

# 火星エアロフライバイのための高弾道係数を有するエアロシェルを検討

高柳大樹, 鈴木俊之, 藤田和央  
宇宙航空研究開発機構

## Design of Aeroshell with a High Ballistic Coefficient for Mars Aero-Flyby

by

Hiroki Takayanagi, Toshiyuki Suzuki, Kazuhisa Fujita

### ABSTRACT

In this study, feasibility assessment of a Martian nonstop sample return system as a part of JAXA's future Mars Exploration with Landers and Orbiters (MELOS) mission has been conducted. In the mission scenario, the vehicle enters the Martian atmosphere, collects the Martian dust and atmospheric gases during the hypersonic atmospheric flight, exits the Martian atmosphere, and is inserted into a parking orbit from which a return system departs for the earth. To design aeroshells appropriate for this mission, a parametric study of aeroshells having large ballistic coefficient and moderate lift-to-drag ratio is made. Finally, a baseline design of the aeroshell in sphere-cone form is selected for the Martian aero-flyby sample return system.

### 1. はじめに

現在 JAXA では 2017 年の打上を目指した次期火星探査 (MELOS) が議論されている<sup>1)</sup>。この探査では基幹ロケットの打上能力を最大限に利用して複数のランダやオービタを備えた総合的な複合探査を行う計画である<sup>2)</sup>。本稿では、複合探査機の一つの探査システムとして、エアロキャプチャ技術を応用した無着陸サンプルリターンシステムについて検討を行い、その実現に必要な高弾道係数のエアロシェルの検討を行ったので以下に報告する。

### 2. 無着陸サンプルリターンシステム

火星にはダストストームにより高度 30~40 km にダストが滞留していることが知られており、エアロフライバイによりこれらのダストおよび大気サンプルを採取して地球へ帰還すれば小規模のシステムでサンプルリターンが可能であると期待される。エアロフライバイサンプルリ

ターンの概念図を Fig. 1 に示す。探査機はアプローチ軌道より大気突入し、空力誘導制御飛行を行いながらサンプルを採取し、大気圏を離脱してエアロシェルを分離した後、オービタとしてパーキング軌道へ投入される。大気圏飛行時に誘導制御を行うのは、惑星大気密度や大気突入時の飛行経路角の誤差を補償して確実にパーキング軌道へ挿入するためであり、ここにエアロキャプチャ技術が導入されている。オービタはパーキング軌道で軌道調整を行った後、軌道を離脱して地球への帰路につく。本システムの長所は、火星に着陸してサンプルリターンを行うシステムと比較して、地表からの打ち上げや軌道投入のための大がかりな推進システムが不要となる点である。一方、エアロキャプチャという高度な技術を用いることが最大の課題としてあげられるが、これまでの技術開発により現状では実現可能と考えられる。

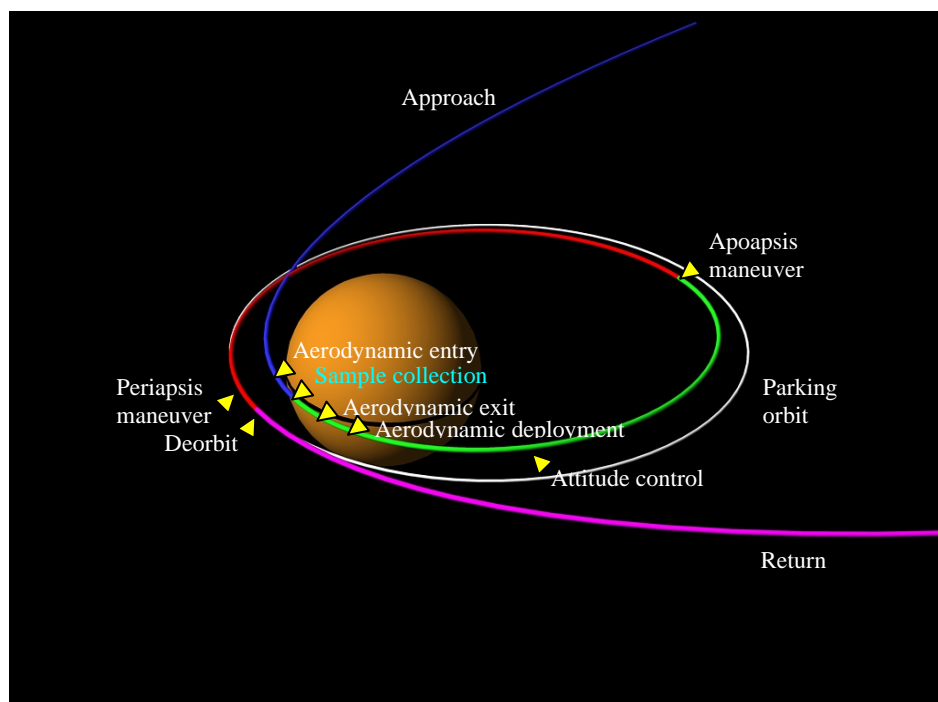


Fig.1 Mars aero-flyby sample return sequence.

運用方法としては、①複合探査システムを火星軌道へ投入する前に無着陸サンプルリターンシステムを分離して惑星間軌道から直接エントリさせる方法 ( $V_{\infty} \sim 3.8$  km/s) と、②複合探査システムを初期軌道 (300km $\times$ 7 $R_m$  の楕円軌道;  $R_m$  は火星半径) へ投入後に無着陸サンプルリターンシステムを分離してエントリさせる方法の 2 つが考えられる。①は大気突入速度が大きく容易に高度 30~40 km へ到達できるが、大気突入時の軌道決定精度や運用上の制約からパーキング軌道へ投入するのが②の場合よりも難しいため、②の方法が現実的である。しかし②の方法では大気突入速度が小さくなるため、高度 30~40 km まで飛行させるためにはパーキング軌道の高度を低くする必要がある。この様子を Fig.2 に示す。図で corridor は  $L/D = 0.3$  の機体に対してパーキング軌道へ投入可能な飛行経路角の範囲を示している。また各パーキング軌道に対する到達可能な高度を Fig.3 に示す。図示したように、揚抗比の違いにより到達可能高度も異なってくる。corridor が広がるとともに到達可能高度も低くなるが、軌道計算によると軌道高度を下げ過ぎると地球帰還軌道へ移行するのに必要な  $\Delta V$  が増加し、帰還システムのペイロード重量比が小さくなる。ここでは詳細は示さないが、帰還システムの検討によるとパーキング軌道としては 150km $\times$ 500km あたりが最適であり、飛行高度 30~40 km を実現して上記パーキング軌道に投入できる機体の弾道係数は 500~700 程度となる。そこで本稿では、もっとも低高度まで飛行可能な弾道係数 700 で揚抗比 0.4 を達成可能なエアロシェルの検討を以下に行う。

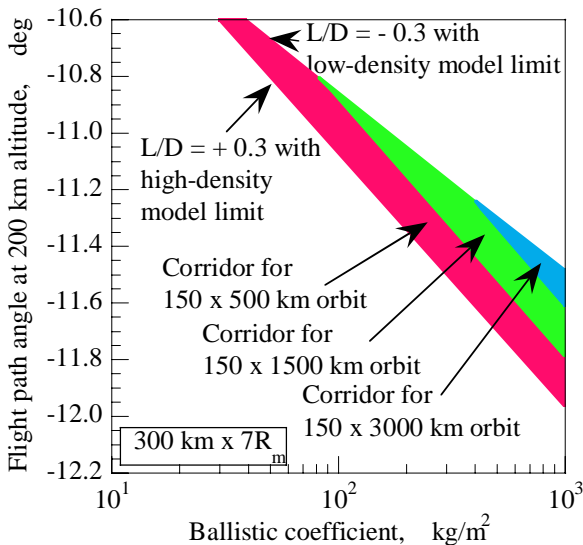


Fig.2 Flight path corridors for different target orbit under atmospheric density uncertainties from the primary elliptic orbit with 300 km x 7 $R_m$  altitude.

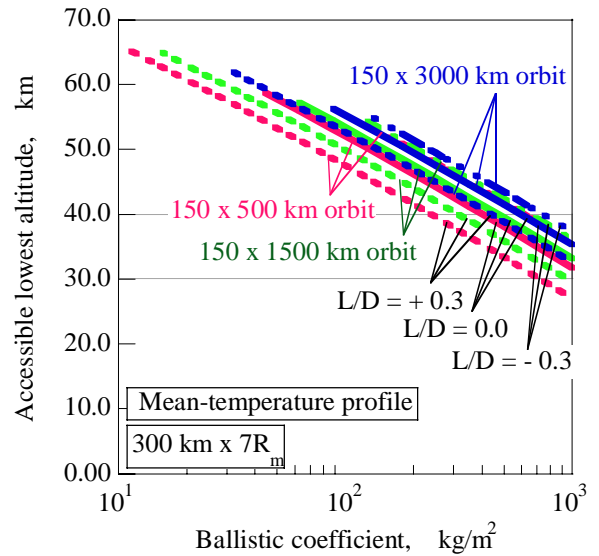


Fig.3 Accessible lowest altitude during aeroassist orbit transfer from the primary elliptic orbit with 300 km x 7 $R_m$  altitude.

3. エアロシェル形状の検討

エアロシェル形状の検討には修正ニュートン流理論<sup>3)</sup>を用いた。本研究においては表 1 に示す球頭円錐体、回転楕円体、修正回転楕円体の 3 つのパターンに対して上記条件を満たす形状を検討した。複合探査システムへの組み込みを考慮して底面の直径は 1.5m で固定とした。

表 1 各エアロシェルにおけるパラメータ

形状	パラメータ
球頭円錐体	$\theta^\circ$ , 0.75
回転楕円体	0.75, 0.75
修正回転楕円体	$L$ , $b_2$ , 0.75
	2.0

3.1 球頭円錐体

球頭円錐体形状において、球頭部の半径  $R$  と円錐部の半頂角  $\theta$  をパラメータとして計算を行った。Fig. 4, 5 に  $\theta = 20$  度とし  $R$  を変化させたときの揚抗比と弾道係数を示す。 $R$  が大きくなるにつれて  $C_L/C_D, B_m$  ともに小さくなっていくことがわかる。一方、 $R = 0.3$  とし  $\theta$  を変化させたときの揚抗比と弾道係数を Fig. 6, 7 に示す。この場合も同様に  $\theta$  が大きくなるにつれて  $C_L/C_D, B_m$  ともに小さくなっていくことがわかる。つまりどちらの場合にも球の割合が小さく、全長が長い方が  $C_L/C_D, B_m$  ともに大きくなることがわかる。

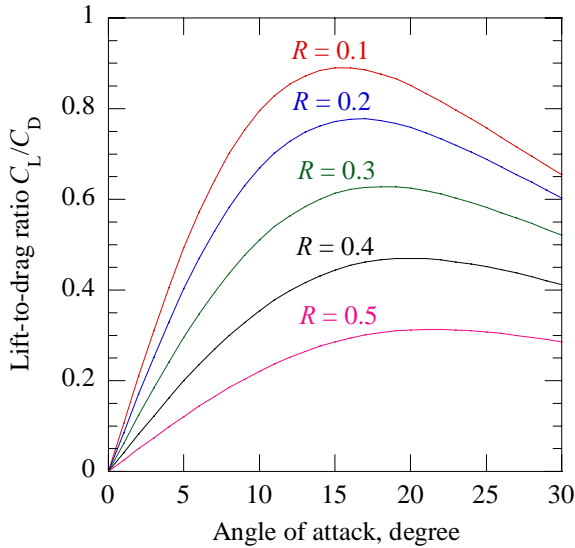


Fig.4 Lift-to-drag coefficients with several sphere radii at  $\theta = 20$  degree.

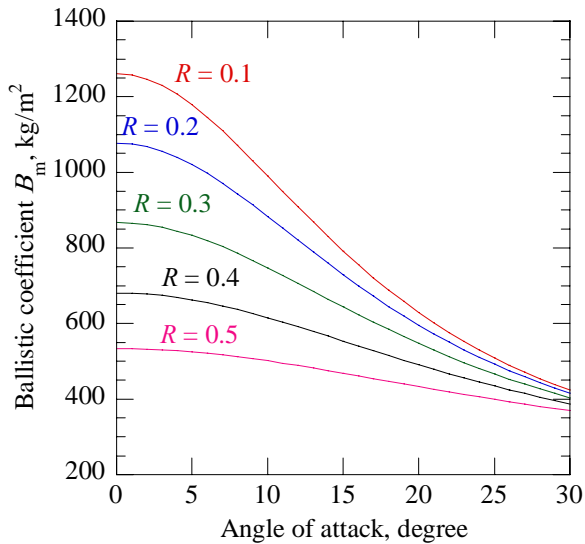


Fig.5 Ballistic coefficients with several sphere radii at  $\theta = 20$  degree.

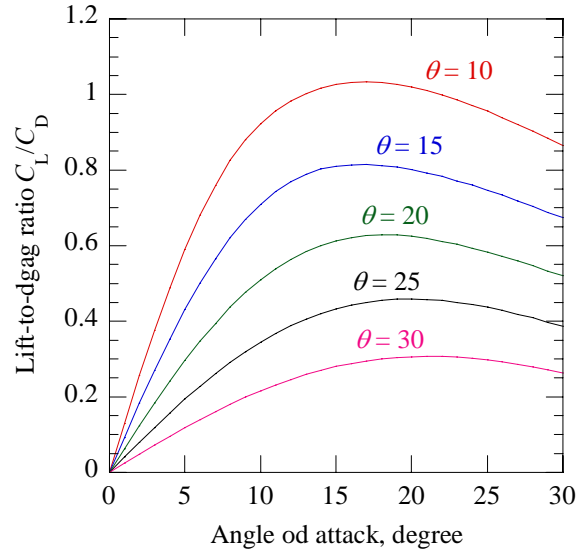


Fig.6 Lift-to-drag coefficient variation with several half apex angle of the cone at  $R = 0.3m$

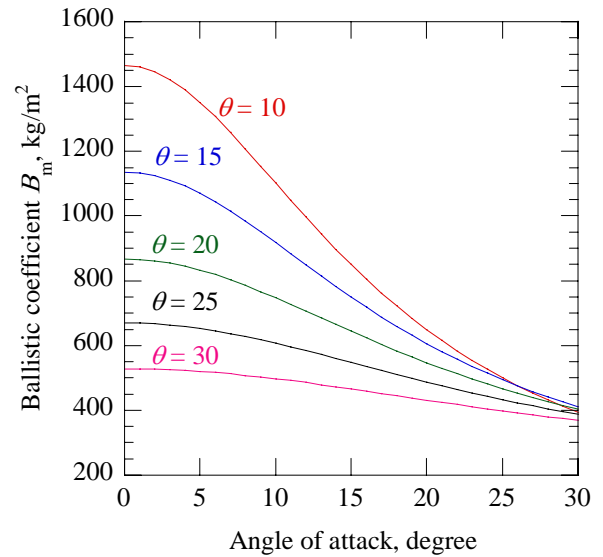


Fig.7 Ballistic coefficient variation with several half apex angle of the cone at  $R = 0.3m$

3.2 回転楕円体

回転楕円体形状において、底面の直径  $D$  を 1.5m で固定し、全長  $L$  をパラメータとしたときの揚抗比と弾道係数を Fig. 8, 9 に示す。この結果、全長  $L$  が長くなるにつれて揚抗比、弾道係数ともに大きくなっていくことがわかる。要求の弾道係数  $700kg/m^2$ 、揚抗比 0.4 を満たすためには  $L=2.0 \sim 2.5$  程度にすればよいことがわかる。

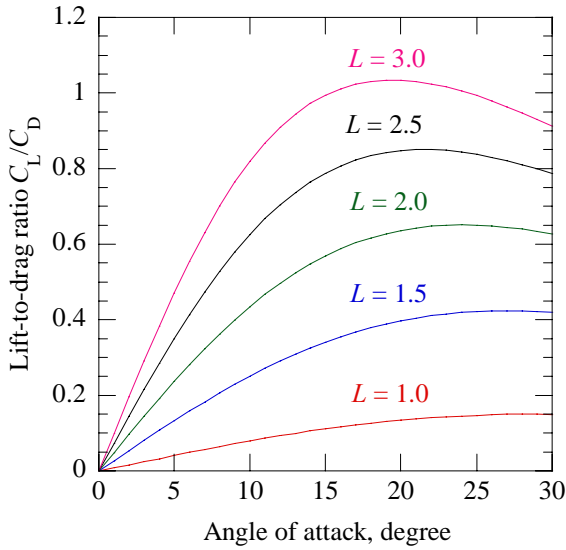


Fig.8 Lift-to-drag coefficient variation with several length of the ellipse at  $D = 1.5\text{m}$

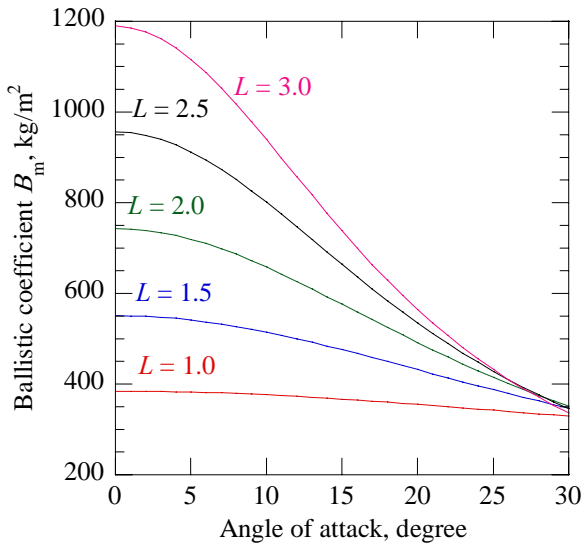


Fig.9 Ballistic coefficient variation with several length of the ellipse at  $D = 1.5\text{m}$ .

3.3 修正回転楕円体

上下異なる回転楕円体からなる修正回転楕円体形状においては、底面の直径を 1.5m で固定することはできないため、底面の上部、下部短半径  $b_1, b_2$  の和が 1.5m とし、底面積が同一となるようにして変化させたときの揚抗比と弾道係数を Fig. 9, 10 に示す。この際、底面の長半径と全長はそれぞれ 0.75m, 2.0m, で固定して計算した。すると修正回転楕円体では上部の割合が大きくなるにつれて揚抗比 0.4 を満たす角度が大きくなっていき、その際の弾道係数も大きくなっていく。一方、底面の半径を上面  $b_1 = 1.125\text{m}$ , 下面  $b_2 = 0.375\text{m}$  で固定し、全長を変化させたときの揚抗比と弾道係数を Fig. 10, 11 に示す。この場合は回転楕円体と同様に全長が長くなるにつれて弾道係数、揚抗比ともに大きくなっていくことがわかる。この結果から修正回転楕円体によって回転楕円体よりも短い全長で要求を満たせることがわかる。すると修正回転楕円体では上部の割合が大きくなるにつれて揚抗比 0.4 を満たす迎角が大き

くなっていき、その際の弾道係数も大きくなっていく。この結果から修正回転楕円体によって回転楕円体よりも短い全長で要求を満たせることがわかる。

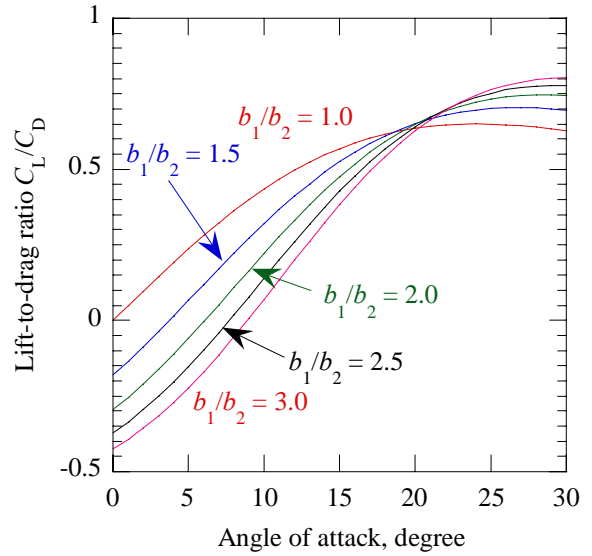


Fig.10 Lift-to-drag coefficient variation with several ratio of the upper shot radius to lower one of the modified ellipse.

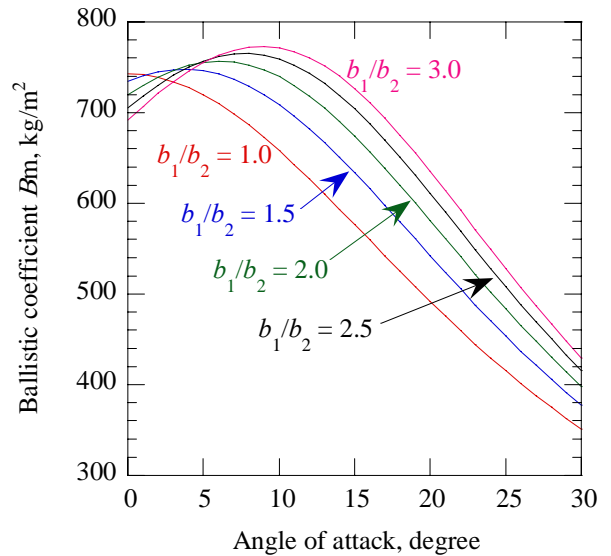
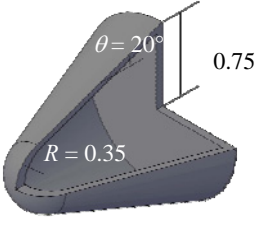


Fig.11 Ballistic coefficients with several ratios of the upper shot radius to lower one of the modified ellipse.

3.4 各エアロシェル形状における最適形状

これまで見てきたようにどの形状においても全長を長くすることによって弾道係数、揚抗比ともに大きくなっていき、妥当な形状を選ぶことによって弾道係数 700, 揚抗比 0.4 を満たすことが可能であることがわかった。各形状における要求を満たす形状とその際のトリム角をまとめると表 2 のようになった。本研究においては製造のしやすさと空力係数の予想しやすさという観点から球頭円錐体を用いることとした。

表 2 各エアロシェルにおける最適形状

形状	トリム角	揚抗比	弾道係数	
球頭円錐体	9.0	0.40	695	
回転楕円体	8.4	0.40	703	0.75 0.75 $L = 2.07$
修正回転楕円体	13.4	0.40	700	$b_2 = 1.0$ 0.75 2.0

4. 極超音速風洞試験

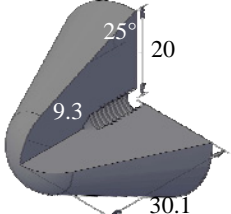
次に先に行った球頭円錐体形状における空力係数の妥当性を検証するために東京大学柏キャンパスにおいて開発されている極超音速風洞において実験を行った。本実験における気流条件を表 3 にまとめた。また本実験においては用いた試験模型を表 4 に示した。底面の直径は本極超音速風洞におけるブレイク限界である直径 40mm とし、半頂角を 15 度、20 度、25 度の 3 パターンを用いて実験を行った。求められた空力係数を Fig12~15 に示す。本研究においてはオイラー方程式を用いた CFD も行ったためその結果も各グラフにあわせて示す。どの空力係数に対しても修正ニュートン法、CFD、実験結果ともある程度よい一致を示した。これらの結果を比較すると CFD、修正ニュートン法、風洞試験結果において 15% 程度の誤差でトリム時の揚抗比、弾道係数が評価された。今後、調布航空宇宙センターに設置の極超音速風洞においても実験を行い、さらに高迎角のデータを取得するとともに今回の実験結果と比較し、実験結果の精度評価を行っていく予定である。

表 3 風洞気流条件

作動気体	空気
澱み点圧力	0.95MPa
気流マッハ数	7.1
澱み点温度	600K
動圧	7.5kPa
レイノルズ数	$1.6 \times 10^5 \text{ m}^{-1}$
迎角	-10~10
通風時間	60s

表 4 試験模型

模型名称	20
MASC15	47.9
MASC20	20
MASC25	37.0



5. 重心位置に対するトリム角

最後に先に求めた半径 0.35m、半頂角 20 度の球頭円錐体形状を用いて重心位置に対するトリム角について修正ニュートン法の計算結果を用いて検討した。流れ方向に対する重心位置が澱み点から 0.20, 0.40, 0.60 それぞれの位置におけるトリム角に対する高さ方向の重心位置を表すと Fig.16 のようになった。ここでこの機体の空力中心は澱み点から 1.01m の点である。この図から重心位置が空力中心に近づくにつれてトリム角への重心位置のずれの影響が大きくなることがわかる。今後、重心位置は機体の安定性にも大きく影響を与えるため、今後、安定性解析を併せて行っていく。

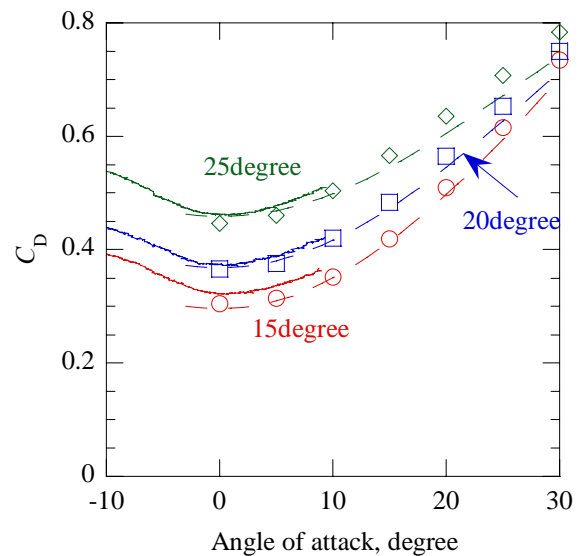


Fig.12 Drag coefficients with several half apex angles; solid lines show experimental results, points do CFD ones, and dotted lines do the ones by modified Newton theory



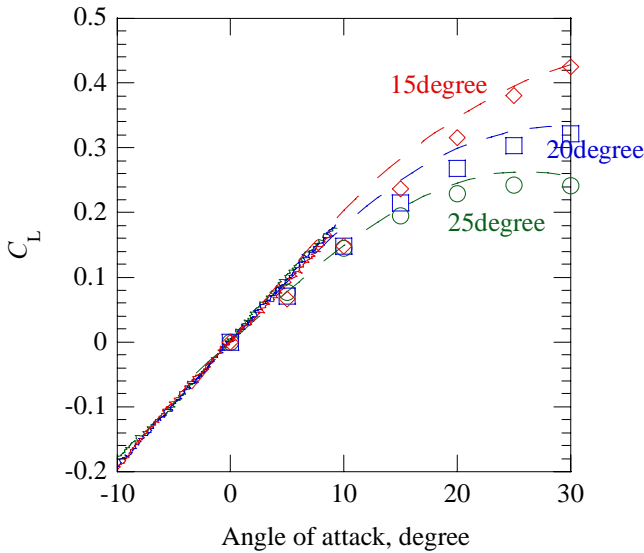


Fig.13 Lift coefficients with several half apex angles; solid lines show experimental results, points do CFD ones, and dotted lines do the ones by modified Newton theory

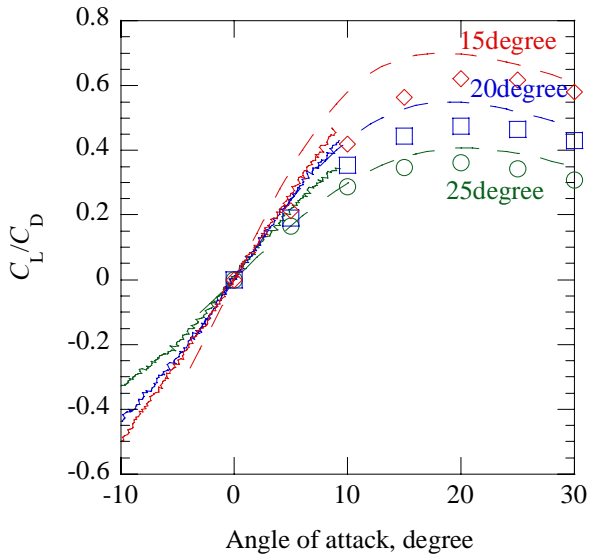


Fig.14 Lift-to-drag coefficients with several half apex angles; solid lines show experimental results, points do CFD ones, and dotted lines do the ones by modified Newton theory

6. 結論

現在 JAXA で検討中の火星無着陸サンプルリターンシステムを実現するための揚抗比 0.4, 弾道係数  $700\text{kg/m}^2$  のエアロシェル形状について検討を行い, 以下のような結論を得た.

- 1) 修正ニュートン法を用いて球頭円錐体, 回転楕円体, 修正回転楕円体について検討した結果, どの形状を用いても必要な揚抗比, 弾道係数を実現可能であることがわかった.
- 2) 製造のしやすさからと空力係数の予測しやすさという観点から本研究においては球頭円錐体形状を用いることとし, CFD とともに極超音速風洞試験を行った.
- 3) その結果, CFD, 修正ニュートン法, 風洞試験結果において 15%程度の誤差でトリム時の揚抗比, 弾道係数を評価することができた.

参考文献

- 1) Satoh, T., Kubota, T., Okada, T. Mitsuoka, A., Imamura, T., Ogawa, N., Miyamoto, H., Terada, N., Seki, K., and Fujita, K., "Japan's Mars Exploration with a Lander and Orbiters (MELOS): An Overview," Paper 2009-k-22, 27<sup>th</sup> International Symposium on Space Technology and Science, Tsukuba, Japan, 2009
- 2) Ogawa, N., Morimoto, M., Yamada, T., Fujita, K., Yamaguchi, T., Kawakatsu, Y., Kubota, T., and Kawaguchi, J., "Preliminary Mission Analysis and Orbit Design for Next Mars Exploration," Paper 2009-k-23, 27<sup>th</sup> International Symposium on Space Technology and Science, Tsukuba, Japan, 2009
- 3) 柳沢三憲、菊池一雄：ニュートン流理論を用いた三次元物体の動安定微係数の計算, 航空宇宙技術研究所報告, NAL TR-722、1982

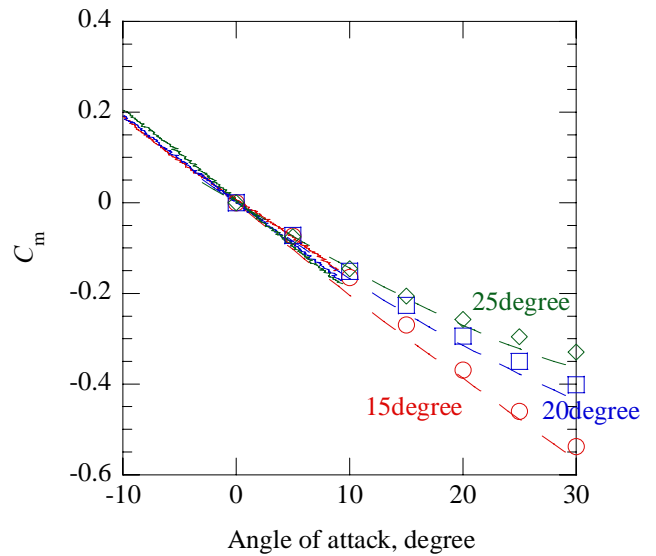


Fig.15 Pitching moment coefficients with several half apex angles; solid lines show experimental results, points do CFD ones, and dotted lines do the ones by modified Newton theory

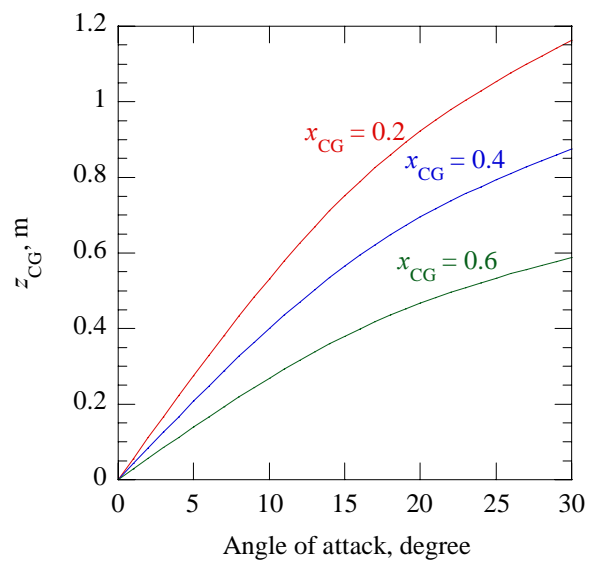


Fig.16 Height of the center of gravity for several trim angles.