



ISSN 1349-1113
JAXA-RR-05-039

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

Wave Rider 効果を利用した
展開型回収機 の概念とその成立性

堤 裕樹・安部隆士

2006年 3 月

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

Wave Rider 効果を利用した 展開型回収機概念とその成立性

堤 裕樹*, 安部 隆士**

Concept of Deployable Recovery Vehicle with Wave-Rider Concept and its Feasibility

By

Yuki TSUTSUMI* and Takashi ABE**

Abstract : The recovery of the valuable equipment such as an avionics module on the expendable launch vehicle is important for its cost-reduction etc. For such an aim, we propose an expandable recovery vehicle based on a wave-rider concept. This is because the storability and the cross-range capability are key issues for such a vehicle and both of them can be accomplished by the proposed vehicle. The present vehicle has a configuration of a triangular pyramid toppled over sideways, all the side face, except the basement, of which are made of flexible material. Because of its flexibility, the vehicle can be deployed from the stowed configuration before the recovery. Furthermore, because of the flexibility of the bottom side face, it can be deformed so that the shock wave underneath it is attracted to the bottom of the vehicle like the wave-rider. In the present paper, we have confirmed its feasibility including the aerodynamic performance which was investigated by the wind tunnel testing.

Key words : Wave Rider, Avionics Recovery Vehicle,

概 要

ロケット最終段に使用される高価なアヴィオニクス等を回収し、再使用することは打ち上げコストの削減や開発時間の短縮につながる技術である。本研究では、そのようなアヴィオニクス回収機の新しい概念として、Wave Rider 効果を利用した展開型の機体を提案する。アヴィオニクス回収機は、ペイロード重量比等の関係上軽量である必要があり、また、占有体積の小さい機体が望ましく、さらに、クロスレンジを大きくするため効果的にリフトを発生させる必要もある。ここで提案する機体は、三角錐の頂点をヒンジ点とする展開型トラス構造であり、使用前の占有体積を抑えることができる。部材間は軽量で柔軟なシェル構造を用いており、この柔軟シェル構造部に適なたわみを持たせることで Wave Rider 効果による揚力を得るものである。本研究では、このような柔軟シェル構造を持つ機体の超音速飛行体としての成立可能性、予備的な検討を行った。空力性能の把握は、主に風洞試験に基づく。

機体が柔軟シェル構造であるにも拘わらず通風中の模型は構造的に安定である。そのため、柔軟シェル構造部については、空気力に対して適度の強度を有していればよいことが分かった。また、大迎角時には Wave Rider 効果による揚力の増大傾向が見られ、柔軟部位に適なたわみを持たせることが有効であることが分かった。

* 東海大学 (院・工)

** 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部 (ISAS/JAXA)

1 はじめに

国際宇宙ステーション (ISS) で製造されたものに限らず、観測ロケットを用いた様々な実験での生成物、さらにはロケット最終段の高価なアヴィオニクス等、宇宙空間から地上に回収する必要性が急速に増加している。科学的に貴重なサンプルや工学的成果物を無事に地上に持ち帰ることはもちろん、回収した高価なアヴィオニクスを再使用することは、打ち上げコストの削減や開発時間の短縮を可能にすると考えられているためである。

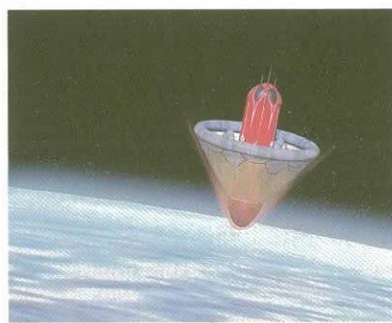
そのような回収機の要素としては以下の要素が考えられる。まず、大気圏突入時の空力的負荷・空力加熱にも十分耐えられること。次に、大気圏突入後の安定的な飛行が可能、又は飛行制御が可能であることである。現在ではカプセル型の機体や有翼の再使用型機体等がこれらに応じているが、これらの機体は言わば専用機であり、堅固な構造を有する機体として設計されているため、その機体に収容されるペイロード重量比には限界がある^[1]。これに対し、ペイロード重量比を稼ぐため機体構造をより軽量化し、さらには使用前の占有体積が小さい機体が望ましい。

この需要に対し、最近注目されているのが IRDT (Inflatable Reentry and Decent Technology)^[2]等の展開型の機構を有する機体である。IRDT のコンセプトでは、展開型減速装置を用いることで、空力加熱の低減に伴うヒートシールドの軽量化とインフレータブル構造を用いることによる使用前占有体積の縮小化を図っており、回収体をそれに積載することで成立している (図1)。また、da vinci Project^[3]、MACFT Project^[4]など同様のカプセル型機体もいくつか提案されている。

展開型の回収機はその用途によって形態は異なる。例えば、IRDT で提案されている機体では弾道飛行のみが可能であるが、ロケット上段のアヴィオニクス等を回収する場合では、遠隔地からの帰還を可能とするためダウンレンジが必要となり、新たな形態を考える必要がある。この研究では、ロケットの上段のアヴィオニクスを回収する場合を考え、そのためダウンレンジを稼ぐことのできる展開型の機体を提案し、その構造の成立性および基本的な空力性能を把握する。



a) IRDT-Fregat^[2]



b) Da-Vinci^[3]

図1 展開型減速機構を備えた大気圏再突入機

2 展開型回収機のコンセプト

ここで考える機体は展開型アヴィオニクス回収機であり、十分なダウンレンジ及びクロスレンジを得る必要がある。クロスレンジを得るためには効果的にリフトを発生させる必要がある。このため、Wave Rider 効果^[5]を利用することを考え、従来 Wave Rider 機として検討されている機体を基本として検討する。Wave Rider 機は極超

音速飛行において特に有効であるとされている機体であり、機体前縁に沿って衝撃波を発生させ、衝撃波背後の高圧部を機体腹部に抱え込むことによってリフトを発生させるものである。設定条件以外では空力性能が劣化してしまうと言う問題も指摘されているが、ここでは、その高リフト発生性能のみに注目する。Wave Rider 機としては様々なものが提案されているが、今回は展開型構造にすることが可能であり、さらに、できる限り単純な形状であることを条件にするため、図2に示すような三角錐タイプのものを考える。

機体は3辺の交わる三角錐の頂点をヒンジ点とする展開型トラス構造で構成し、部材間は柔軟なシェル構造を用いる。機体のベース部からシェルを展開すると同時にペイロードを挿入することとし、ベース部はオープンな状態のままとする。Wave Rider 効果を持たせるため、機体腹部に当たる底面の柔軟シェル構造部は、内側に凸となるように意図的にたわみを持たせる。このたわみが適切な時、十分な Wave Rider 効果を期待できる。このたわみの分布は、飛行時においては腹部にかかる圧力とシェルに働くテンションとのバランスによって定まり、この意味ではテンションシェル構造となる^[6]。テンションシェルの考え方によれば、この撓みが小さいほどトラス部材に接するシェルの単位長さあたりに働くテンションは強くなり、シェルの強度が必要となる。この観点からも、適度の撓みが必要となる。

この機体は実際には図3のようにロケット等の内部に搭載される。ただし、ここではM-Vをモデルとし、アヴィオニクスモジュールは第3段モータの上部に取り付けられているとする。第3段モータ切り離し後に回収機と共にアヴィオニクスモジュールが分離され、図2bのようにシェルを展開して地球へ帰還する。

また、実際の機体では図2に示すように、三角錐の内部空間にペイロードが搭載され、それ自身が機体全体の重心合わせのため、適当な位置に収納されることになる。また、飛行中の制御を可能とするため、最低限必要なアクチュエーターを装備することとなり、最終的にはパラシュートで減速・緩降下するシステムとなる。

このような機体は、おのずと耐熱性などに制限があり、その使用用途を選択する必要があるものの、専用の回収機とは異なって、機体の軽量化及び縮小化が可能であり、使用用途によっては優位性を示すことができる。

一方、このような機体は通常の剛体とみなせる機体とは異なり、柔軟シェル構造部を含む構造体の超音速飛行体としての成立性は自明ではない。即ち、柔軟シェル構造は、空気力との連成により構造の不具合を示す恐れもあるため、このような機体の超音速飛行体としての成立性を確認する必要がある。

この研究では、このような柔軟シェル構造を持つ機体の、超音速飛行体としての成立可能性及び空力性能を把握し、概念の成立性を見ることを目的とした予備的な検討を行う。

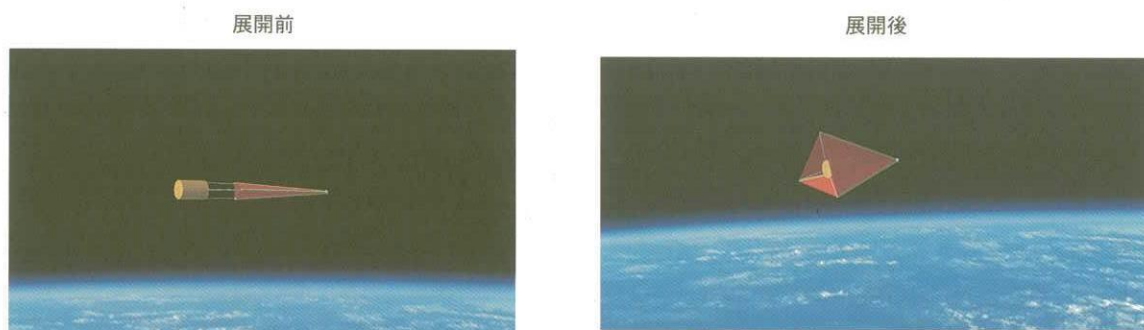


図2 展開型回収機概念（展開前、後方にあるペイロードが展開型構造の展開とともに前方に移動して構造内に収納される様子）

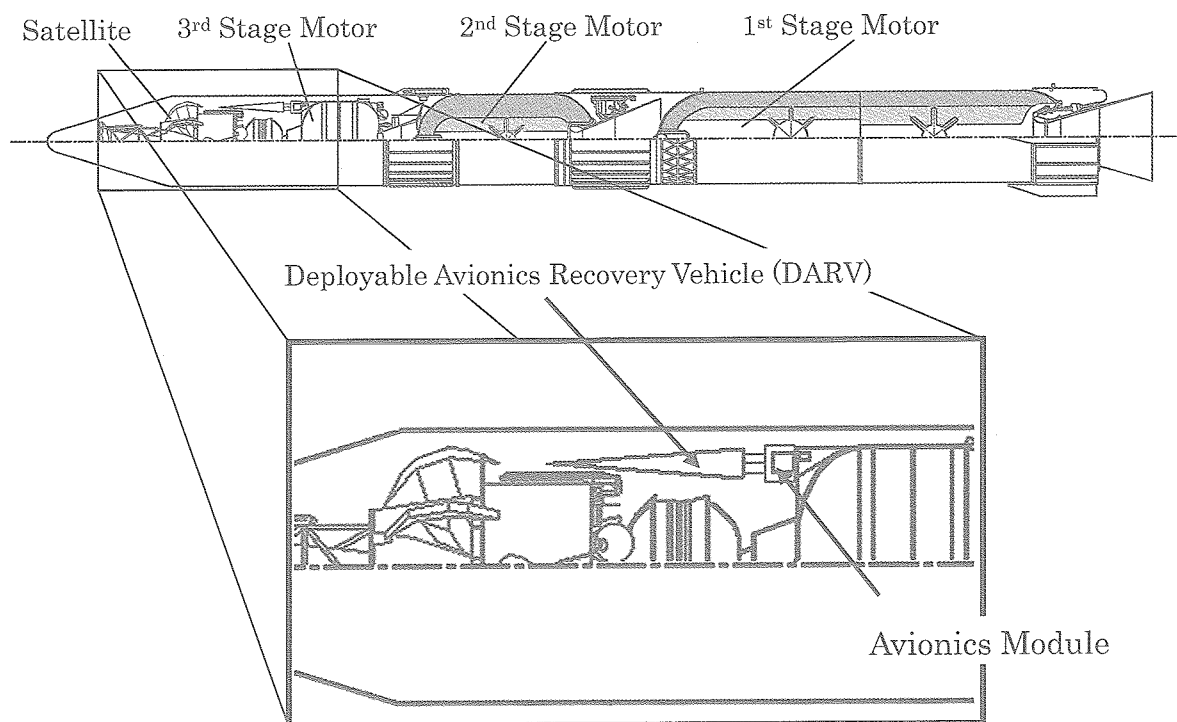


図3 展開型回収機の搭載予想図

3 試験模型・風洞試験・数値解析

上記の目的のため、スケールモデルによる風洞試験を行う。スケールモデルは上記の目的に沿って柔軟シェル構造の概念のみを反映したもので、図4に示す。

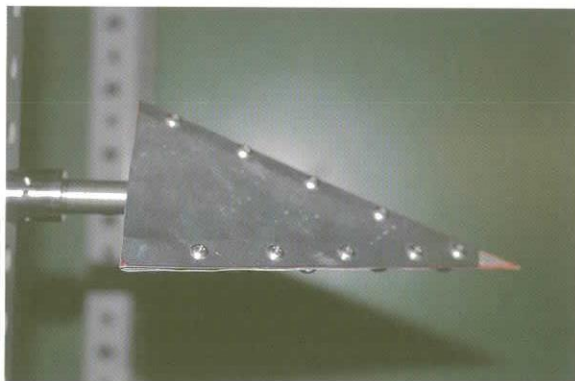
三角錐の3辺をなすフレームの部材をアルミ材で構成し、その部材間の柔軟シェル構造部は厚み0.3mmのアルミ膜で構成されている。腹部（底面）にあたるアルミ膜はWave Rider効果を狙い多少の撓みを持たせている（図5-模型A）。また比較のため、たわみのない模型も比較のため、試験に供している（図5-模型B）。膜はビスによって3辺のアルミ材に固定されており、ビスの頭は機体表面から突出している。このアルミ膜は、風洞試験時の動圧に対しては十分に柔軟であり、実際、通風試験終了後には多少の変形を生じている。厚み0.1mmのアルミ膜では強度が十分でなく、通風試験開始時の初動負荷によって破損してしまうことが多い。一方、0.5mmのアルミ膜では剛性が過度であるため、本実験では0.3mmのアルミ膜を使用した。

風洞は、JAXA宇宙科学研究本部の超音速風洞を使用しており、気流条件はマッハ数3.0、整流室内圧2.0kgf/cm²、動圧0.343kgf/cm²である。計測は模型に加わる3分力の測定と共に、模型周りの流れを可視化するためのシュリーレン撮像を行っている。

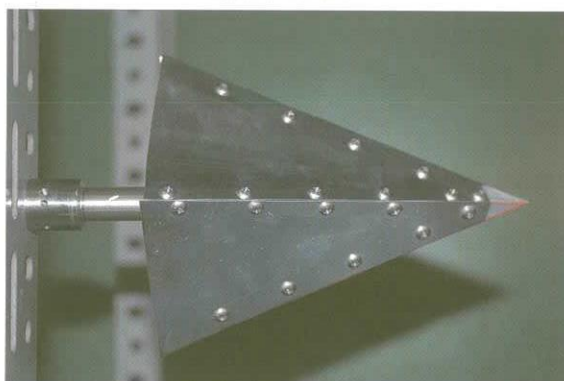
実験は迎角0°～25°までの範囲で行っている。0°～15°の範囲では、通風開始時の迎角は0°であり、流れが安定してから迎角を変化させる。迎角25°での計測は予め迎角のついたスティングを使用しており、通風開始時で迎角10°の状態から変化させている。迎角25°における妥当性を検討するために、10°～15°の範囲を重複して計測し、その値を比較する。設定角度での停止時間は1secであり、3分力測定で取得しているデータは100[data/sec]で取得した100個のデータの平均値を示している。

風洞試験で見られた空力的な挙動を把握するため、数値解析を利用した。ただし、目的はあくまでも傾向の把

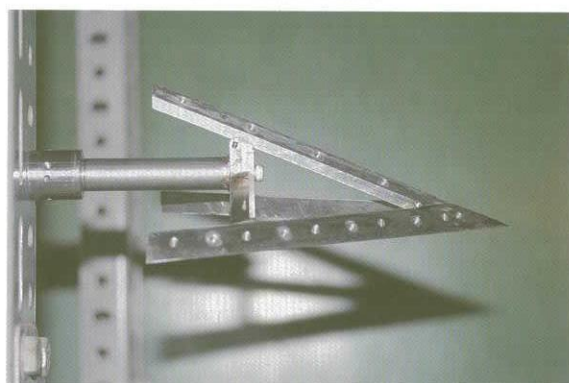
膜有（側面）



膜有り（上面）



フレームのみ（側面）



フレームのみ（上面）

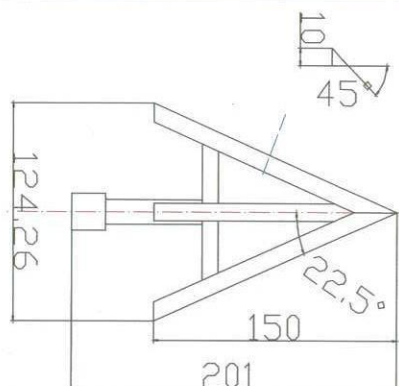
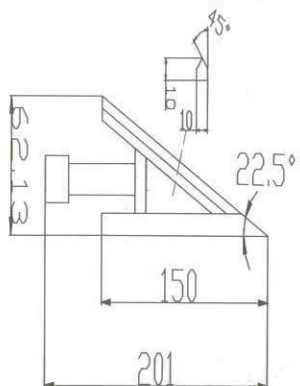
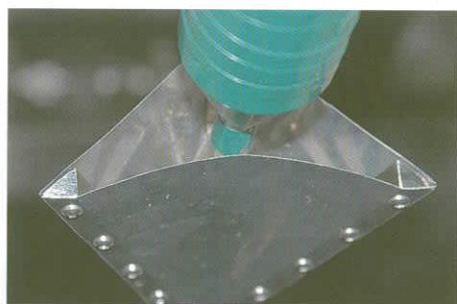


図4 スケールモデル（上段は、模型の側面、上面からの様子を示す。中段は膜面をはずした状態（フレームのみ）の様子を示し、下段はフレーム構造の寸法を示す。）

模型 A



模型 B

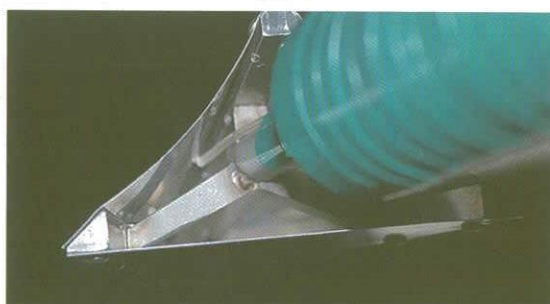


図5 柔軟シェル構造部（腹部）

握に絞り、そのため計算格子については荒いものを使用しているため、空力係数などについては絶対値としての信頼性は望めない。むしろ、圧力場などの観察を通して Wave Rider 効果を確認することを目的とする。数値解析として商用計算コード GASP を用い風洞試験の条件下での流れの計算を行っている。

4 結 果

通風中の模型周りの流れの様子を図6に示す。当初の懸念と異なり、気流が安定した後の通風中には模型は安定であり、柔構造と空気力の連成による不安定な挙動は特に確認できなかった。気流静定直前のオーバーロード時にはシェル構造部の大きな変形と振動を伴うものの、気流が安定した通風状態では、正規の形状に復帰し、その後の通風中は安定している。また、先に述べたように通風後の点検ではアルミ膜に多少の変形が見られ、このアルミ膜はこの試験環境下では十分柔軟な膜として挙動していることが推察できる。

これらの結果から、トラス構造に貼り付けられたこのような柔軟シェル構造による構造体でも十分に超音速飛行体として機能しうることが予見される。しかしながら、ここで確認されたのはあくまでもこのような構造体のコンセプトであり、実機の設計においては実環境飛行における加重に耐えるように、トラス構造部・シェル構造部が設計されなければならないことは言うまでもない。

迎角 0° ～ 25° までの揚力係数・抗力係数を図7に示す。風洞試験結果によると、リフトは迎角 10° 付近から正の値を取り、その後も迎角と共に増加する。底面を平らとし Wave Rider 効果を狙わない機体（模型 B）では、 15° 付近から増加が弱まるが、Wave Rider 型（模型 A）では、ほぼ同じ調子で増加する。そのため、 15° 付近までは模型 A は模型 B よりリフトにおいて劣るものの、迎角 25° では逆転し模型 A のリフトは模型 B のそれより上回る。数値解析の結果（図8）も定性的ではあるがそのような傾向を示している。

このことから、模型 A のほうがさらに大迎角では、より優れた空力性能を示すことになると考えられるが、それを示すためには、さらに高迎角での計測が必要である。

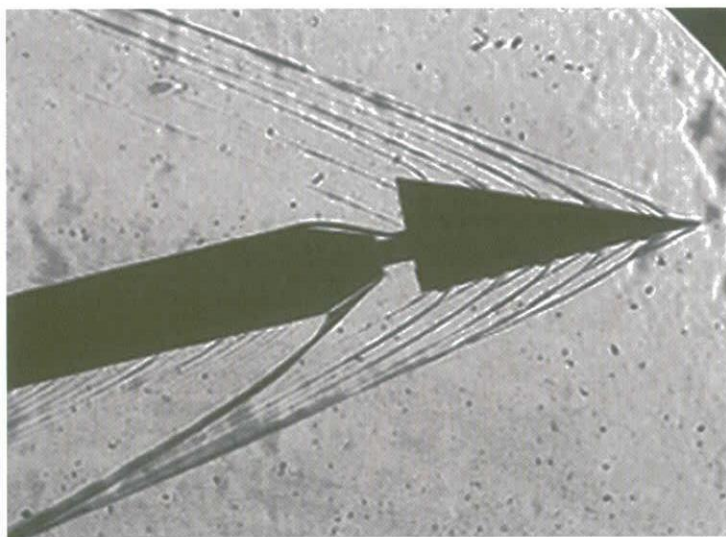


図6 実験中の模型（B）周りの流れのシュリーレン像。マッハ数3、迎角 15° 。

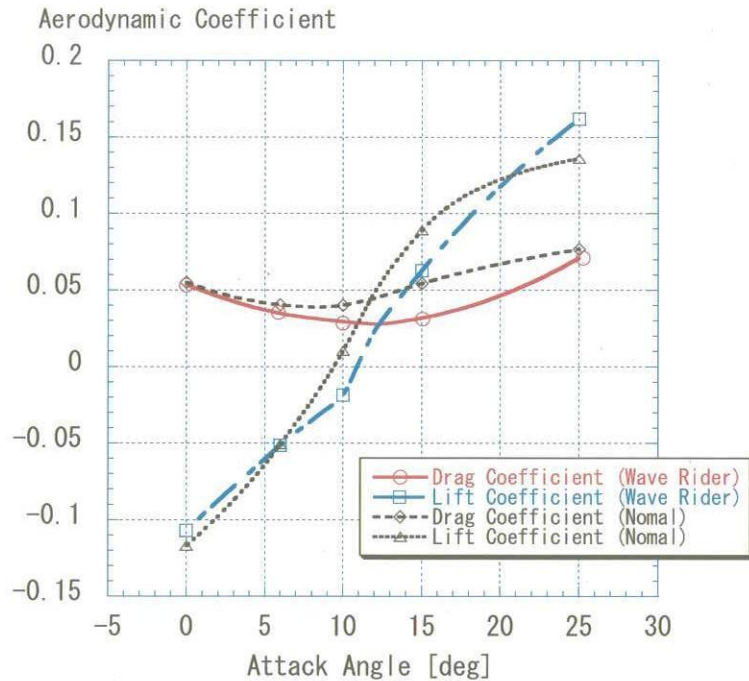


図7 空力係数（実験結果）

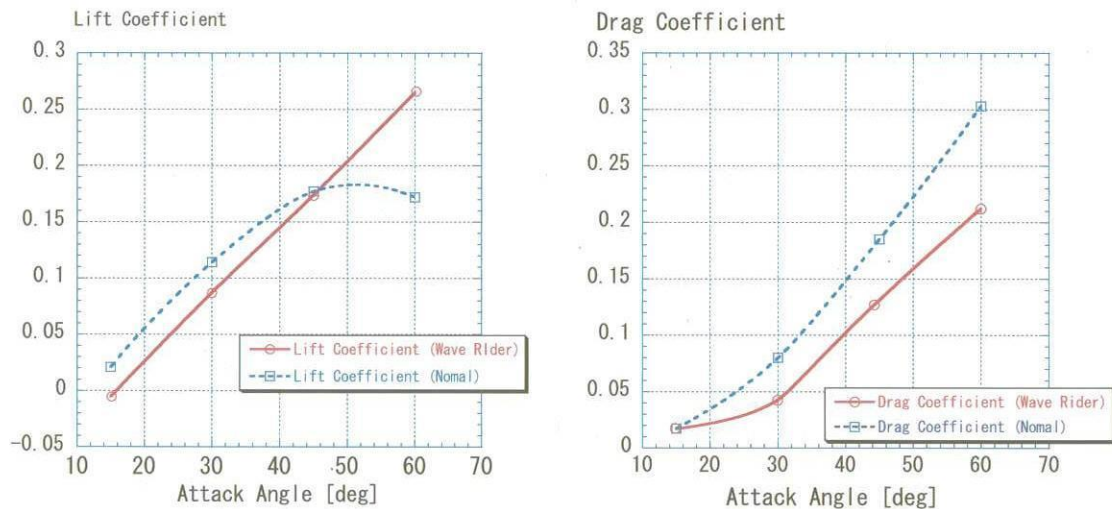


図8 揚力係数と抵抗係数（数値計算結果）

L/D を図9に示す。L/D は、この計測範囲では角度と共に増加し、15°付近から模型 A・模型 B 共に漸増傾向を示しており、L/D 最大となる迎角は25度以上の高迎角になることが考えられるが、ほぼ2.0程度となることが予想される。また、若干ながら模型 A の方が模型 B を上回っているのが分かる。

圧力中心の位置（模型先端からの位置を模型全長で割ったもの）を図10に示す。模型 A では、迎角10度付近（リフト0付近）以外は80%強から次第に小さくなるが、迎角25度でも約60%程度となる。一方、模型 B においては迎角15度付近でこそ約83%程度で模型 A より大きい値であるものの、迎角の増加とともに急速に小さくなる傾向があり、迎角25度で38%程度となる。圧力中心の位置は機体重心と関連しており、適度に大きく、迎角に依存しないことが望ましい。この観点からは模型 A のほうが良好な性能を示していることになる。

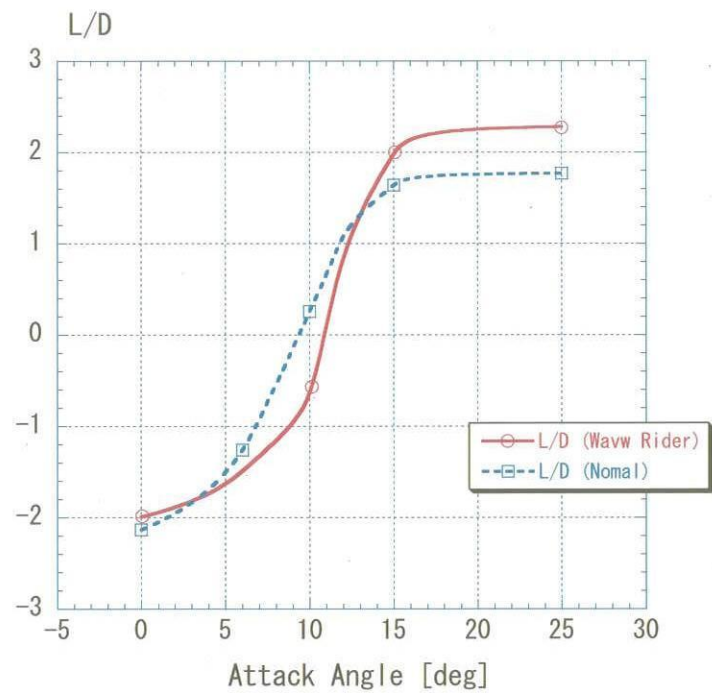


図9 揚抗比（実験結果）

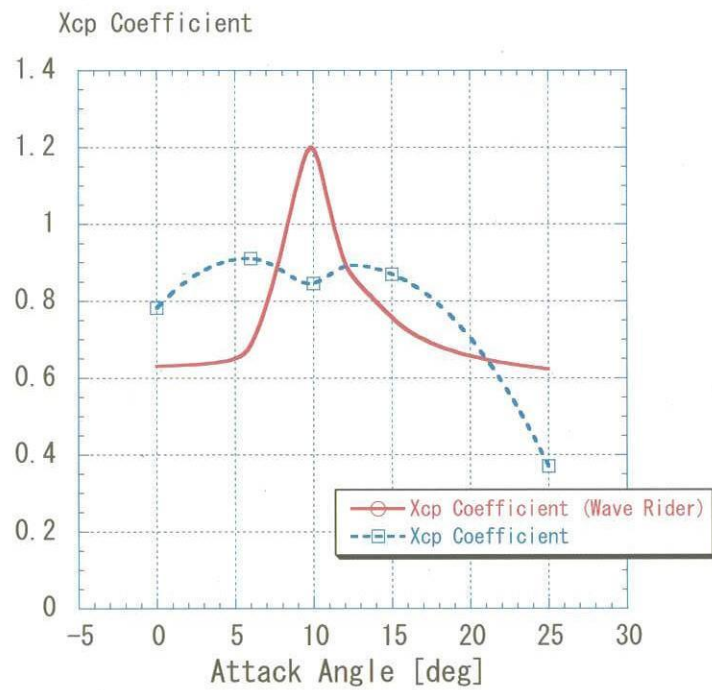


図10 圧力中心（実験結果）

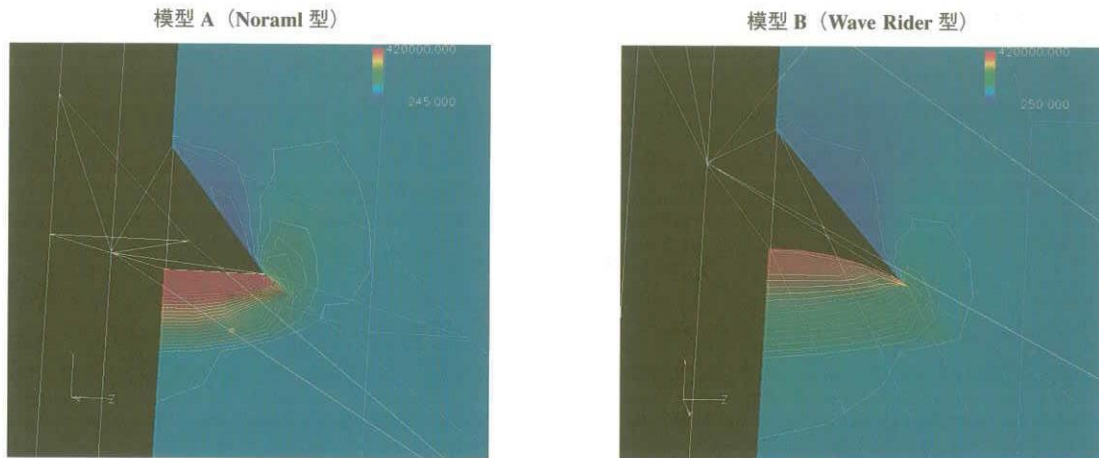


図11 圧力場（模型後端での流れに垂直な面内での圧力分布をカラーバーで示す。圧力の高い領域が腹部に生じ、模型 B で腹部の撓みに収まるように集中しているのに対して、模型 A では、むしろ外部に広がっている）

模型 A においてどのような Wave Rider 効果が生じているかを把握するため、計算によって算出された圧力場を図11に示す。模型 B に比較して模型 A では、衝撃波背後の高圧部分が模型表面に近い付近に限定されており、Wave Rider 効果が見られる。上述した空力性能に見られる違いもこの Wave Rider 効果に関連しているものと考えられる。

5 結 論

通風中の模型は安定であり、柔軟構造と空気力との異常連成による構造の不具合は見られない。従って空気力に対して適度の強度を有した柔軟構造であればよいことになる。ただし、実環境下での機体の場合については引き続き検討する必要がある。

機体の空力性能として、リフトは大きな迎角時は Wave Rider 効果が著しくなり、Wave Rider 効果を狙わない形状の場合より優位である。従って、柔軟部位に適度にたわみを持たせることが有効であるが、逆にそのたわみは機体内体積を減少させ、ペイロード搭载体積を減じることになるため、両方の効果をトレードオフして最適なたわみを決定する必要がある。

参考文献

- [1] Frederick W. Boltz : “Avionics Module Recovery System for Expandable Launch Vehicles” Ames, J.S.R Engineering Notes pp.421～424.
- [2] Detlef Wilde, : “Inflatable Reentry and Descent Technology (IRDT)–Further Developments”, 2nd International Symposium of Atmospheric Reentry Vehicles and Systems Arcachon, France, March 2001.
[http : //www.2r2s.com/news.html](http://www.2r2s.com/news.html)
- [3] V. Kudriavtsev, B. Feeney, M. Buneta, J. Porcher, A. Ania, M. Trauttmansdorff, T. L. Hsu, M. Krezeminski, and K. Rooz, “da Vinci X–Prize Space Project–Mission Analysis,” AAAF Paper #39–2, Proceedings of 3rd International Symposium : Atmospheric Reentry Vehicles and Systems, Arcachon, France, 24–27 March, 2003.
[http : //www.davinciproject.com/beta/index.html](http://www.davinciproject.com/beta/index.html)
- [4] K. Yamada, D. Akita, E.Sato, K. Suzuki, Y. Tsutsumi, K. Wakatsuki, T. Narumi, A. Sakurai, T. Abe, Y. Matsusaka,

IAC-05-D2.6.05, Proceedings of IAC-2005 (2005).

- [5] K. G. Bowcutt, "Viscous Optimized Hypersonic Waveriders", AIAA 25th Aerospace Sciences Meeting January 1987, AIAA paper 87-0272.
- [6] Takashi Abe, "A Self-consistent Tension Shell Structure for Application to Aerobraking Vehicle and its Aerodynamic Characteristics", The Institute of Space and Astronautical Science Report SP No.7, November 1988.

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-05-039

発行日 平成 18 年 3 月 31 日
編集・発行 宇宙航空研究開発機構
〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1
URL : <http://www.jaxa.jp/>
印刷・製本 藤原印刷株式会社

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。
宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター
〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1
TEL : 029-868-2079 FAX : 029-868-2956

©2006 宇宙航空研究開発機構

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。

