの一部は、平成2年度に、航技研内の他の研究者と共に有翼極超音速実験機検討会を発足させた。この検討会は、その活動対象をHYFLEXのみに限定したのではなく、極超音速飛行実験一般について調査、解析、ケーススタディ等を実施することを目的としたものであったが、ケーススタディを実施する際の前提として、最も現実的な想定であるHYFLEXを事実上のターゲットとして具体的な作業を進めた。

ケーススタディでは、まずTR-X、すなわちTR-IAの1段目と新規開発の2段目を組み合わせた2段式ロケットで打ち上げることを想定した極超音速実験機¹⁾(HRV01というコード名で呼んだ。以下HRV**-***は形状を表すコード名である)についての検討を行った。その後、宇宙開発事業団でJ-Iロケットが開発されることとなり、検討会のケーススタディの対象も、より打ち上げ能力が大きなJ-Iロケットで打ち上げられる実験機に変更された。

J-IロケットはJ-IIロケットの固体ブースタを改修して

1段目とし、2,3段目に文部省宇宙科学研究所のM3S-IIロケットの2,3段目を用いた3段式の小型衛星打上げ用ロケットである。極超音速実験機の打ち上げでは、軌道速度に達することよりも打ち上げ重量などを大きくとることが重要となるため、J-Iロケットのうち1段目及び2段目のみを用いる形態(以下、2段式J-Iロケットと呼ぶ)での打ち上げを前提とした。本資料は、J-Iロケットで打ち上げることを前提とした2つの実験機タイプ、すなわち、J-Iロケットの先端に露出して打ち上げることを想定した有翼タイプ(HRV02)及び同ロケットの衛星フェアリング内に搭載して打ち上げることを想定したリフティングボディタイプ(HRV03)について、ケーススタディの一環として行った衝撃風洞試験結果をまとめたものである。

本風洞試験の主な目的は、以下の通りである。

- 飛行実験計画の基礎となる空力特性データを取得すること。
- 形状トレードオフのための形状と空力特性の関係についてのデータを取得すること。
- このような形状の機体に対するニュートニアン流理論に基づく空力特性推定の有効性を調べ、ニュートニアン流理論で推定した空力特性に対する必要な補正の大きさ等を見積もること。
- 粘性干渉効果についてその大きさを調べること。

なお、HOPE 極超音速実験機(HYFLEX)は、J-Iロケットの試験1号機で打ち上げることが決定され、試験1号機

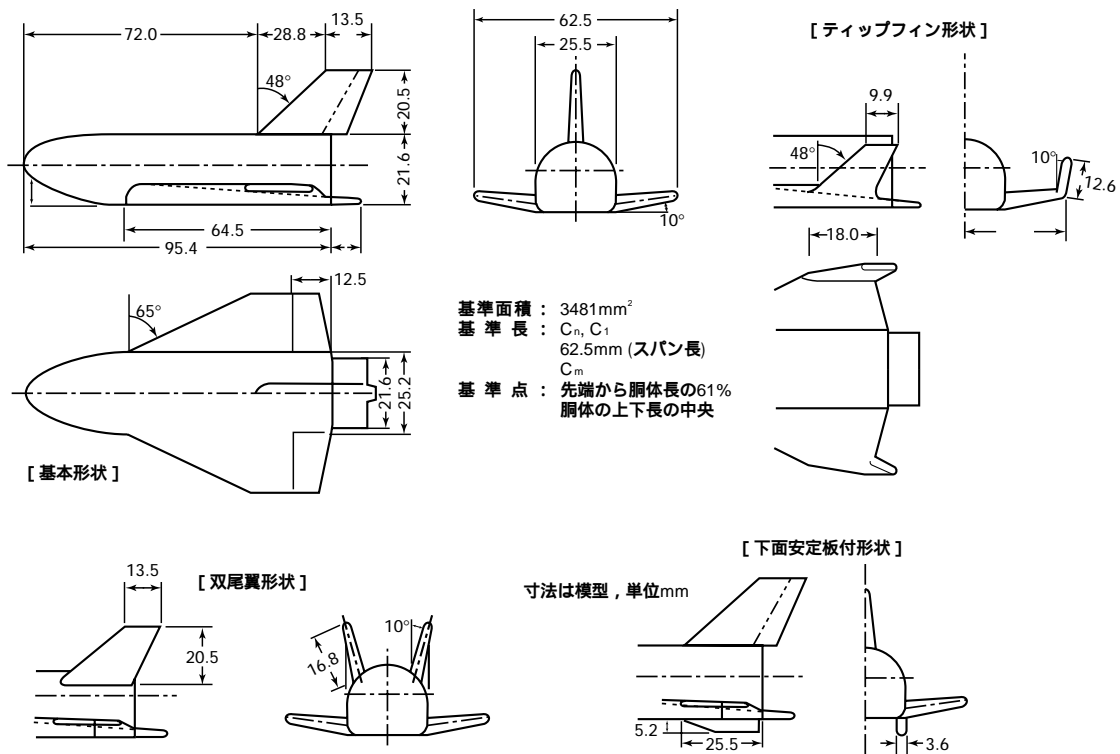


図1 有翼形状 (HRV02-210 形状および派生型形状)

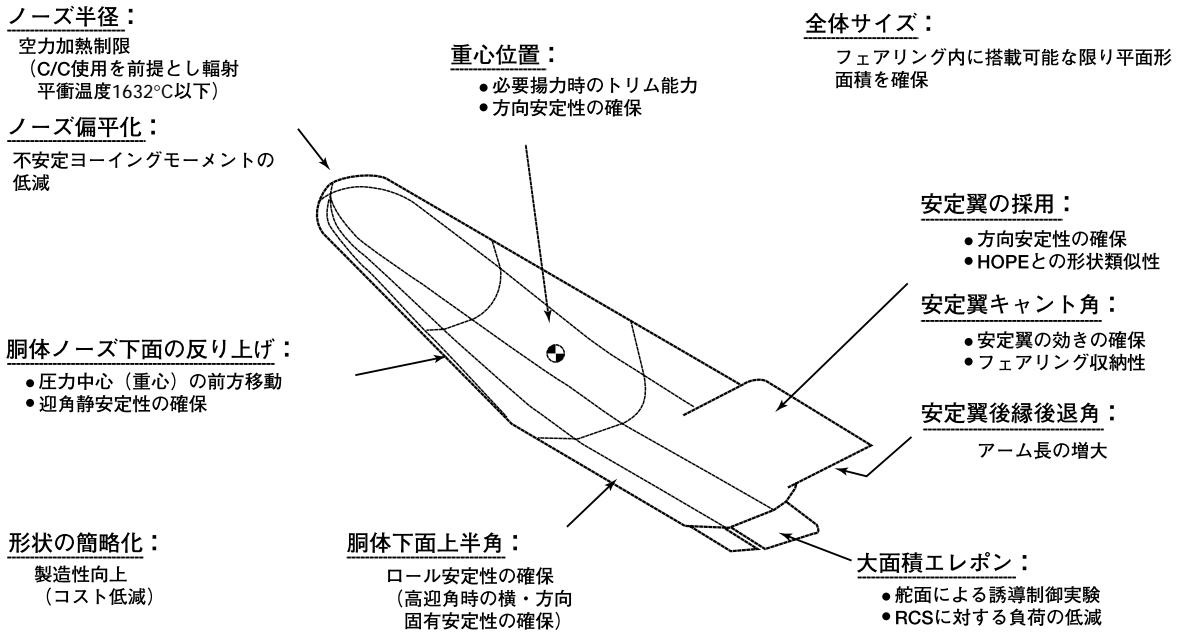


図2 リフティングボディ形状設計において考慮した主な点

であることなどから、実験機を衛星フェアリング内に搭載することとなった。これを受け、その後の開発はリフティングボディタイプをベースに進められた²⁾。このような事情から、以下の結果解析等において、両形態についての解析の深度等には差がある。

なお、本風洞試験の分担は概ね次の通りである。

- 実験機形状設計：渡辺重哉，村上哲，伊藤健
 風洞試験計画：白水正男，渡辺重哉，山崎喬
 模型，天秤製作：白水正男
 試験実施：山崎喬，白水正男，伊藤健，渡辺重哉，
 和田安弘，永井伸治，溝端一秀，少路宏和
 ニュートン法による空力特性推算：村上哲，伊藤健，渡辺重哉
 結果解析，執筆：白水正男，渡辺重哉

2. 実験機形状について

実験機の形状は、飛行経路解析などに基づいて選定されているが、その内容について詳しく報告することは本稿の目的ではないため、簡単に述べるに留める。

有翼タイプ(HRV02)は、2段式J-Iロケットの先端部に露出して取り付けられることを想定した形状であり、飛行実験の目的は一般的な有翼極超音速飛行に関する基礎技術の取得であると設定したものである³⁾。このことから、実験機はいわゆるHOPE相似形ではなく、一般的な有翼極超音速機の特徴を備えつつ、なるべくコスト低減を図るため極力単純な形にするという基本方針で設計された。また、再使用型の熱防護系の使用を前提とした空力加熱条件に適合することとした。

今回風試を実施したHRV02-210(基本形状)の形状を図

1に示した。形状単純化として、まず胴体断面は球面のノーズと一定断面形状の後部胴体を滑らかな曲線で接続している。後部胴体断面はタイル装着等の容易さを考慮し直線及び円弧で構成されている。主翼は後退角65°のクロップド・デルタ翼である。この実験機は極超～超音速領域のみの姿勢制御飛行を想定し、低超音速以下の速度域ではパラシュート等の手段を用いて減速することとし、主翼の上下面はいずれも平面とした。安定翼形式も単純化の観点から単尾翼をノミナルとした。

HRV02-210は、仮定した実験機重量1500kgに対してJ-Iロケットの能力を最大限用いて得られる速度5.81km/s、高度70.3kmで2段目から分離されると仮定したものである。ただし、この分離条件はJ-Iロケットの推力プロファイルのみから推定したものであり、J-Iロケットの制御能力や各種制約は考慮されていない。想定した実験機の寸法等は、分離条件とした高度70.3km、対地速度5.81km/sにおいて、迎角35°で約合飛行が可能ないように揚力面荷重を設定し、主翼面積を10.745m²とした。また、カーボン/カーボン材の使用が可能ないように、その条件下での加熱率が輻射平衡温度1632(輻射率0.7)に相当するようにノーズ淀み点及び翼前縁(曲率半径が最小であるティップ側)の半径を選定した。解析の基準となる重心位置は、ノーズから胴体全長の61.0%、胴体高さの50.0%位置に設定した。重心位置は、姿勢のトリム性の予測に基づいて設定した基準位置であり、詳細な姿勢制御性の検討や重量解析等に基づいて設定されたものではない。

大迎角での姿勢安定性のため主翼は上反角をもつが、その大きさである10°は具体的な姿勢制御解析等に基づいて

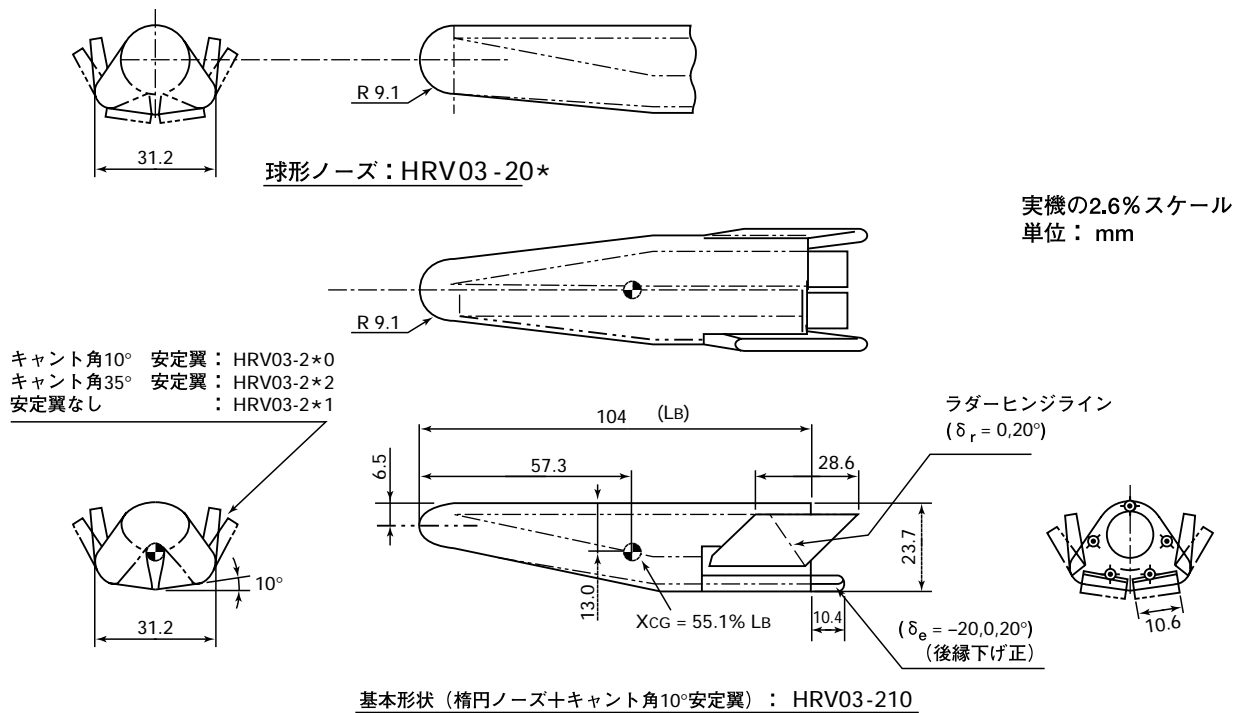


図3 リフティングボディ形状 (HRV03-210 形状および派生形状)

決められたものではない。姿勢制御用の空力舵面としては、主翼に一对のエレポン、胴体後端にボディフラップ、垂直安定板にラダーという一般的な配置である。蛇面の面積も姿勢制御性に関する具体的な検討に基づいたものではない。

一方、リフティングボディタイプ (HRV03) の実験機は、2段階式 J-1 ロケットの衛星フェアリング内に搭載されることを想定したものである。フェアリング内径が約 1.4m であるため有翼形状を成立させることは事実上不可能であることなど、ロケット先端に露出して搭載される場合に比べて形状設計の自由度は小さい。このことから、リフティングボディを用いた飛行実験の場合は、揚力体の極超音速飛行に関する基礎技術の取得を飛行実験の主目的であると設定し、揚力体としての要件を極力満たすことを基本方針として設計した。

すなわち、空力舵面を用いて大迎角に姿勢制御し、バンクコントロールを主体として経路変更を行うとし、熱防護系は有翼タイプと同様に再使用可能な熱防護系で対応可能な範囲に空力加熱を抑えることができる機体とした。このため、大迎角における固有安定性及び姿勢制御性を維持しつつ、フェアリング内搭載の制約の下で極力大きな揚力面積を確保することが形状設計の最大のポイントである。さらに、実機製造コスト低減等を考慮し極力簡単な形状とする方針などは有翼タイプと共通である。リフティングボディ形状設計時に考慮した主な点を図2にまとめた。

HRV03-210(基本形状)の形状は、図3に示すように、フェアリングの内側包絡線と類似の平面形を持ち、姿勢制

御用の空力舵面として一对のエレポンを胴体下面後端に持つ。大迎角での横・方向系の固有安定性を考慮して下面は 10° の上反角を与えられ、熱防護系の簡素化等を考慮した三角形に近い断面形を基本とする。有翼タイプと同様に、極超～超音速領域のみの制御飛行を想定し、低超音速以下の速度域ではパラシュート等の手段を用いて減速することとしている。

リフティングボディタイプの場合の基準経路は、フェアリング開頭のための動圧制約などを考慮して、アポジ高度を 110km と想定した。(この高度は、最終的な HYFLEX の投入経路の高度と同一であるが、偶然の一致にすぎない。)このため、分離後しばらくは釣り合い飛行ができず、また速度も軌道速度より小さいため遠心力も自重に比べて小さいため動圧が高くなるまでに経路角の絶対値が大きくなりすぎ、この結果として空力加熱率の時間履歴にピークが生じる。このピークにおける加熱率が機体設計の評定になる。上記条件で分離された後の3次元飛行シミュレーションに基づき、機体の揚力面荷重、カーボン/カーボン材の使用が可能なノーズ半径等を考慮して分離速度を 5.35km/s と想定した。この分離条件に対し、実機の寸法はほぼフェアリング一杯の胴体全長 4.0m とし、重量は 639kg と想定した。揚力を極力大きくするため約 45° の迎角をノミナルとし、重心位置はノーズ先端から胴体全長の 55.1%、胴体上端から胴体高さの 55.0% 位置(基本形状の場合)に設定した。有翼タイプ同様に、この位置は風試結果に基づく姿勢のトリム性予測に基づいて基準点として設定した位置であり、詳細な姿勢制御性の検討や重量解析等に基づいて設定されたものではない。

3. 試験概要

3.1 模型

風試模型は次の形態を用意した。

有翼タイプは、ノミナル形状(HRV02-210)の他、方向安定性等の比較検討のため、双尾翼模型(HRV02-211)、ティップフィン模型(HRV03-212)、さらに実用往還機では着陸時の尻擦角等の関係で必ずしも現実的ではないが、大迎角時の方向安定への寄与が大きいと予想される下面安定板付模型(HRV03-213)を用意した。また、エレボン舵角、ポディフラップ舵角、ラダー舵角(単尾翼のみ)が変更できるようになっている。

リフティングボディタイプは、ノーズが横長の回転楕円体でキャント角 10°の左右一対の安定翼がついた形状(HRV03-210)をベースに、球形のノーズを有するもの(HRV03-20*)や安定翼がないもの(HRV03-2*1)や安定翼のキャント角が 35°のもの(HRV03-2*2)についても用意した。このキャント角 35°の安定翼付の機体は、衛星フェアリングを飛び出してしまうため、折り畳んで搭載し衛星フェアリング開頭後に展開することを想定したものである。また、エレボン舵角、ラダー舵角(キャント角 10°の安定翼のみ)が変更できるようになっている。

風試模型のバリエーションを考えるに際し、有翼タイプについては、安定翼の形式を含めたより広い範囲での形状選定のための基礎データ取得を目指し、リフティングボディタイプに関しては、ノーズ形状、安定翼の有無及び取付角等について最適化のための資料を得ることとした。バリエーションに対するこの考え方の違いは、有翼タイプと

リフティングボディタイプの風洞試験の実施時期の違いに関係している。すなわち、前者はまだ HYFLEX 計画の実施時期等について具体化する前に実施されたものであり、後者は平成 7 年度に J-1 ロケットのフェアリング内搭載で実施という可能性が高まった時点で、その基本形状を選定する必要があるという状況で急速実施したものである。

模型スケールは、両実験機とも、航技研中型衝撃風洞で M10.8 ノズルで試験可能(迎角 50°以下)な範囲でほぼ最大の大きさに相当する 95.4mm(有翼タイプ:胴体全長)及び 104mm(リフティングボディタイプ:胴体全長)であり、これは想定した実機のそれぞれ 1.8%及び 2.6%模型に相当する。模型外形をそれぞれ図 1, 3 に、寸法、基準量等を表 1 にまとめた。ここで注意すべき点は、有翼形状(HRV02)については、重心位置を 61%共通として解析したが、リフティングボディ形状(HRV03)については、形態により基準となる重心位置が異なる。風試結果の解析においてはいくつかの考え方があがるが、本資料ではより実際の設計時の評価に近いという観点から、形状により重心位置を変化させた。これは、形状により揚力係数の大きさが変化し、同一の重量で釣り合い飛行できる迎角が形状に依存し、同時にその迎角でトリムできる重心位置も形状に依存するため、そのような重心位置を基準に評価するのが適切であるという考え方に立つものである。なお、有翼形状に関しては本試験の形状変化の範囲では揚力係数やトリム重心位置がほとんど変化しないため、形状に依存せず基準位置を固定とした。

天秤のところで詳しく述べるように、天秤による計測技

表 1 基準量等

| 模 型 | | HRV02 | HRV03 |
|------|---------------------------------|-----------------------------|--|
| 縮 尺 | | 1.8% | 2.6% |
| 基準面積 | | 3,481mm ² (主翼面積) | 2,748mm ² (胴体平面形面積) |
| 基準長 | C _m | 64.2mm(平均空力翼弦長) | 104.0mm(胴体長) |
| | C _n , C _l | 62.5mm(スパン長) | 31.2mm(胴体幅) |
| 基準点 | 前後 | 先端から胴体長の61% | 先端から胴体長の * 55.1%(HRV03-210) 54.0%(HRV03-211) 55.2%(HRV03-212) 58.0%(HRV03-201) |
| | 上下 | 胴体高さの中央 | 上端から胴体高さの55.0% |
| | 左右 | 左右対称面 | 左右対称面 |

* システム要求 C_L=0.61を発生する迎角でエレボン舵角0°でトリム可能なように基準点(重心位置)を定めた。

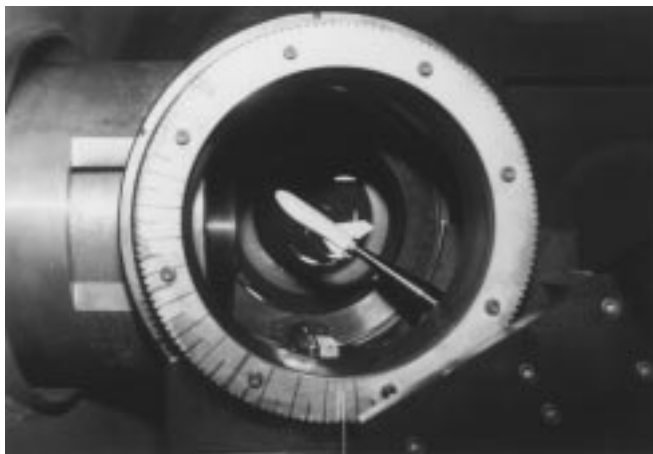


図 4 - 1 模型設置状況 (HRV02 試験)



図 4 - 2 模型設置状況 (HRV03 試験)

術上、模型は極力軽量化する必要がある。このことから、NAL 衝撃風洞用としては初めて CFRP を主体とした模型を製作した。模型重量は天秤取付のための金属部を含め、両タイプとも約 30g である。製作された有翼タイプ模型の一部に強度不足があり、試験の繰り返しによりクラックが生じたため試験途中に必要な補強を行ったが、基本的に必要な強度及び精度を有し、従来の木製模型に比して大型化した場合の重量増が抑えられることや、湿度等の影響が小さいことから、衝撃風洞力試験用模型として優れていることが確認された。風洞測定部に有翼タイプおよびリフティングボディタイプの模型を取り付けた写真を図 4 - 1 ~ 2 に示す。

3.2 試験装置

既に述べたように、風洞試験は航技研中型衝撃風洞⁴⁾で実施した。ノズルは公称マッハ数 10.8 のコントロールノズルで出口直径は 217mm である。風洞は Q U I C 法で運転された。設定条件は表 2 にまとめた。この設定条件は、気流持続時間を確保し、かつ気流液化が起こらないことが確実にであることを重視して選定したもので、ノミナル気流条件($P_0 = 3.9\text{MPa}$)の場合、想定される実飛行の Re 数より一桁程度小さくなっている。

すでに述べたように、極超音速大迎角飛行における形状評価においては横・方向の空力特性把握が重要な点のひとつである。このことから、新たに衝撃風洞用の六分力天秤を製作した。Q U I C 法と呼ばれる比較的気流持続時間が

長い運転法を用いている場合でも、今回の試験の設定における試験可能な気流持続時間は 50ms 程度である。この間に内装式天秤で力計測試験を精度よく行うためには、天秤 - 模型系の固有振動数を極力高める必要がある。このことから、天秤は、模型 - 天秤系の固有振動数を高めるため計測時の負荷に比べて数倍以上の定格を持ついわゆる「剛」な天秤とした。一方、一般的な使用を考えた場合、比較的細い胴体を有する模型の試験にも対応できるように外径はなるべく細いことが望ましい。今回製作した天秤は外径を 13mm とし、その範囲で極力「剛」となるよう表 3 のように定格を設定した。このように、「剛」であることを天秤設計の要求として最優先にしたため、一般的に望ましくない性質とされる要素間の干渉が大きくなることは許容することとし(定格負荷時の干渉量は、最大で、干渉を受ける側の分力の定格の 15% 程度に達している)、その対策としていわゆる 2 次までの複合干渉補正を行うこととした。この結果、干渉補正後の出力は、定格負荷に対し 0.1% 以下(標準偏差)に補正されている。

シュリーレン写真は、有翼タイプのいくつかのケースに対して参考的に撮影した。衝撃風洞では気流密度が低いいため質のよいシュリーレン写真を得るのは必ずしも容易ではなく、ボディフラップ周りの衝撃波の状況等の把握は困難であった。

3.3 試験ケース

有翼タイプの風洞試験は平成 4 年 3 ~ 4 月に、リフティ

表 2 風洞設定条件 (ノミナル値)

| | | | |
|--------------------|------------------------------------|------------------------------------|------------------------------------|
| 気流マッハ数 | 10.8 | | |
| 風洞淀み点圧力 | 3.9MPa (40kgf/cm ²) | 2.0MPa (20kgf/cm ²) | 1.0MPa (10kgf/cm ²) |
| | 基本条件 | 粘性干渉効果試験ケース | |
| 気流 Re 数 (/ cm) | 1.2×10^4 | 0.62×10^4 | 0.31×10^4 |

表3 使用した天秤

| 形 式 | | LMC-6522-S11-6451 (日章電機製) | |
|---------|-------|---------------------------|--------------|
| 定 格 負 荷 | F_x | 39.2 N | (4 kgf) |
| | F_y | 49.0 N | (5 kgf) |
| | F_z | 117.6 N | (12 kgf) |
| | M_x | 1.47 N・m | (0.15 kgf・m) |
| | M_y | 2.94 N・m | (0.30 kgf・m) |
| | M_z | 1.47 N・m | (0.15 kgf・m) |

ングボディタイプは同8月に実施した。

今回の衝撃風洞試験では、次の3つの観点からデータを取得すべくケースを設定した。

基本形状について基本六分力特性及び舵面の効きを調べること

双尾翼、ティップフィン、下面安定板等(有翼タイプ)及びノーズ形状や安定翼(リフティングボディタイプ)の空力特性、特に方向安定性への寄与の差を調べること

粘性干渉効果を調べること

具体的な試験ケースを表4にまとめた。横・方向の空力微係数取得のために $\beta = 0^\circ$ 及び 5° で試験を行い、その範囲で空力係数が β に比例すると仮定して、両者の差分から微係数を算出した。エルロン効き、ラダー効きについても同様の方法を使った。

表4 風洞試験ケース

[HRV02]

| ケース | β | | 粘性干渉効果試験 |
|---|-----------|-----------|---|
| | 0° | 5° | |
| 基本形状 | ○ | ○ | ○(全迎角) |
| ティップフィン付 | ○ | ○ | - |
| 胴体+主翼のみ | ○ | ○ | - |
| 双尾翼付 | ○ | ○ | - |
| 下面安定板付 | ○ | ○ | ○($\alpha = 0^\circ, 20^\circ, 40^\circ$ のみ) |
| ホータップラフ: $-20^\circ, +10^\circ$ | ○ | - | ○($\alpha = 0^\circ, 20^\circ, 40^\circ$ のみ) |
| エレベーン: $-20^\circ, +20^\circ, \pm 20^\circ$ | ○ | - | ○($\alpha = 0^\circ, 20^\circ, 40^\circ$ のみ) |
| ラダー: $+20^\circ$ | ○ | - | - |

試験迎角: $\alpha = 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ, 25^\circ, 30^\circ, 35^\circ, 40^\circ, 45^\circ$

[HRV03]

| ケース | β | | 粘性干渉効果試験 |
|---|-----------|-----------|----------|
| | 0° | 5° | |
| 基本形状 | ○ | ○ | ○(全迎角) |
| 安定翼キョウ角 35° | ○ | ○ | - |
| 安定翼なし | ○ | ○ | - |
| 球ノーズ | ○ | ○ | - |
| エレベーン: $-20^\circ, +20^\circ, \pm 20^\circ$ | ○ | - | - |
| ラダー: $+20^\circ$ (左舷) | ○ | - | - |

試験迎角: $\alpha = 0^\circ, 10^\circ, 20^\circ, 25^\circ, 30^\circ, 35^\circ, 40^\circ, 45^\circ, 50^\circ$

4. 風洞試験結果

4.1 有翼タイプ (HRV02)

(1) 揚力, 抗力特性

まず、基本形状(HRV02-210、各舵角 = 0°)に対する揚力係数 C_L 、抵抗係数 C_D 及び揚抗比 L/D を迎角 α の関数として図5に示した。設計点である迎角 30° における C_L は約 0.52 であり、設計に用いたニュートニアン理論による簡易推算結果 0.47 に比べてやや大きくなっているが条件の設定には余裕があり機体の成立性への影響はない。

最大揚抗比 L/D_{max} は HOPE やスペースシャトル⁵⁾ に比べてやや小さくなっているが、これは相対的に曲率半径が大きなノーズによるものと考えられる。実用往還機にとって L/D が大きいことはクロスレンジ能力を増大するという観点から望ましい特性であるが、本実験機に関してはクロスレンジ能力に関して要求は特になく、また、ダウンレンジはテレメータデータ取得、機体回収等の観点からむしろ短い方が望ましい面もあり、 L/D が小さいことは特に欠点ではない。

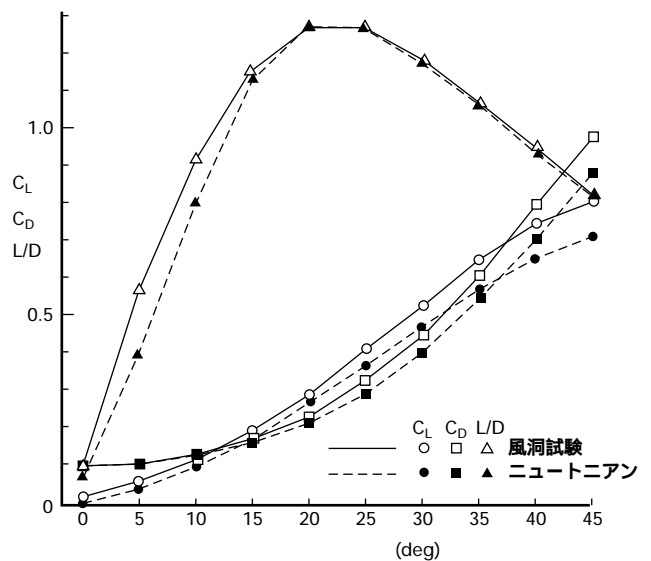


図5 $C_D, C_L, L/D$ - (HRV02-210)

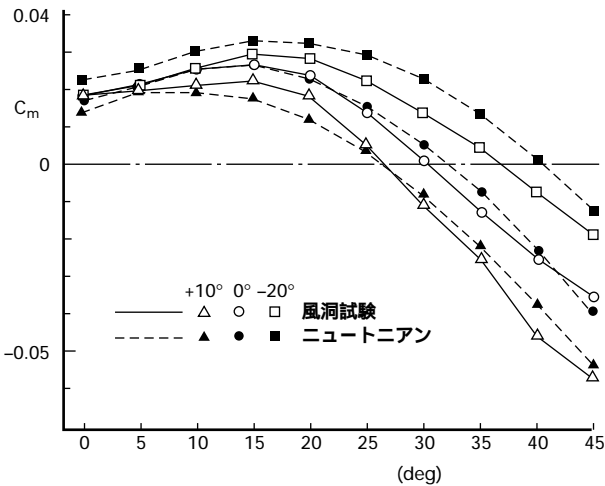


図6 C_m - (HRV02-210)

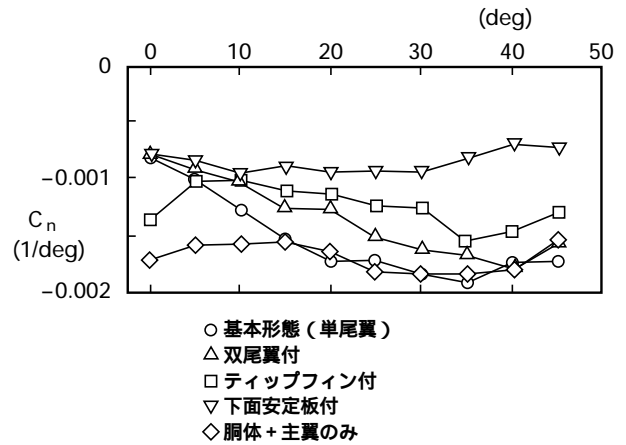


図8 C_n - (HRV02: 安定翼形態効果)

ニュートニアンによる推算の誤差は(特に迎角が大きい領域では)揚力, 抗力に同程度現れており, 結果としてL/Dの推定精度は良い。

(2) 縦トリム特性

縦の安定性及びトリム特性に関して, 図6に3種のボディフラップ角 α_{bf} に対するピッチングモーメント係数 C_m を α の関数として示した。 $\alpha_{bf} = 0^\circ$ では, ほぼ設計点である $\alpha = 30^\circ$ でトリム可能である。また, その点での C_m のカーブの勾配は十分右下がりであり, 縦の静安定は十分強いことがわかる。これは, 胴体下面前方の反り上げによる効果である。ボディフラップを $20^\circ < \alpha_{bf} < 10^\circ$ の範囲で使用した場合のトリム範囲は, 重心位置がモーメント基準点である 61% の場合は $27^\circ < \alpha < 37^\circ$ である。

エレボンをエレベータとして用いた場合の空力特性を図7に示した。ボディフラップよりエレボン(2枚)の方が

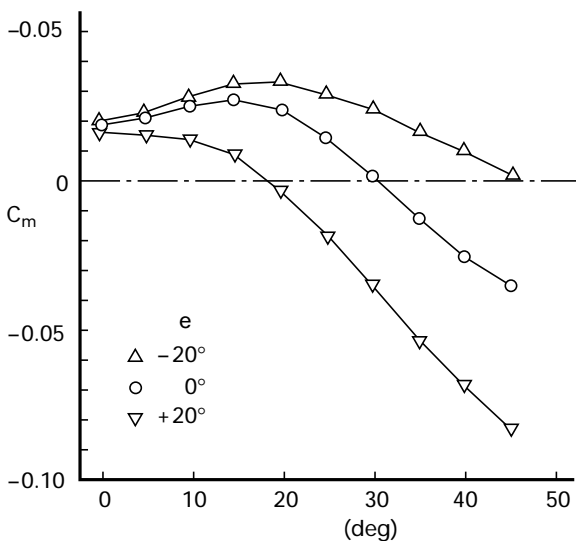


図7 C_m - (HRV02: エレベータ効果)

面積が大きいため, ピッチングモーメントへの効果は, ボディフラップより大きい。縦の姿勢制御における, ボディフラップとエレベータの使用については, いくつかの考え方があがるが, 必要ならば両者を併用することによりトリム可能範囲は2倍程度に拡大する。

(3) 横・方向の空力特性

方向安定に関して, 安定翼の形態に対するヨーイングモーメント係数傾斜 C_n を図8に比較した。この図において, 胴体+主翼形態の C_n との差がそれぞれの安定翼の寄与であるということが出来るが, 今回設定した単尾翼, 双尾翼, ティップフィンについては, 迎角の増大とともに効きが減少する傾向がある。単尾翼では $\alpha > 15^\circ$ 程度から胴体+主翼と差がなくなっているが, これは尾翼が胴体の後流の中に入ってしまうためと考えられ, 同様に, 双尾翼, ティップフィンの順で効きが小さくなるという一般的によく知られている傾向が現れている。一方, 下面安定板は迎角に関わらずほぼ一定の効きを示しているが, 基準点がノーズから 61% であるため十分なアーム長を確保できないこともあり, C_n を安定側(正)にするには至っていない。

極超音速域で大迎角で飛行する再突入機においては, 横・方向系の動的な固有安定性の指標としては C_n やローリングモーメント係数傾斜 C_l 単独ではなく,

$$(C_n)_{dyn} = C_n \cdot \cos \alpha - \frac{I_{zz}}{I_{xx}} C_l \cdot \sin \alpha$$

で与えられる $(C_n)_{dyn}$ で評価することが適当であるとされている⁶⁾。(ここで, I_{xx}, I_{zz} はそれぞれX軸及びZ軸周りの慣性モーメントである。有翼タイプに関する解析では機体各要素の重量を仮定し $I_{zz} / I_{xx} = 5$ とした。)すなわち, $(C_n)_{dyn}$ が正であれば横・方向系は動的に安定であると考えられる。各安定翼形態の $(C_n)_{dyn}$ を図9に比較

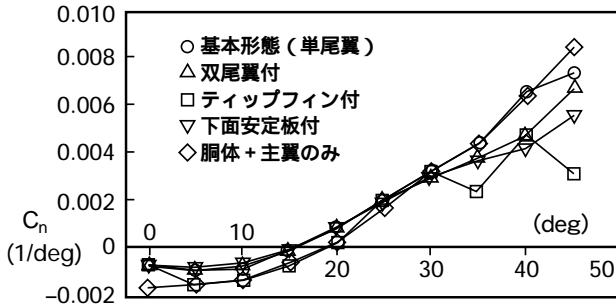


図9 $(C_n)_{dyn}$ - (HRV02: 安定翼形態効果)

したが、すべての形態について $> 20^\circ$ では正の値を示している。これは主として主翼の上反角効果による負の C_{l_i} の寄与によるものであり、今回の風洞試験を行った形態については、胴体+主翼の形態(安定翼のない形態)を含めて、極超音速域においては大迎角時の横・方向の固有安定がある。

舵面による横・方向の姿勢制御性であるが、単尾翼に設けたラダーの効きは非常に小さく、有意な計測結果を得ることができなかった。図8に見られるように、 $> 15^\circ$ では単尾翼自体の空力的寄与がないため、ラダーが効かないことは当然といえる。

大迎角における空力舵面を用いた横・方向の姿勢制御はエレポンをエルロンと使用して(かつヨーRCSを併用して)行うのが通常である。エレポンのエルロンとしての効きを図10に示した。大迎角では C_{l_a} と C_{n_a} の絶対値は

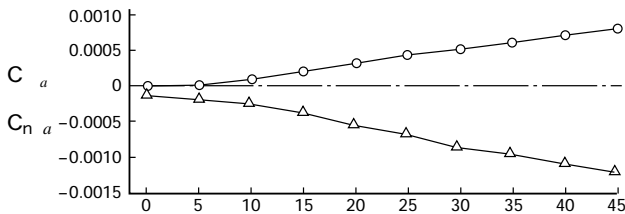


図10 C_{n_a}, C_{l_a} - (HRV02: 安定翼形態効果)

同程度の大きさになることは基本的に避けられないが、今回の模型形状に対して C_{n_a} の絶対値は C_{l_a} の絶対値より4, 5割大きな値を示している。これは、主として、上反角によりローリングモーメントに対するアーム長が相対的に短いためと解釈できる。

この値の姿勢制御上の評価は重心位置に大きく依存するため、概念的な検討である本資料ではこれ以上触れない。

(4) 粘性干渉の縦の特性への影響

粘性干渉効果を図11に示した。よく知られるように軸力係数にその影響が顕著であり、今回の風試範囲では2割程度変化している。ピッチングモーメントについては、粘性干渉パラメータ(近似的に M/\sqrt{Re} を用いた)の値が大きい場合にやや頭上げになる傾向が見られるが、これは物

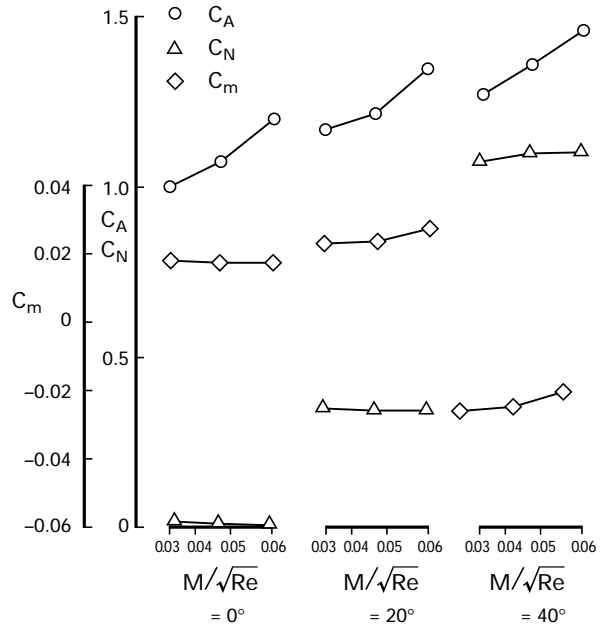


図11 $C_N, C_A, C_m - M/\sqrt{Re}$

理的考察から考えられる傾向と逆であり、精度的に考えて計測誤差であると推定される。

4.2. リフティングボディタイプ(HRV03)

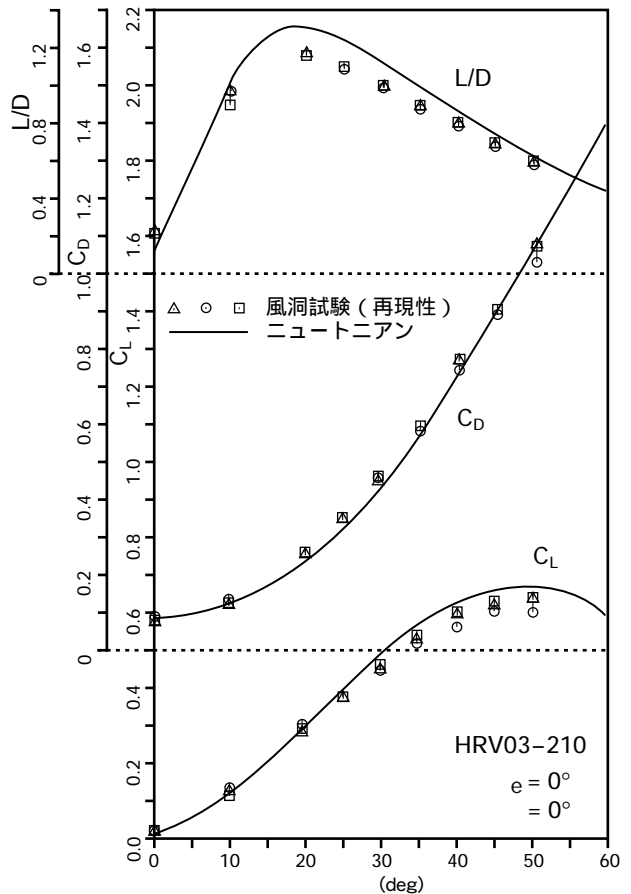


図12 $C_D, C_L, L/D$ - (HRV03-210)

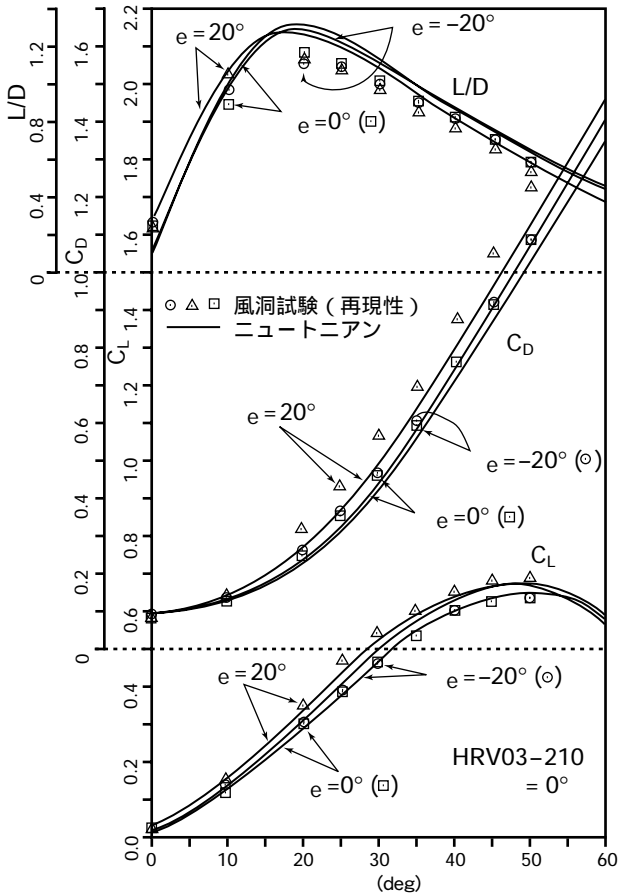


図 13 $C_D, C_L, L/D$ - (HRV03-210:エレボン効果)

(1) 揚力, 抗力特性

基本形状(HRV03-210)のエレボン舵角 $e = 0$ における $C_L, C_D, L/D$ を図 12 に示す。試験データの再現性を確認するため、同一条件の試験を 3 回実施した。3 回の再現性試験におけるばらつきは、最大で C_L, C_D とともに ± 0.02 程度である。また、比較のためニュートン理論による推定値を実線で示した。 C_L は最大値 0.62 を取っており、これは機体成立上の要求である $C_L > 0.61$ に対しほとんど余裕がない。余裕が小さくなったのは、下に述べるように風洞試験値がニュートンによる予測より小さめの結果となったためである。 L/D の最大値は、主翼がないこともあり HRV02 形状より 10% 程度低下しているが、実験機の性質上特段問題とはならない。

ニュートンによる予測は、全般的には風洞試験結果と概ね一致している。迎角 44° 付近では、ニュートンによる予測値は C_D についてはよく一致しているが、 C_L は風洞試験結果よりも 8% 程度大きい。その結果、揚抗比もニュートンによる予測値は風洞試験値よりも若干大きい。ニュートンによる予測と風試の差の傾向が、有翼形状(HRV02)と必ずしも一致していない。この原因については、主翼の有無によることが考えられるが詳細は不明である。

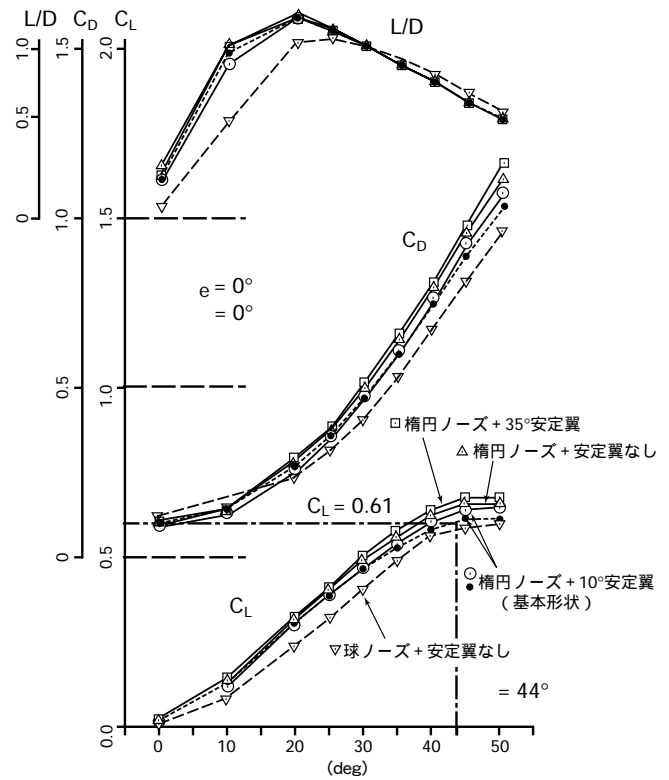


図 14 $C_D, C_L, L/D$ - (HRV03:形状効果)

エレボン舵角(左右同位相の使用)の $C_L, C_D, L/D$ への影響を図 13 に示す。エレボン舵角 e を $-20^\circ, 0^\circ, 20^\circ$ の 3 種類変化させて試験を行った。 $e = 0^\circ$ と -20° では、 C_L と C_D の差は小さいが、舵面を胴体下面の延長よりも下向きに下げた $e = 20^\circ$ の場合には、 $e = 0^\circ, -20^\circ$ の差に比べ C_L, C_D への影響が大きい(迎角 44° で C_L が 6%, C_D が 14% 増)。 L/D_{max} は、 $e = 0^\circ$ の場合が最大となっている。これらの e 変化の効果は、ニュートン理論により定性的には模擬されているが、定量的一致は不十分である。

ノーズ形態及び安定翼形態の変化による $C_L, C_D, L/D$ への影響を図 14 に示す。迎角 30° 以上では、 C_L は、球ノーズ+安定翼なし、楕円ノーズ+キャント 10° 安定翼(基本形状)、楕円ノーズ+安定翼なし、楕円ノーズ+キャント 35° 安定翼の順に大きくなる。形態による C_L の差は、迎角 44° 付近で平均値 $\pm 8\%$ 程度である。各種形態の C_D の大小関係は、 C_L の関係と同じである。形態による C_D の差は、迎角 44° 付近で平均値 $\pm 9\%$ 程度である。迎角 30° 以上では、同じ迎角での揚抗比は形態によらずほぼ同じで有意な差はない。同じ揚力係数($C_L = 0.61$)での揚抗比を比較すると、楕円ノーズ+キャント 35° 安定翼が最大(0.84)で球ノーズ+安定翼なしが最小(0.60)である。球ノーズの場合には、ノーズ部の大きな抗力の影響で揚抗比が低下しているものと考えられる。

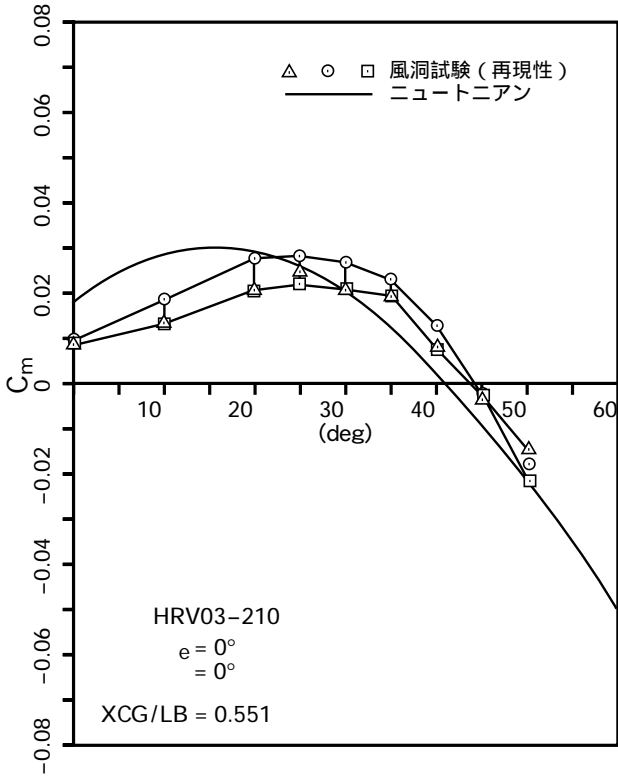


図 15 C_m - (HRV03-210 : エレボン効果)

(2) 縦トリム特性

図 15 に示したピッチングモーメント係数 C_m に見られるように、重心位置が胴体長の 55.1% にある場合には、予定飛行迎角 44° においてエレボン舵角 $e = 0^\circ$ 付近でトリム可能である。また、その迎角付近では、胴体頭部下面の反り上げの効果の寄与もあり C_m は十分負であることから、縦の静安定が確保されていることがわかる。ニュートン理論によるトリム迎角の推定値は 3° 程度風洞試験結果よりも小さい。エレボン舵角と圧力中心位置 X_{cp} の関係を図 16 に整理したが、エレボン舵角範囲を $\pm 20^\circ$ とすると、

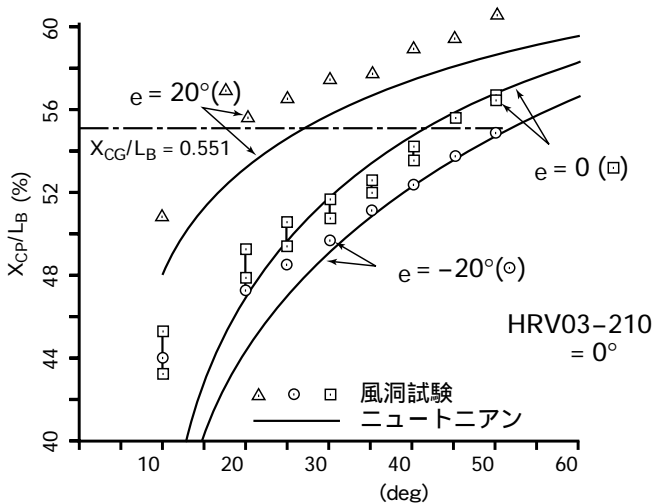


図 16 X_{cp} - (HRV03-210 : エレボン効果)

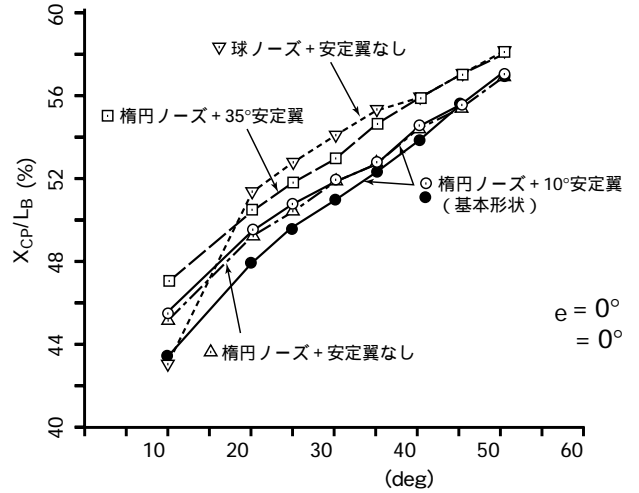


図 17 X_{cp} - (HRV03-210 : 形状効果)

$= 18 \sim 52^\circ$ の広い迎角範囲でトリム飛行が可能であり、十分なエレボン面積を有していることがわかる。

各形態パラメータの圧力中心位置への影響を図 17 に示す。まず、キャント角 10° の安定翼の有無は縦トリム特性にはほとんど影響しないことがわかる。 35° のキャント角を持つ安定翼はその分圧力中心位置を後方に $1 \sim 2\%$ 程度移動させる。球ノーズ形態では、胴体前半の反り上がり角が小さい効果により胴体前半の揚力が小さく、結果として同様に圧力中心位置を $1 \sim 2.5\%$ 程度後方に移動させている。 35° のキャント角の安定翼や球ノーズの場合に見られる重心の後方移動は、重心配置の容易性からは望ましい傾向である。また、どの形態でも迎角の増大に伴い圧力中心位置が後方に移動しており、縦の静安定があることがわかる。

(3) 横・方向の空力特性

基本形状(楕円ノーズ+キャント 10° 安定翼)の横滑角に関する横・方向空力微係数を図 18 に示す。図中の実線は、ニュートン理論による予測値である。 C_Y は負で、迎角増加とともに直線的にわずかに減少(絶対値が増加)する。 C_l は全迎角域で負であり、迎角増大に伴いさらに安定側(負側)に変化する。 C_n は迎角にあまり依存せずほぼ 0 であり、方向安定はほぼ中立であることがわかる。ニュートン理論による予測は C_Y と C_l については良好であるが、 C_n については定性的にも定量的には実験結果と大きく異なる。

各形態の横・方向空力微係数の比較を図 19 に示す。 C_Y の絶対値を見ると、楕円ノーズよりも球ノーズの方が、キャント角 10° よりも 35° の方が大きい。 C_l の絶対値は、球ノーズの場合が他に比べやや小さいが、その他の形態ではその差は小さい。このことは、 C_l については胴体下面の形状(上半角など)の影響が支配的であることを意味する。球ノーズでは胴体前半の反り上がり角が小さいためそ

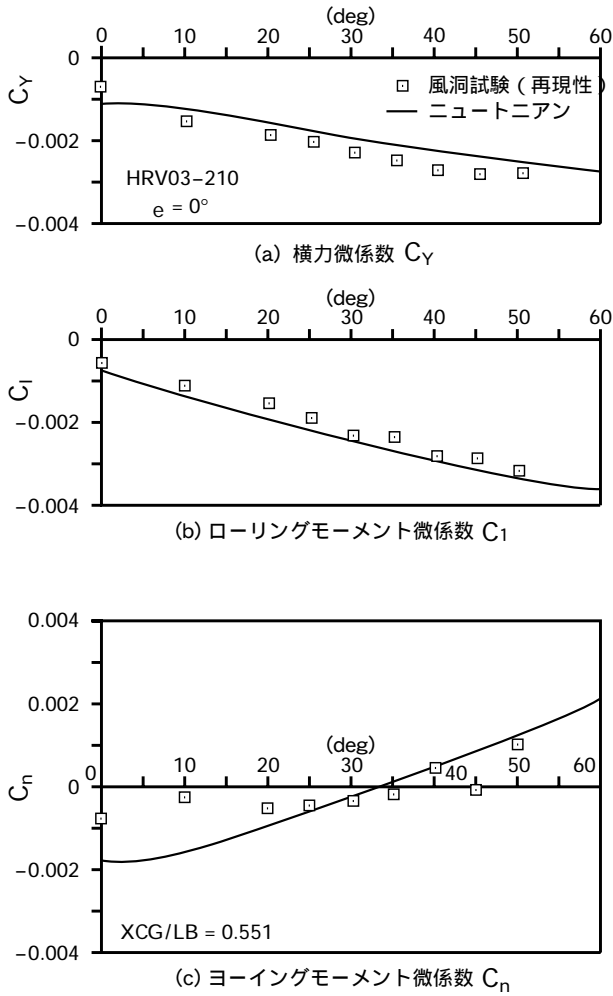


図 18 C_Y, C_l, C_n - (HRV03-210)

の部分の上反角効果が小さいことにより、 C_l の絶対値が小さいものと考えられる。静的な方向安定を表す C_n は、球ノーズ+安定翼無し、楕円ノーズ+安定翼無し、楕円ノーズ+キャント 10° 安定翼、楕円ノーズ+キャント 35° の順に増加し、安定側 ($C_n > 0$) に向かう (C_n には形態変更効果だけではなく、それに伴う重心位置の差異の影響が含まれていることに注意を要する)。これより、ノーズ部の扁平化、安定翼の採用、安定翼キャント角の増大が方向安定性の改善に有効であることがわかる。特にノーズの扁平化は比較的容易な形状変更であるにも関わらず、その効果は大きい。図 20 に大迎角での横・方向系の固有安定の指標である $(C_n)_{dyn}$ を基本形状について示す。リフティングボディタイプに関しては、 $I_{zz}/I_{xx} = 8$ と仮定した。迎角 10° 以上では C_l の寄与が大きくなり、 $(C_n)_{dyn}$ は正、すなわち固有安定であることがわかる。安定性は迎角増大にほぼ比例して増加する。ニュートニアンによる予測は、迎角増大とともに $(C_n)_{dyn}$ に対する C_l の影響が支配的になるため、実験値とよく一致している。

エレボンのエルロンとしての効きを表す C_{l_a}, C_{n_a} を図

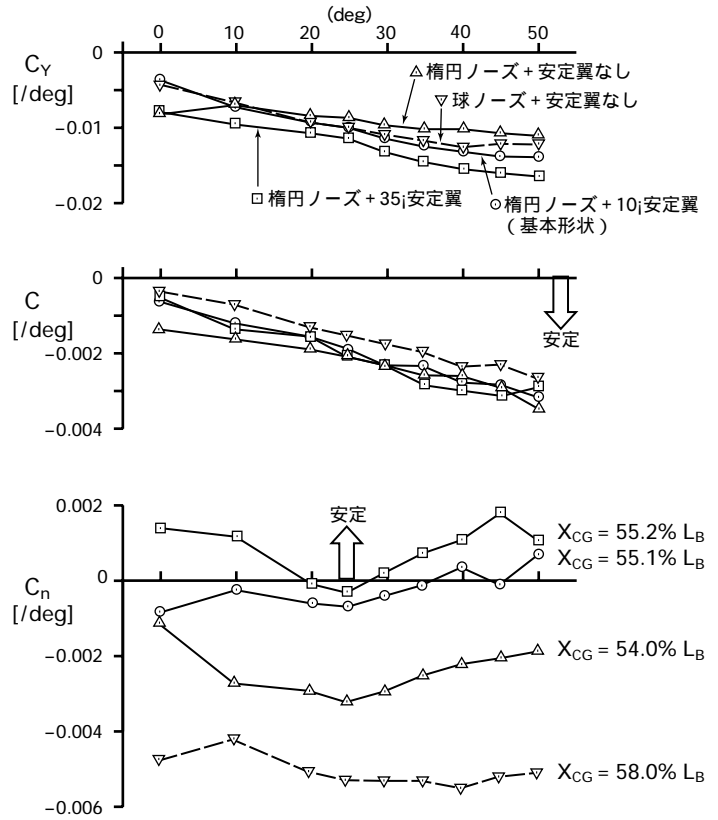


図 19 C_Y, C_l, C_n - (HRV03 形状効果)

21 に示す。 C_{l_a}, C_{n_a} の符号はそれぞれ正、負であり、その絶対値はほぼ迎角に比例して変化している。両者の比 C_{l_a} / C_{n_a} は迎角によらず 2.5 程度であり、エルロンというよりもむしろラダーの効果を強く有することがわかる。これは、エレボンが幅の狭い胴体に搭載されかつ胴体下面が上半角を有しているために、ローリングモーメントを発生させるためのアーム長がかなり短くなってしまふこと (特に重心位置が高いとこの効果が顕著である)、胴体下面上半角の効果で舵面に垂直な空気力の横力成分が生じヨーイングモーメントへの寄与が増大していることによる。ただし、動的な応答への効果という観点では、実験機の x 軸と z 軸回りの慣性モーメントの比は 1:8 程度であると予想されるので、エルロン操舵により発生するロール角加速度とヨー角加速度の比は 3:1 程度と逆転し、エレボン舵角を変化させることによる動的な応答はロール加速度の方が大きい。ニュートニアンによる予測値は、概ね実験結果をよく模擬している。

図 22 に、左舷安定翼後端上部に取り付けたラダーを外側 (このとき舵角 δ_r が正) に 20° 振った試験結果から求めたラダー効き C_{l_a}, C_{n_a} を示す。ラダーのヒンジラインは、大迎角時の効きを極大にすることを目的として、大迎角飛行時の表面流線にほぼ直角となるように設計されている。左舷ラダーを外側に振ることにより、正のローリング

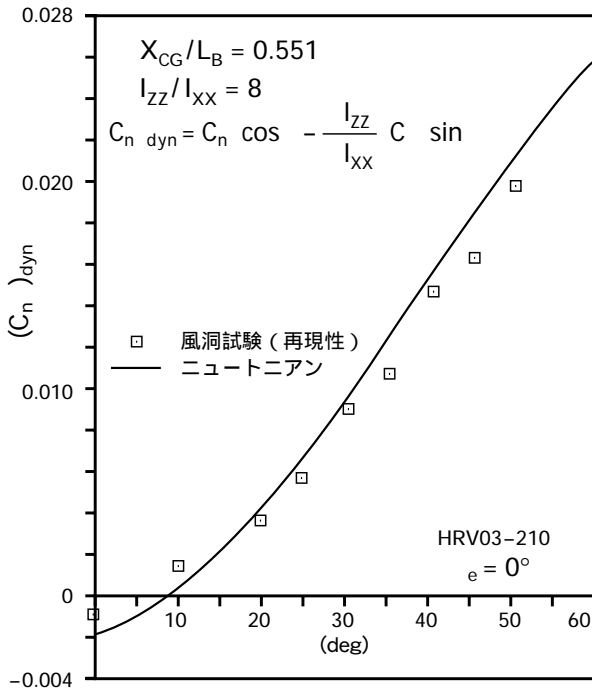


図 20 $C_{Y_{dyn}}$ - (HRV03-210)

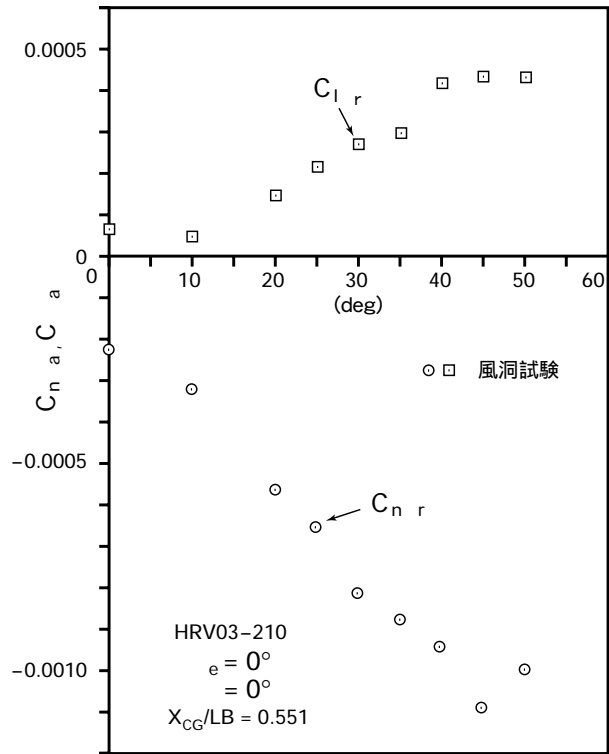


図 22 C_{n_a}, C_{l_r} - (HRV03-210)

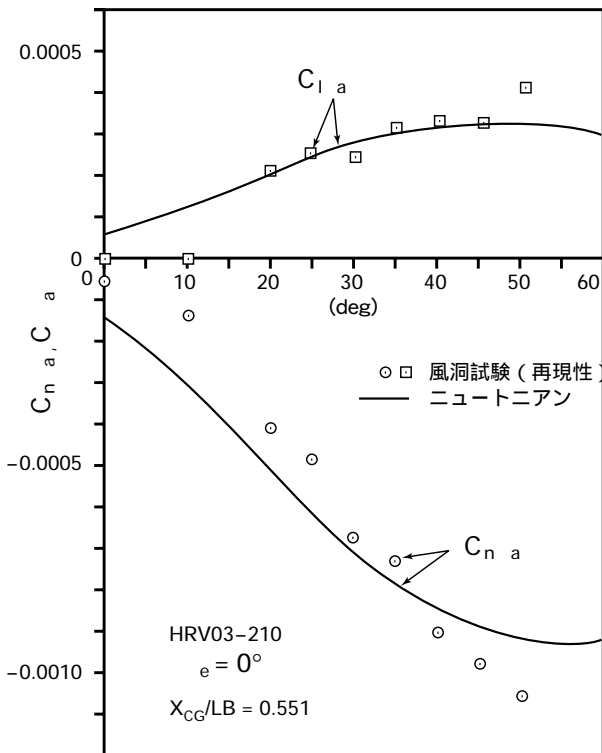


図 21 C_{n_a}, C_{l_a} - (HRV03 形状効果)

モーメントと負のヨーイングモーメントが発生している。この結果における両係数の大きさの比は図 21 に示したエルロン効きとほぼ一致している。これは、この形態のラダーを取り付けても、エルロンの効きを増大させる効果はあるものの、エルロンとラダーでロールとヨーを独立に制御するという一般的な使用法は不可能であるということの意味する。ラダーのヒンジラインの傾斜を変更することなどで、ラダーにより発生するローリングモーメントとヨーイングモーメントの大きさの比をある程度変えることはできるが、エレボンの特性と大きな差をつけることは困難であり、姿勢制御における独立な舵面としての効果はあまり期待できない。

エルロンの逆効きの指標である AADP(Aileron Alone Departure Parameter)の迎角による変化を基本形状について図 23 に示す。

$$AADP = C_{n_a} - (C_{n_a} / C_{l_a}) C_{l_a}$$

AADP は、正の時エルロンが正効きすることを、負の時逆効きすることを意味する。

迎角によらず、AADP は負であり、当形状ではエルロンが常に逆効きすることがわかる。 C_{n_a} がやや負側であること、大迎角では横安定が十分あること($C_{l_a} < 0$)、 C_{n_a} / C_{l_a} の絶対値が 2.5 程度と大きいことのために、現実的な範囲の形状変更で AADP を常に正にすることは極めて困難であり、当形状を用いた機体を設計する場合には、AADP が常に負であることを前提とした姿勢制御則を考える必要がある。

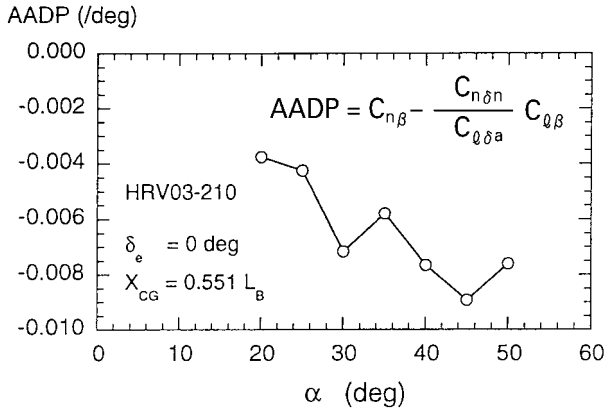


図 23 AADP - (HRV03-210)

(4) 粘性干渉の縦の特性への影響

風洞一様流の淀み点圧力 p_0 を 3 種類変化させることにより粘性干渉パラメータ(簡単のため M / Re を近似的に用いる)を変え、縦の空力特性への影響を調べた。図 24 に垂直力係数 C_N 、軸力係数 C_A 、揚抗比 L/D への影響を示す。粘性干渉パラメータの変化により、 C_N はほとんど影響を受けないが、 C_A が粘性干渉パラメータの増大に応じて増加していることがわかる。その影響で揚抗比は粘性干渉パラメータの増大に応じて減少している。

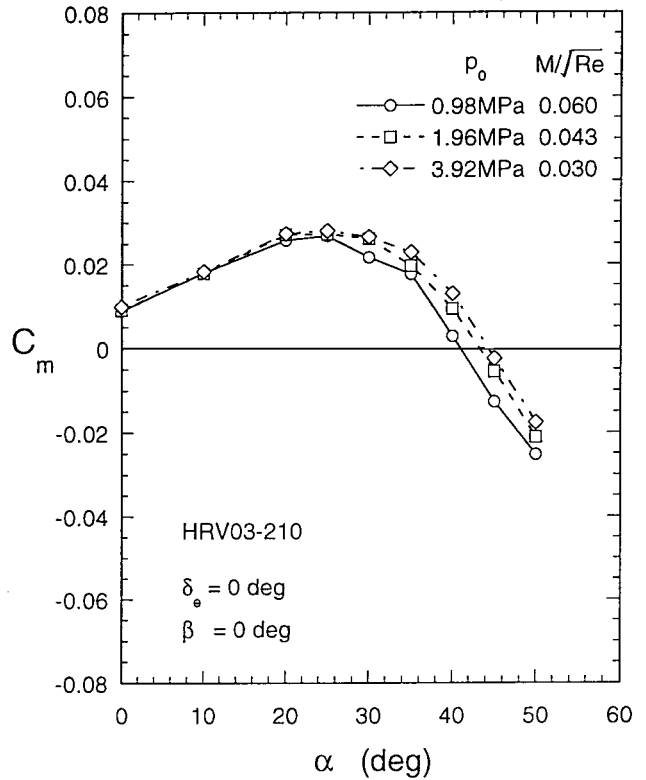


図 24 C_m - (HRV03-210 : 粘性干渉効果)

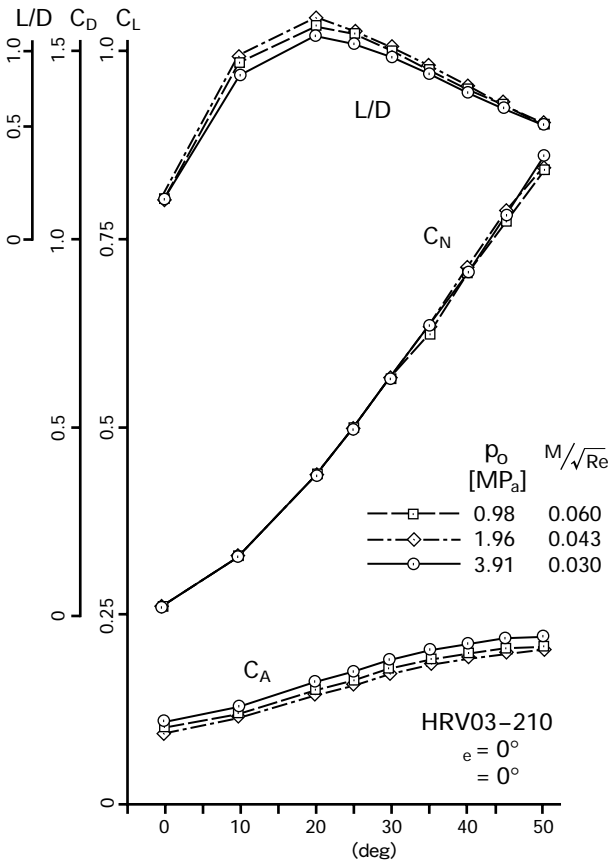


図 24 $C_A, C_N, L/D$ - (HRV03-210 : 粘性干渉効果)

縦トリム特性への粘性干渉の影響を図 25 に示す。粘性干渉パラメータの増大に伴い、頭下げモーメントが増加している。定性的には、これは胴体下面の摩擦抵抗の増大の影響と考えられるが、粘性干渉パラメータ変化による C_m の変化量が計測誤差やデータの再現性と比べて同等であるため、定量的に十分な議論をすることはできない。

5. 形態の評価

この章では、風洞試験実施後も設計作業が継続したリフティングボディ形状 (HRV03) について、試験を実施した形状パラメータについて評価を行うこととし、有翼形状 (HRV02) は第 4 章の結果解析のみにとどめる。

このような極超音速再突入機の重心の機軸方向位置(即ち圧力中心位置)の設定を考えると、機体構造及び機器配置で決まる重心は、搭載容積に相当の余裕がない限りそれほど自由に設定できない。(一般に、上下方向の設定自由度も小さい。)

HRV03 の機体を前提とすると、安定翼の存在やアクチュエータや回収用の減速系等、胴体後部に搭載することになる機器に比較的重いものが多いことや、胴体容積が前方では狭くなることを考慮すると重心は機体の中央部よりかなり後ろ側にしか設定できないと予想される。

固有安定性を確保する観点からは重心は前方に位置する方が望ましく、重心が後方へ移動した場合には横・方向の固有安定性に悪影響が生じる恐れがある。今回試験を行った

HRV03 の基本形状では、大迎角においては C_l による安定化効果により重心位置が多少後方にあっても横・方向の固有安定性が確保されているが、余裕はそれほど大きくない。特に、 $(C_n)_{dyn}$ の値は C_l に依存し、HYFLEX のように幅が狭い機体では重心の高さ方向の位置によって C_l の大きさが大きく変化するため注意を要する。

また、重心位置の選定の際、縦方向のトリム可能性が必要なというまでもないが、トリムに必要な舵角次第ではエレポンへの空力加熱が厳しくなる恐れもあり、考慮すべき点は多い。

35° のキャント角を持つ安定翼は 10° の安定翼に対し垂直力の作用点を 45° 付近の迎角において 1.5% 程度後方に移動させる効果を持ち、重心がそれだけ後方にあっても同一の迎角でのトリムが可能である。また、横力の作用点も 1 ~ 2% 後方に移動し、方向安定性の観点からも重心の後方移動の許容限度が広がる。しかし、35° のキャント角をもつ安定翼は、すでに述べたように、フェアリング内に搭載するためには折り畳み/展開機構を必要とする。仮にこの展開機構のための重量増を仮に 20kg とすると、そのために重心位置は 1% 弱後方に移動し、キャント角を大きくした効果の半分程度が打ち消されてしまう。また、折り畳み/展開機構の開発にはそれだけのリスクが伴うことを考慮するとキャント角を 35° とした安定翼は好ましい選択であるとはいえない。

球ノーズに関しては、空力的には、圧力中心位置を後方に移動させる結果と C_n をより不安定側にするという結果を得ている。前者の特性は、球ノーズの効果というより、結果として胴体下面の反り上がり角が小さくなった効果であると考えることができる。一方、球ノーズには、胴体前半部の容積が拡大し、重心を前方に設定することが容易になる効果もある。球ノーズによる方向安定の低下は、 $(C_n)_{dyn}$ が球ノーズに対しても安定側であることから、特に問題ではなく、圧力中心位置/重心位置の設定という観点から、球ノーズを採用し胴体前半の容積を拡大し、かつ反り上がり角を減少させる(あるいはなくす)という選択が好ましいといえる。

胴体前半の反り上がり角は、縦の静安定効果を期待したものであるが、図 15 に見られるように静安定にはまだ余裕があると考えられることから、反り上がり角をなくすことは適切な選択であるといえる。また、縦の静安定を小さくすることは、トリム可能範囲を大きくすることを意味し、トリムの観点からみた飛行可能範囲を拡大することができる。

安定翼の必要性に関しては、固有安定の評価パラメータである $(C_n)_{dyn}$ に対し、値が 0 に近づいて固有安定が問題となってくる比較的低い迎角(30° 前後)においては、10° のキャント角をもつ安定翼は固有安定が得られる限界迎角

を 5° 相当下げる効果を持ち、飛行速度低下に伴って迎角を下げていく飛行を想定した場合、固有安定限界が広いことは好ましいといえる。

以上の解析は、極超音速域(M10.8)における姿勢制御性(トリム性、安定性、制御性)の観点からの結論であり、実際には、このほかに超音速以下の特性や空力加熱の特性も考慮する必要があるが、本稿の範囲ではないので省略する。

6. まとめ

極超音速飛行実験機として想定した有翼形状とリフティングボディ形状の衝撃風洞試験を行い、次のような結論を得た。

有翼形状及びリフティングボディ形状の実験機について、六分力特性や舵効きを定量的に評価した。その結果、有翼形状、リフティングボディ形状とも(極超音速域に関しては)想定した条件での飛行が基本的には可能であり、空力特性の観点からは、両実験機概念が成立する見通しを得ることができた。

特にリフティングボディ形状に関しては、ノーズ形状、安定翼等の効果を定量的に調べることができ、姿勢制御性等の観点からの空力設計のためのトレードオフの基礎データを得ることができた。

ニュートニアンによる推定は、概念検討レベルにおいて機体の成立性を検討するためには妥当な精度で六分力特性(ヨーイングモーメントに関してはかなり精度が落ちるが、大迎角飛行においてヨーイングモーメントの意味は他に比べて低い)やエレポン効き等を推定することができると考えられる。風試結果との差異については、定性的にも有翼形状とリフティングボディ形状で異なっており、詳細は今回の試験結果との比較のみでは何ともいえない。

また、粘性干渉効果について、特に軸力係数に関してその大きさを調べることができ、飛行解析に必要なデータを得た。

本試験で得られたリフティングボディ形状の空力特性は、予備設計のためのベースライン形状や基本設計初期形状設計のベースになった。また、この種の形状に対するニュートン流理論による空力特性推定の妥当性について見通しが得られたことは、HYFLEX 計画の初期において形状設計を進めることに大きく寄与した。とりわけ、スケジュール等の理由から、HYFLEX 計画においては基本設計における基本風洞試験までは、本風洞試験以外の風試は行うことができなかったため、HYFLEX 設計においてこの試験の意義は大きかった。

最後に、航技研中型衝撃風洞使用の機会を与えていただき、試験実施に関して多くの助言をいただいた曾我國空気力学部衝撃風洞研究室長(当時)に感謝いたします。

参考文献

- 1) 白水正男, 渡辺重哉; 有翼極超音速実験機構想, 第35回宇宙科学技術連合講演会講演集(1991).
- 2) NAL/NASDA HOPE 研究共同チーム HYFLEX サブグループ; 極超音速飛行実験(HYFLEX)基本設計初期構想, 航技研資料TM-675(1995).
- 3) 航技研, 宇宙開発事業団; HOPE の研究-(その13)極超音速飛行実験に関する研究, NAL/NASDA 共同研究成果報告書(平成4/7)
- 4) 山崎喬, 曾我國男; NAL 衝撃風洞による極超音速空力特性試験, 衝波シンポジウム講演集(平成2/12)
- 5) P.O.Romere, D.B.Kanipe, and J.C.Young; Space Shuttle Entry Aerodynamic Comparisons of Flight 1 with Preflight Predictions, J. Spacecraft and Rockets, Vol.20, No.1 (1983/1-2) pp.15-21.
- 6) J.D.Gamble; The Application of Aerodynamic Uncertainties in the Design of the Entry Trajectory and Flight Control System of the Space Shuttle Orbiter, NASA CP-2283, Part.1 (1983) pp.595-616.

© 禁無断複写転載

本書(誌)からの複写、転載を希望される場合は、科学技術庁
航空宇宙技術研究所 企画室調査普及係にご連絡下さい。
電話 0422-47-5911