

# 再使用観測ロケット転回飛行における空力特性と運動解析

葛生和人 (宇宙航空研究開発機構・情報計算工学センター)

野中聡 (宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所)

青野淳也 (株式会社 計算力学研究センター)

嶋英志 (宇宙航空研究開発機構・情報計算工学センター)

## Aerodynamic Characteristics and Kinematic Analysis during Turnover of a Reusable Sounding Rocket

by

Kazuto Kuzuu (JAXA/JEDI center)

Satoshi Nonaka (JAXA/ISAS)

Junya Aono (Research Center of Computational Mechanics, Inc.)

Eiji Shima (JAXA/JEDI center)

### ABSTRACT

Flight performance of a reusable sounding rocket during turnover was investigated by numerical analysis. In this study, we first carried out the numerical flow simulation to obtain aerodynamic characteristics in dynamic conditions. This simulation is based on three dimensional unsteady full Navier-Stokes equation, and a flow field is solved by an in-house code, LS-FLOW. After that, we solved kinematic equations of a rotational rigid body using obtained dynamic characteristics. This analysis is also carried out numerically by using the 4th order Runge-Kutta method. The calculated body is of a simple baseline shape whose aerodynamic parts, fins, strakes, canards and so on are not attached. However, simulated conditions are based on the actual flight environment. For validation, we first compared the numerical flow simulation with the wind tunnel test data in a static condition where an attack angle of the body is fixed. Agreement of those results is satisfactory. From the results under the dynamic conditions, we could evaluate the dynamic damping characteristics of pitching moment during turnover maneuver. As a result, we confirmed that the breakdown of the longitudinal vortices during turnover largely affects flight performance rather than the dynamic damping effect.

### 1. はじめに

垂直離着陸型再使用観測ロケットは、大幅な輸送コスト低減を目指した将来型宇宙輸送システムの 1 つである。本ロケットの最も特徴的な部分は、滑空、転回飛行を経て最終的な垂直着陸に至るといった特殊な飛行形態にあると言える。このような飛行形態は、再使用可能観測ロケットとしての本機の重要な機能、「発射地点への帰還能力を有する」という要求性能を満たすものである。

このようなシステムを構築する上で、重要な検討課題の一つに転回飛行性能がある。しかし、ロケットのような細長飛翔体に関して、転回飛行時の動特性を示すようなデータは少なく、また、転回飛行を実験的に模擬してその特性を取得するのも困難な面が多い。筆者らは、そのような飛行性能を評価するための一手段として、これまで流体解析を実施し、機体転回時の空力動特性の評価を行ってきた<sup>1)2)</sup>。

本研究では、これまでの研究結果を踏まえつつ、より厳密な動的転回性能を調べるために、あらたな条件で流体解析を実施し、空力特性評価を行った。また、本流体解析から得られた空力動特性データをもとに、機体の運動解析も行い、実際の機体の運動特性の評価も行った。

### 2. 解析手法

#### 2.1 流体解析

流体解析手法について述べる。

解析は JAXA/ JEDI センター内製の任意多面体非構造圧縮性ソルバー LS-FLOW<sup>3)</sup>を用いて行った。LS-FLOW は、セル中心有限体積法で空間離散化した 3 次元非定常圧縮性 Navier-Stokes 方程式に基づく非構造流体ソルバーである。本解析では、非定常解析精度を確保するため、時間刻みに 3 点後退差分近似を適用し、LU-SGS 法により時間発展陰解法を行った。また、一様流中を転回する機体の運動を再現するために、移動座標系の格子を採用している。その他数値計算スキームに関しては、再構築用勾配計算法として

LSQ 法 (非粘性項) および Green -Gauss 法 (粘性項) を、勾配リミッターに Venkatakrishnan<sup>4)</sup>の勾配制限関数、数値流束スキームには、SLAU<sup>5)</sup> (非粘性項) および Wang の方法<sup>6)</sup> (粘性項) を採用した。

また、流れ場は大規模剥離を伴う非定常流れとなることを想定し、乱流モデルとして DDES モデル<sup>7)</sup>を適用している。なお、実験との比較検証のため、固定迎角での解析も行い空力静特性を求めている。ただし、この場合、転回の解析と同様に定常計算ではなく非定常計算を行い、時間平均をもって空力特性値を算出している。

#### 2.2 運動解析

本研究の主要課題は、機体の転回飛行に着目してその運動特性を調べることにある。したがって、ここでの運動解析は、転回飛行の特性解析に限定することとした。以下に、ピッチング運動に関する一般的な剛体系運動方程式を示す。

$$I \frac{dq}{dt} = S_{area} \cdot L_{engh} \cdot Q (C_m(\alpha) - C_{m_q}(\alpha) \cdot q) \quad (1)$$

$$q = \frac{d\alpha}{dt} \quad (2)$$

$$Q = \frac{1}{2} \rho U^2 \quad (3)$$

ここで  $\alpha$  は迎角、 $q$  は転回の角速度、 $I$  は重心を通る回転軸周りの慣性能率、 $C_m$  は重心周りのピッチングモーメント係数、 $C_{m_q}$  はダンピングモーメント係数、 $Q$  は動圧、 $S_{area}$ 、 $L_{engh}$  は機体底面積、機軸長さである。なお、ダンピングモーメント係数は、流体解析において得られた転回時のピッチングモーメント係数分布とその時の回転速度から、線形仮定のもと回転角速度に対する変化率として求めている。運動方程式(1)式は、4 次のルンゲクッタ法を用いて時間発展の数値解として求めた。

### 3. 解析条件

#### 3.1 機体形状および機体特性値

解析を行った機体形状および運動解析に必要な機体の重量特性についてのべる。

本解析で使用した機体形状は、再使用観測ロケットの初期ベースライン形状をベースとして作成された風試模型をもとにしている。Fig.1にその外形を示す。形状は、機体先端部が半球形状を有し、そこから2つの円錐台をつなぎ合わせた形状となっている。また、機体底面（後端部）は平面ではなく、一定の曲率を持たせたものとなっており、機体側面（円錐台）とRにより滑らかにつながるように面処理が施されている。機体主要部位の寸法（模型実寸および全長比率）は、Table.1に示す通りである。

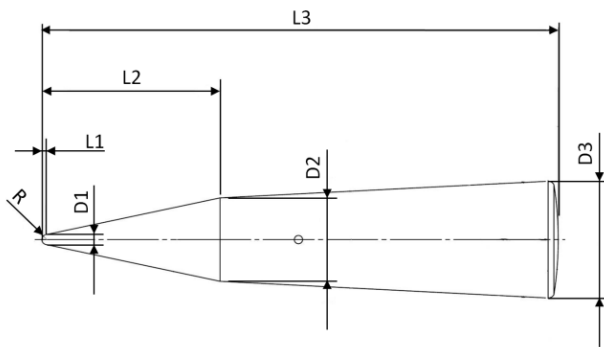


Fig.1 Configuration of body

Table.1 Body scale

	模型 (mm)	機体長基準
L1	2.38	0.00769
L2	106.84	0.345191
L3	309.51	1
D1	5.86	0.018933
D2	50	0.161546
D3	70	0.226164
R	3	0.009693

Table.2 Gravitational center and inertia

重心位置 (全長比 %)	慣性能率(kgm <sup>2</sup> )
60	51810.10
65	50716.65
70	47250.01

本研究では、流体解析で求めた空力特性に基づいて、転回飛行時の運動解析を行っている。転回の運動解析に必要な機体の重心位置、慣性能率は、機体重量  $5t$ 、機体長さ  $13.5m$ （風試模型と相似形状）とし、さらに機体密度を均質と仮定して求めた。この時、機体底面は平面と仮定している。また、上記条件による機体の重心位置は、計算上全長比  $66\%$  となるが、重心位置のずれを想定した運動特性解析を行う必要から、重心位置のずれが生じたケースに応じてそれぞれの慣性能率を算出している。（重心位置の調整は機体断面寸法を調整して行っているが、流体解析での機体形状は、Table.1に示した寸法に固定している。）機体の慣性能率値を Table.2 に示す。

#### 3.2 計算格子

本解析に用いられた計算格子を Fig.2 に示す。

計算格子には、直交・物体適合ハイブリッド格子を用いた。直交・物体適合ハイブリッド格子は、物体表面近くは物体形状に適合した 6 面体レイヤーメッシュ、物体から離れた領域では 8 分木構造の直交格子で構成される任意多面体非構造格子で、JAXA/JEDI センター内製の自動格子生成ツール LS-GRID<sup>8)</sup> を用いて作成されたものである。格子の規模は約 300 万セルである。計算空間は、前後、左右、上下の全ての方向で機体長比率で 8 倍の領域とした。

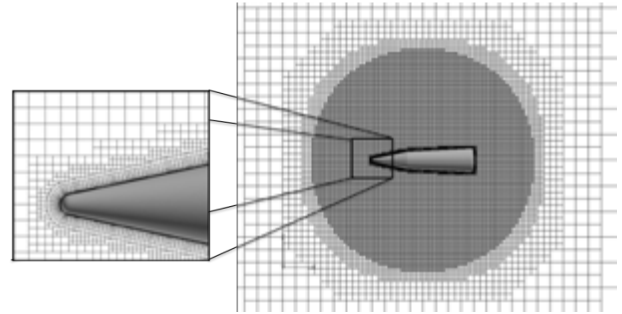


Fig.2 Configuration of computational mesh

#### 3.3 気流および飛行条件

流体解析に用いた気流条件は、固定迎角と転回飛行の 2 条件を設定している。固定迎角の解析は、基本的に風洞試験結果との比較検証用として行っているが、実機飛行条件でのレイノルズ数効果も調べるという目的から、2 種類のレイノルズ数（風試および実機相当）を設定した。迎角の範囲は、固定迎角が  $0, 30, 60, 90, 120, 150, 180$  度、転回解析が  $0$  度~ $360$  度での連続的変化となる。なお、転回飛行解析における無次元角速度  $k$  は  $0.147$  とした。この値は、実機  $80m/s$  飛行、転回速度  $100$  度/s を想定したものである。

$$(k = \omega L/2/U = 1.745 \text{ rad/s} \times 13.5 \text{ m} / 2/80.0 \text{ m/s})$$

各気流条件を Table.3 に示す。

Table.3 Flow condition of CFD analysis

気流条件	風試検証		実機相当	
	固定迎角	固定迎角	固定迎角	転回
Mach	0.1	0.1	0.1	0.1
Re	1.20E+05	8.20E+07	8.20E+07	8.20E+07
無次元角速度				0.147

一方、運動解析としては Table.2 に示した実機機体の慣性能率に加えて、転回時飛行速度  $80m/s$ 、大気密度  $1.2kg/m^3$  とし、動圧  $q=3840kg/m^2 (=0.5 \cdot 1.2 \cdot 80^2)$  を想定している。

### 4. 結果と考察

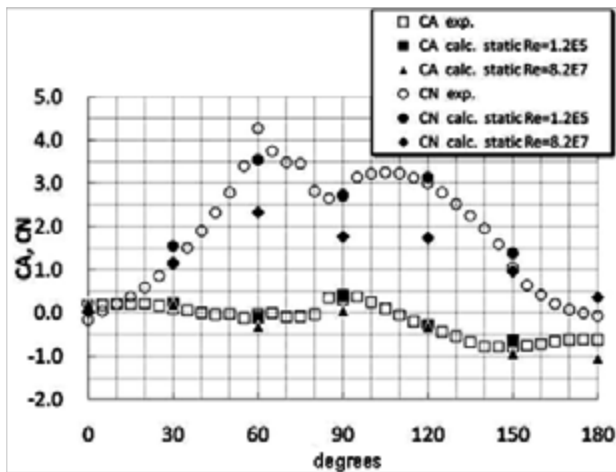
#### 4.1 固定迎角における静的空力特性

本研究の解析は、大規模剥離を伴う大迎角機体を対象としたものであり、流れ場も非定常性が顕著となる場合が予想される。したがって、通常の小迎角飛行での航空機のように定常特性を想定した定常解析が困難であり、その意味で非定常解析から得られる空力特性の信頼性を確かめておく必要がある。

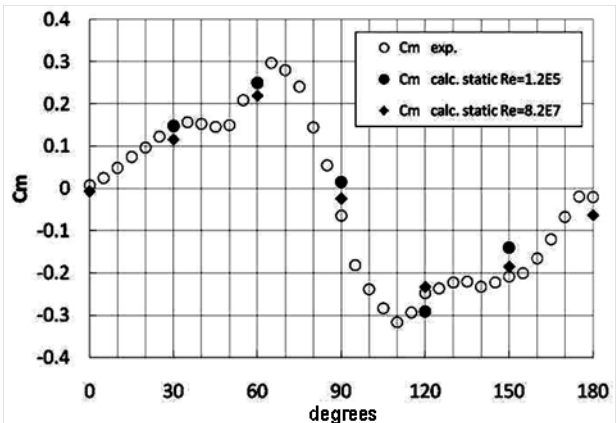
そこで先ず、固定迎角における解析結果を風洞試験の結果と比較し、本ソルバー LS-FLOW の非定常解析精度の検

証を行った。計算結果である非定常データの計算ステップ（時間）履歴より、平均値としての空力特性値を算出し、風洞試験結果と比較したものが Fig.3(a)(b)である。

Fig.3(a)は、迎角に対する軸力（CA）および法線力（CN）の変化を示したものである。図に示すように、機体背面縦渦の非対称性が顕著となる迎角 60 度付近での法線力には若干の違いが見られるものの、全体的に風試レイノルズ数での解析結果は、実験結果と良好な一致を示しているといえる。特に、迎角 90 度付近では、機体背面に生じる大規模剥離による非定常現象が著しいにも関わらず、法線力、軸力ともに実験結果をよく再現しているといえる。また、Fig.3(b)に示すように、ピッチングモーメントに関しても、低レイノルズ数条件での計算結果は、風試結果と良好な一致を示している。これらのことから、DDES 乱流モデルを用いた非定常解析結果をもとに算出される空力特性の評価として、本解析は十分な信頼性を得ていると判断できる。



(a) Axial and normal force coefficients



(b) Pitching moment coefficients

Fig.3 Comparison of static aerodynamic characteristics between experiment and CFD

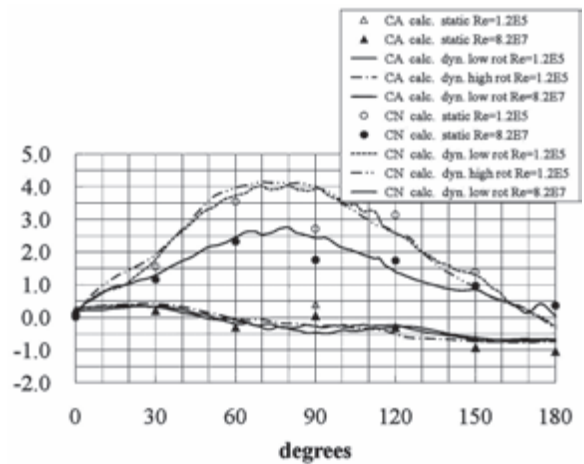
一方、実機条件を想定した高 Reynolds 数条件での解析からは、結果的に Reynolds 数効果として法線力への影響が著しいことがわかる。これは、高レイノルズ数条件における、剥離線の後流側への移動に起因するものと考えられる。ただし、軸力やピッチングモーメントへの Reynolds 数効果は何れの迎角においても少ないという結果を得た。軸力への影響が小さい理由は、Reynolds 数による剥離線の移動が機軸方向の力に寄与し難いことから明らかであるが、ピッチングモーメントへの影響も同様に小さいのは、剥離域の移動が機体先端から後端まで一様に及んでいることによるもの

のと推測できる。すなわち、剥離域が機体全域で一様に後退することにより、風圧中心の移動が小さく抑えられ、結果的にピッチングモーメントへの影響も少なくなっているものと考えられる。

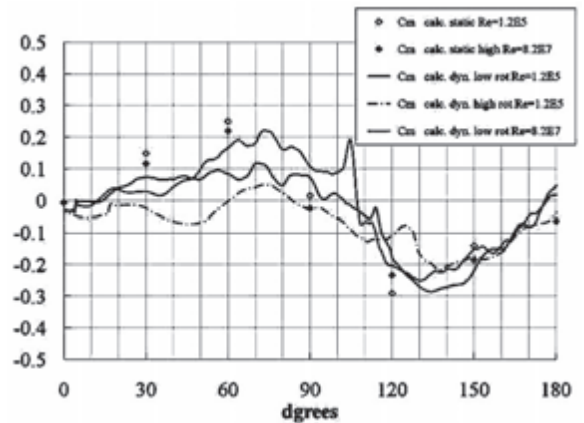
以上のように、高レイノルズ数条件での解析結果に関しては、実機での検証が困難であることを考慮すると、DDES 乱流モデルを適用した大規模剥離を伴う非定常流れから算出される空力特性は、参考データとして十分有用なものであると判断できる。

4. 2 転回飛行時の動的空力特性

筆者らはこれまで再使用観測ロケット転回飛行時の非定常流れ場の流体解析を行い、動的な空力特性を調べてきた。解析条件は、風試 Reynolds 数と実機 Reynolds 数の 2 種類の条件で行われた。その結果、迎角 90 度前後の大迎角剥離の現象に関連して 2 つの大きな流れ場の動的特性を認めることができた。1 つは、固定迎角解析結果に見られるような迎角 60 度から 70 度における法線力の急激な減少が動解析結果では回避されていること (Fig.4(a))、もう 1 つは、固定迎角での結果と比較して、頭上げピッチングモーメントが迎角 90 度前後で増加の傾向にあること (Fig.4(b)) である。これらの特徴は大迎角時の機体後方縦渦の存在が重要な役割を果たしている。実際、流れの可視化結果から、転回飛行時にはこれらの縦渦が崩壊せず機体背面に保持されていることが確認され、そのことが上記特性に影響していることを考察した (Fig.5)。



(a) Axial and normal force coefficients



(b) Pitching moment coefficients

Fig.4 Comparison of static and dynamic characteristics in CFD results

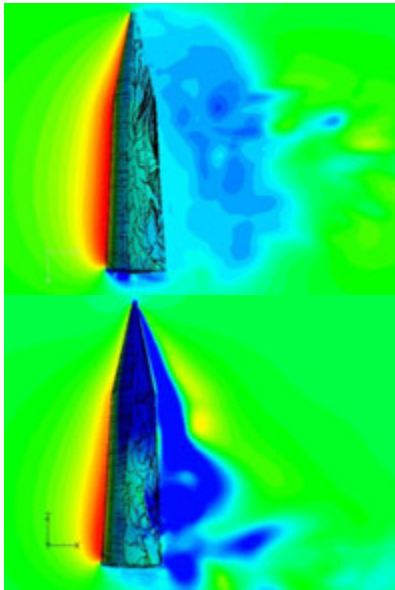


Fig.5 Comparison of flow fields between static and dynamic conditions (Color:pressure on the body and the central section, Lines:surface stream lines, upr:static, lwr:dynamic)

今回は、さらに実機ベースでの転回特性を運動解析から調べるために、迎角 0~360 度までの範囲で解析を実施した。この迎角は、主流中に置かれた機体の転回時の動的ピッチングモーメント特性を考えた時必要な解析範囲である。動的環境では、Fig.6 に示したように同じ迎角であっても、機体ノーズ部分が主流方向に引き起こされる回転(A)と、主流に向かう回転(B)の場合とでそのモーメント特性が異なってくる。図から明らかなように、1方向1回転(360度)の解析によってこの状況は再現可能であり、このことを踏まえて上記の迎角範囲を設定した。なお、今回実施した解析条件は実機ベースの高 Reynolds 数、無次元角速度  $k=0.147$  の条件を想定した。以上の考え方をもとに解析を行った結果を以下に示す。

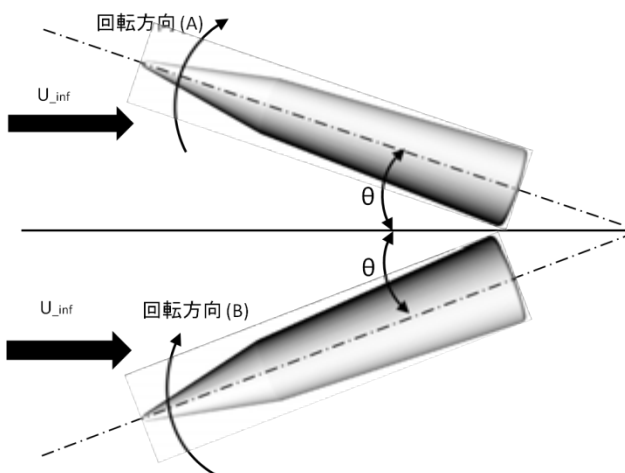


Fig.6 Relation of pitching moment and free stream direction

Fig.7は回転方向によるピッチングモーメント特性の違いを示している。グラフは一定回転速度 ( $k=0.147$ ) かつ正負回転方向のモーメント特性を表している。モーメント特性は重心位置を機体先端から 60%BL (BodyLength) 位置として、重心位置周りの値として求めたものである。固定迎角での特性値は風試結果である。ここで、解析と風試との比較は、Reynolds 数の異なる条件での比較となるが、前項で述べたようにピッチングモーメント特性に関しては、

Reynolds 数の影響を受けにくいという結果を得ているため、ここではそのまま形で特性比較を行った。なお、Fig.7のグラフで $+\omega$ は、主流方向を左から右とした場合の時計回りの機体の回転方向に相当する。

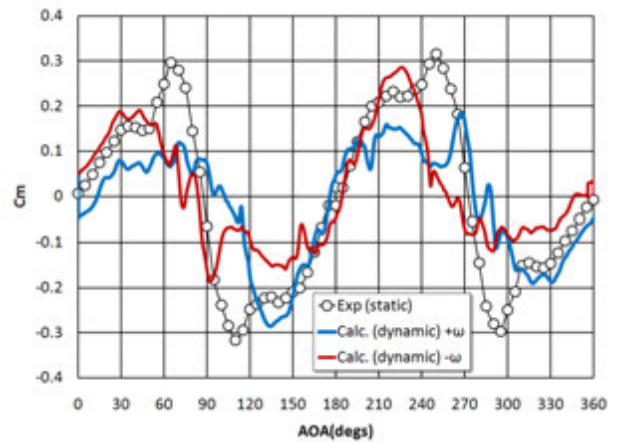


Fig.7 Difference of dynamic characteristics by rotational direction

まず、転回開始に当たる機体引き起こし直後から迎角 90 度まで ( $+\omega$ ) のモーメント特性を見てみる。結果は、同じ迎角の静特性に比べていずれも低い値を示しているのがわかる。これは、いわゆるピッチングモーメントのダンピング効果とみなすことができる。しかし、90~120 度の間では逆に正方向にモーメントが増加する傾向が見られる。これは、動的な回転運動の中での機体後方縦渦の崩壊遅れに起因している。これらのことは、筆者らはこれまでの解析結果で既に指摘してきた。

また、迎角 180 度 (着陸姿勢) までに機体が回転を停止するか 180 度を超過して回転し続けるかは、この範囲の動的モーメント特性が大きく影響してくることは容易に予想される。90 度以降の動的なモーメント特性を見る限り、いわゆるダンピング効果が減っており、このことは、ダンピング効果を迎角に対して不変と仮定した場合よりも、実際には 180 度 (着陸姿勢) に達しやすいことを示唆している。

一方、機体が 180 度に達せずにノーズの向きが主流方向に戻り始める場合を考える。この時の動的モーメントは、 $-\omega$  方向のモーメント特性を考える必要がある。解析結果では、180 度~90 度の範囲ではダンピング効果がみとめられるが、90 度~45 度の範囲ではダンピング効果が弱くなっている。これらの特徴は、結果的に転回運動性能に大きく影響するものと推測される。

次に、流体解析結果の可視化を通して、上で述べたような動的ピッチングモーメント特性をもたらす流れ場の様子を示す。Fig.8 は正方向回転 (図中、時計回り)、迎角 130 度、230 度における圧力分布と機体表面流線表したものである。迎角 230 度の場合、迎角 130 度で逆回転の場合と等価である。

図中の圧力分布は、迎角 130 度に比較して迎角 230 度のほうが回転方向に対するダンピングが若干大きいことを示しており、そのことは Fig.7 で示した特性値と一致している。

以上のように一様流中に置かれた転回飛行条件でのモーメント特性は同じ迎角に対しても、その回転方向により大きく影響することが確認できた。しかしながら、その一方で、着陸姿勢付近、すなわち迎角 180 度前後では回転方向による特性の差は小さいという傾向もみられる。したがって、実際の転回飛行での着陸姿勢付近 (180 度前後) での

現実的な迎角のブレを考えると、上で述べたような回転方向によるダンピング特性の違いは大きくは影響しないとみなすことができる。

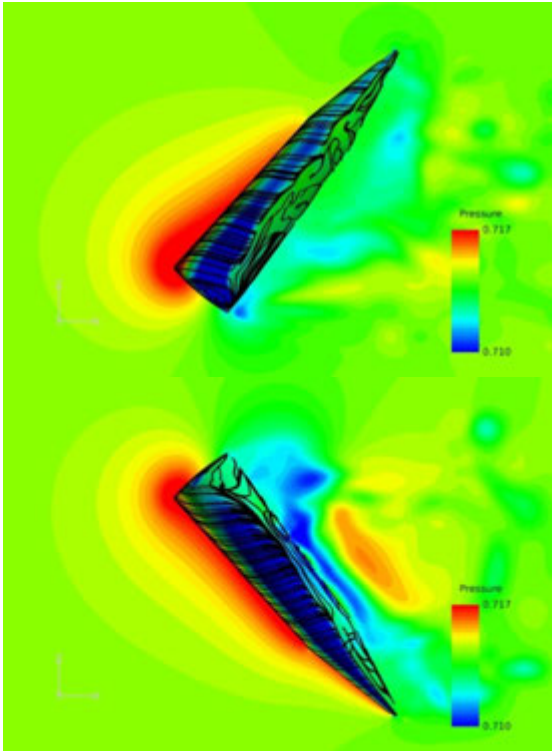


Fig.8 Comparison of pressure and surface stream lines between positive and negative rotations (upr:AOA=130degs, lwr:AOA=230degs corresponding to AOA of 130 degs in reverse rotation condition)

#### 4. 3 転回飛行時の運動特性

4. 2において一定の回転速度を与えた場合のピッチングモーメント特性を示し、静的なモーメント特性との比較から、機体の転回運動の振る舞いについて考えてきた。

実際の転回運動は、転回の開始から、時々刻々変化する回転速度に応じて動的なモーメント特性が変化するものであり、それらを考慮して転回運動特性を予測する必要がある。本節では、2. 2で示した剛体の運動方程式から転回運動解析を行い転回運動特性を調べることにする。

まず、迎角変化に対して一定のダンピング特性を与えた場合の運動特性を示したものが Fig.9 である。ここでのダンピング特性は、流体解析で想定している角速度 ( $q=1.492 \text{ rad/s}$ ) に対して迎角 30 度時のモーメント係数変化分 (-0.1) からダンピング係数 ( $Cmq = 0.1/1.492=0.067$ ) を求め、その値を一定値として与えた。図に示すように、ダンピング効果を考慮した場合は、65% 重心位置の特性では、ダンピングが強く作用し、着陸姿勢 (迎角 180 度) に至らないという結果を得た。

さらに、動的解析結果をもとに、回転角速度によるモーメント変化分を考慮し運動解析を行った。なお、運動解析に用いる各モーメント分布は、静特性の場合と同じく最小二乗法を適用した多項式近似を採用している。また、回転速度に応じたモーメント変化分は迎角ごとに線形を仮定している。

以上の仮定をもと算出した、重心位置 60%BL の時の迎角に対するダンピング係数の分布を Fig.10 に示す。ここでは、順逆それぞれの回転方向に対する値を示している。 $Cm_q$  は回転方向の加速を抑制する方向 (減速を増長する方向) を正として表している。

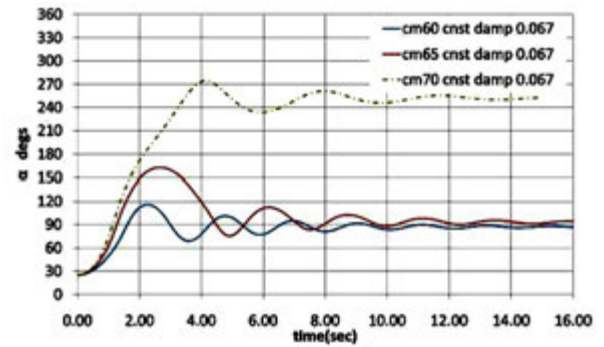


Fig.9 Kinematic characteristics of the body with constant damping property

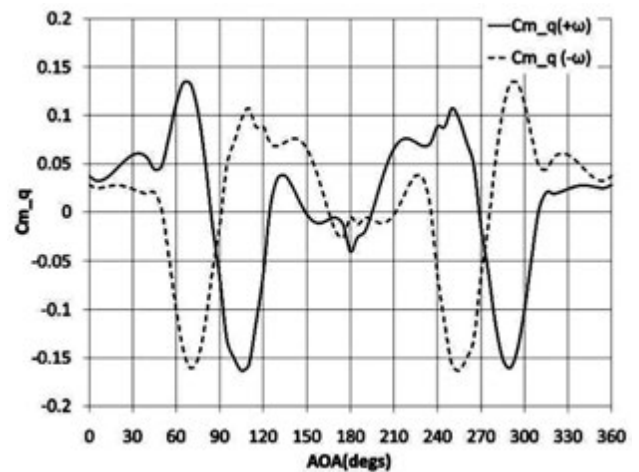


Fig.10 Distribution of damping coefficients

なお、図中で $+\omega$ は迎角 0 度から 360 度に向かう転回、 $-\omega$ は迎角 360 度から 0 度に向かう転回状態を示している。グラフから明らかなように実際の転回中のダンピング係数は一定ではなく、特に、ある迎角範囲に対してはダンピングがマイナス側に働くという分布となっている。たとえば、正方向の転回に対しては、迎角 90 度から 120 度の範囲でマイナスのダンピングが働いている。

このような現象は、これまで筆者らが述べてきた動的環境下での機体背面の縦渦崩壊の遅れに起因していると思われる。結果的には、正負モーメントの逆転が静特性では迎角 90 度であるのに対して、回転を考慮した場合は迎角 105 度という違いをもたらしている (Fig.7 60%BL 重心、正方向回転時)。

このような縦渦崩壊の遅れ、いわゆる位相遅れは、実際には回転速度によっても変化するものである。しかし、Fig.10 のグラフにはそのことは考慮されていない。そこで、動的なダンピング係数を運動解析に取り入れるに際して、ここでは、位相遅れがどの程度運動特性に影響するかも調べるため、位相遅れを考慮しない場合と考慮した場合の 2 ケースの運動解析を行うことにした。なお、ここでの位相遅れ分は、無回転状態から本解析条件である回転速度までの範囲で線形に変化するものと仮定している。以上のことを踏まえて、実際の運動方程式に動的ダンピング係数 (2 ケース) を組み込み、運動解析を行った。その結果を Fig.11(a)(b)に示す。

Fig.11(a)は縦渦崩壊による位相ずれが生じないように動的モーメント特性分布を補正したのち、ダンピング係数を求め、運動解析を行った結果である。全体的なダンピングの効果は、一定のダンピング係数を仮定した場合の結果と比較すると弱まっているが、転回開始から 2.00 秒前後まで

のいわゆる機体が着陸姿勢に達するまで期間で比較すると大きな差はみとめられなかった。

一方、Fig.11(b)は、回転速度に応じて位相位置が線形に変化するという仮定の下、動的モーメント特性分布に補正を加えたダンピング係数をもとに運動解析を行った結果である。グラフから明らかなように、全体的な運動特性を見る限り、ダンピングの効果はかなり小さくなっていることがわかる。特に、着陸姿勢に達するまでの、転回開始後2.0秒前後までで比較すると、65%BL 重心位置での運動特性が位相のずれの影響を大きく受けているのがわかる。すなわち、着陸姿勢直前の運動は、ダンピング特性そのものより、むしろ機体背面の縦渦崩壊タイミングによる位相遅れが大きく影響するものと予想される。

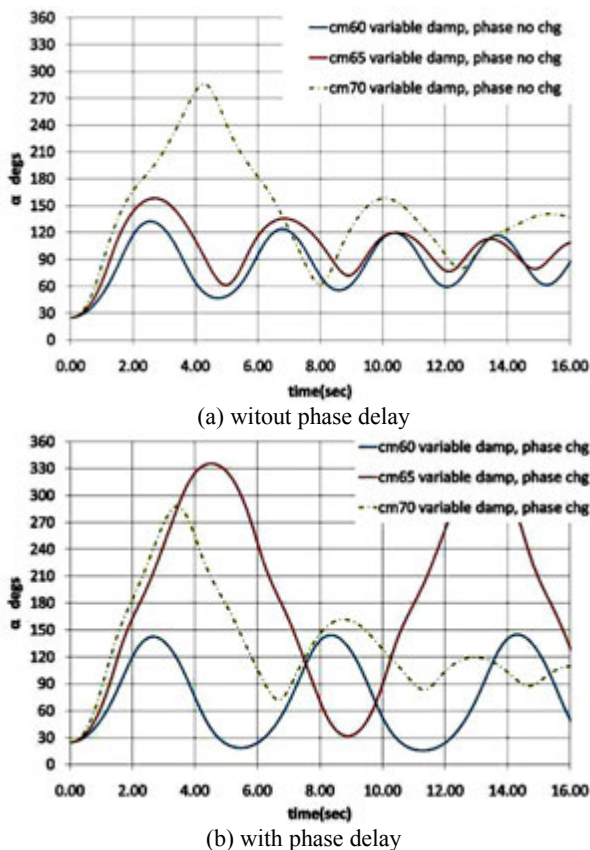


Fig.11 Kinematic characteristics of the body with variable damping property

## 5. 結論

任意多面体非構造圧縮性ソルバーLS-FLOW を用いて、再使用観測ロケット機体の転回飛行の数値解析を実施した。解析は転回時の動的空力特性を求めるとともに、得られた特性データをもとに機体の回転運動解析を同時に行い、機体の運動特性を調べた。

解析結果をもとに、転回時の空力動特性や流れ場の特性と運動特性の関係を考察し、以下のような結論を得た。

- 機体転回時ピッチングモーメントのダンピング特性そのものは、回転方向（主流に対する向き）により大きく変化するものの、実際の転回飛行で問題となる着陸姿勢付近では大きくは影響しない。
- 回転速度を考慮した動的ダンピング特性は、全体的にダンピング効果を弱める方向に働くものの、着陸姿勢までの短い転回運動内では大きくは影響しない。

- 本解析における機体形状（円筒断面）では、動的な条件により発生する機体背面の縦渦崩壊の位相遅れが運動特性に及ぼす影響は大きい。

今回、転回飛行運動の動的な基本特性を求めるため、機体形状はベースとなる基本形状を想定した。実際の飛行形態としては、フィン、ストレーキ等の空力制御形状を考慮する必要があり、実験データとの検証とともに今後の解析検討課題となる。

## 参考文献

- 1) Kuzuu, K., Kitamura, K., Fujimoto, K., and Shima, E., "Numerical Flow Simulation of a Reusable Sounding Rocket during Turnover," AIAA 2011-3367 (2011).
- 2) Kuzuu, K., Kitamura, K., Fujimoto, K., and Shima, E., "Numerical analysis of dynamic characteristics of a reusable sounding rocket during turnover," Proc. The 28 International Symposium on Space Technology and Science (ISTS), Okinawa, June, 2011.
- 3) Fujimoto, K., and Fujii, K., "Study on the Automated CFD Analysis tools for Conceptual Design of Space Transportation Vehicles," FEDSM 2007-37128, Proc. 5th ASME/JSME Joint Fluid Engineering Conference, San Diego, California, July 2007.
- 4) Venkatakrishnan, "Convergence to Steady State Solutions of the Euler Equations on Unstructured Grids with Limiters," Journal of Comp. Phys., Vol. 118, 1995, pp.120-130.
- 5) 嶋, "AUSM 族全速度スキームと前処理付き陰解法," 第22回数値流体力学シンポジウム, C7-4 (2008).
- 6) ang, "A Quadtree-based adaptive Cartesian/ Quad grid flow solver for Navier-Stokes equations," Computers and Fluids, Vol.27, (1998), pp.529-549.
- 7) Spalart, Jou, Strelets, and Allmaras, "Comments of the Feasibility of LES for Wings, and on a Hybrid RANS/LES Approach," Advances in DNS/LES, 1st AFOSR Int. Conf. on DNS/LES, (1997).
- 8) Fujimoto, K., and Fujii, K., "Optimization- based Robust Feature Preserving Technique for Body-fitted Cartesian Grid Method," 10th International Conference on Numerical Grid Generation in Computational Field Simulations (CD-ROM), Crete, Greece, September, 2007.