CFD を用いた高亜音速域におけるウィングロック現象の解析^{*1} Analyses of High-Subsonic Wing Rock Phenomena by CFD

滝 田 雄 一^{*2}・宮 路 幸 二^{*3}
Yuichi TAKITA and Koji MIYAJI

Key Words: Delta Wing, CFD, PSP, Unsteady Aerodynamics

Abstract: A wing rock is known to be a self-excited rolling oscillation of a delta wing that is induced by unsteady aerodynamic forces. In previous studies, we carried out coupled simulations of a flow simulation (CFD) and an equation of motion of a delta wing to reproduce and understand a wing-rock motion observed by low-subsonic wind-tunnel experiments. The objective of the present study is to simulate high-subsonic wing rock phenomena and compare simulations with the visualized flow data by the latest experiments. A numerical model of a friction torque around the rolling axis in the experiment is introduced to search the reason for the discrepancies between the experiments and the simulations. Unsteady pressure changes on the wing obtained by the pressure sensitive paint (PSP) technique show reasonable agreements.

1. は じ め に

デルタ翼は、遷音速や超音速における造波抵抗の低さから超音速航空機や宇宙往還機などに用いられる。しかし、揚力傾斜が小さいために離着陸時に大迎角をとらなければならない。このような状況下でロール軸周りの自励振動を起し得ることが知られている。この機体の振動はデルタ翼の前縁剝離渦の変動によって引き起こされ、ウィングロックと呼ばれる。ウィングロックの発生を予測し、そのメカニズムを明らかにすることは今後の高速航空機の安全な航行を考える上で重要である。

過去に風洞実験と数値計算の両面からウィングロックに関する多くの研究が行われてきた。著者らは、気流速度 20 [m/s] の低速風洞におけるデルタ翼ウィングロック¹⁾を再現する数値シミュレーションに関する研究を行った²⁾。CFD と翼の運動方程式を連成させて解き、特徴的な翼の運動と無次元振動数について実験と良好な一致を得たが、気流マッハ数を厳密に一致させることが困難であったため、ロール角振幅の予測精度に問題を残した。著者らの報告を含め、過去のウィングロックの研究の多くは気流マッハ数 0.2 程度以下の低速域に限られており^{3, 4)}、高亜音速域におけるものはほとんど見られない。しかし、先に述べたデルタ翼の揚力特性から、翼後退角の小さな亜音速機よりも高速・大迎角での離着陸が要求されること、また、近年開発が進められている再使用可能な宇宙往還機では、高高度から大迎角をとりながらの減速が必要とされるため、ウィングロックが発生しやすい条件下の飛行となる。近年、浅井らによって行われた高亜音速域におけるロール自由のウィングロッ

クの風洞実験^{5, 6)}は、このような背景にこえるものとして注目される。マッハ数と迎角を変化させて実験が行われ、特にマッハ数 0.5、迎角 35° の条件で詳細な計測が行われた。同実験は高速非定常運動する際の翼面上圧力を感圧塗料 (PSP) により取得することも目的としている。従来のウィングロックの実験では、翼のロール角のみを取得したものが大半であったが、得られた圧力の面データと CFD 解析を組み合わせることで飛躍的に多くの情報量が得られ、相互検証と現象の理解に役立つ。

本研究は、実験と CFD の融合によりウィングロックのメカニズムを詳細に調査し、自由飛行試験によらないデルタ翼機の動安定性解析を可能にするための研究の一部と位置付けられる。特に本論文では、ベアリング摩擦の影響など、風洞実験と自由飛行試験の差を明確に示すこと、また、感圧塗料を用いた非定常圧力分布計測と CFD の結果を比較することで、空気力・モーメントだけでなく局所的な流れの様子を調べ、更に、最新の計測法と CFD 双方の精度と問題点を調べることを目的とする。

2. 数 値 計 算 法

流体と翼の運動を同時に解くために、CFD と翼運動方程式の連成解法を用いる。文献 2) と同様の手法であり、以下に概要を述べる。流体計算は薄層近似 Navier-Stokes 方程式を有限差分法により解く。対流項の離散化には Roe の Flux Difference Splitting を MUSCL 法により高次精度化した風上差分法を用い、粘性項には 2 次精度中心差分を用いる。時間積分には次式の 3 点後退差分を LU-ADI 法⁷⁾ と Newton 反復法により 2 次精度化した陰解法を用いる。

$$\frac{3}{2\Delta t}Q^{n+1} - \frac{2}{\Delta t}Q^n + \frac{1}{2\Delta t}Q^{n-1} = R(Q^{n+1}) \quad (1)$$

^{*1} © 2009 日本航空宇宙学会

平成 20 年 9 月 18 日原稿受理

^{*2} 横浜国立大学大学院工学府システム統合工学専攻

^{*3} 横浜国立大学大学院工学府システム統合工学専攻

ここで Q は流体の保存変数, R は非粘性項, 粘性項からなる Navier-Stokes 方程式の定常項である.

流体計算における格子の移動は次式の壁面境界条件,

$$u = x_\tau, \quad v = y_\tau, \quad w = z_\tau \quad (2)$$

及びメトリックスの時間項,

$$\begin{aligned} \xi_t &= -(\xi_x x_\tau + \xi_y y_\tau + \xi_z z_\tau) \\ \eta_t &= -(\eta_x x_\tau + \eta_y y_\tau + \eta_z z_\tau) \\ \zeta_t &= -(\zeta_x x_\tau + \zeta_y y_\tau + \zeta_z z_\tau) \end{aligned} \quad (3)$$

を考慮することにより反映される. ここで (x_τ, y_τ, z_τ) は計算格子点の移動速度である.

ロール軸周りに回転する翼 (剛体) の運動方程式は,

$$I_x \frac{d^2 \phi}{dt^2} + f \left(\frac{d\phi}{dt} \right) = M_r \quad (4)$$

で表される. ただし, I_x はロール軸周りの翼の慣性モーメント, ϕ はロール角, M_r は空気力から求められるローリングモーメントである. また, 左辺第 2 項 $f(\dot{\phi})$ は実験における回転軸のベアリングの摩擦を模擬する項であり, 後述するように今回の解析では大きな影響を持つ. 式 (4) を 2 段 2 次精度の Runge-Kutta 法を用いて解く. 従って運動方程式の 1 時間ステップ当たり流体計算を 2 回行い, その 1 回ごとに上記の内部反復を行う. 反復回数は 3 回とした. 式 (4) より得られる新たな格子点座標と格子点移動速度を式 (2), (3) に反映して, 再び式 (1) を解く.

3. 計算対象および条件

デルタ翼の前縁後退角は 80° , 翼弦長に対する翼厚は 0.027% , 前縁はシャープエッジで, 翼弦に垂直な断面形状は台形である. ロール軸周りの慣性モーメントは $I_x = 39.63 [\text{g} \cdot \text{cm}]$ である. 第 1 図に実験^{5,6)} で用いられたデルタ翼模型と CFD に用いた計算格子を示す. 翼幅中央部のスティングによるふくらみが翼面上の渦の移動に影響を及ぼすため, スティングを含めた計算格子を生成した. 格子点数は, 翼弦方向に 75 点, 円周方向に 191 点, 翼面から離れる方向に 71 点の計 1,017,075 点である.

気流条件は, 非定常 PSP 計測が行われたマッハ数 $M = 0.5$, ロール軸に対する気流迎角 $\alpha = 35^\circ$, レイノルズ数は翼弦長基準で $Re = 2.30 \times 10^6$ とする. 同条件は, 高亜音

第 1 図 実験模型と計算格子

速域でのいくつかのマッハ数と迎角の中で, 大振幅で最も明確な周期性を示すものとして報告されている. また, 同条件を含み, マッハ数固定で迎角を $25 \sim 40^\circ$ まで 5° 間隔で変化させて, ウイングロックの発生範囲を調べるための解析も行った.

4. 結果および考察

4.1 ロール軸周リリミットサイクル振動 マッハ数 $M = 0.5$, 迎角 $\alpha = 35^\circ$ の結果を示す. 同条件でロール角 0° 固定の定常解を求め, これを初期解としてロール自由の計算を行った. はじめに文献 2) と同じく, 実験のベアリング摩擦のない計算, すなわち式 (4) の第 2 項で $f(\dot{\phi}) = 0$ とした計算を行った. 第 2 図は, 静止状態からのロール角の時間履歴を計算と実験と比較したものである. ロール角の振幅が徐々に増加し, 動的に中立安定なリミットサイクルに至る過程が得られた. しかし, 計算で得られた振幅が約 40° であるのに対し, 実験の振幅は半分の 20° である. また, 振動周波数 $f [\text{Hz}]$ を最大翼幅 $b [\text{m}]$ と一様流速度 $U [\text{m/s}]$ で無次元化した振動数 $\Omega = \pi b f / U$ に関しては, 計算結果 $\Omega = 0.068$, 実験結果 $\Omega = 0.075$ となった.

これら不一致の原因として, 模型支持 (スティング) にかかる摩擦が考えられる. 第 3 図に風洞実験で用いられたデルタ翼の模型とスティング内部の図を示す. スティングを支えるベアリングの摩擦に注意する必要がある. 文献 1) においては, ベアリングのオイルを交換するなどして, 摩擦トルクを $0.5 \times 10^{-3} [\text{N} \cdot \text{cm}]$ 程度に減じる処置がなされたが, 今回の実験では特別な処置はなされていない.

そこで, 式 (4) に示した摩擦トルクを考慮したモデルを導入して同じ気流条件の計算を行った. 摩擦トルクは簡単に, 次式の角速度の線形モデルで表されると仮定する.

第 2 図 ロール角の時間履歴

第 3 図 風洞実験で用いられた実験装置^{5,6)}

第4図 リミットサイクル時におけるロール角の時間履歴

第5図 リミットサイクル時におけるロール角速度の時間履歴

$$f(\dot{\phi}) = c\dot{\phi} \quad (5)$$

係数 c を決定するために、計算と実験のロール角加速度よりモーメントの差を見積もり、ロール角速度の大きさを式(5)に代入して c のおおよその値を決めた。その後実際に連成計算でロール角振幅がほぼ一致するよう値を決定した。その結果、摩擦係数は $c = 0.13 \times 10^{-3} [\text{N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}]$ となった。また、摩擦なしの非定常解を初期解とするとウィングロック運動が変化する恐れがあるため、ロール0固定の定常解から摩擦を加えた自由振動の計算を行った。

リミットサイクルに至った後のロール角、ロール角速度、ロール角加速度の約3周期分の時間履歴を、それぞれ第4～6図に示す。実験結果を破線+丸印で、摩擦モデルの計算結果を実線で、摩擦を加えない結果を点線で示す。ロール角の振幅を調整するよう摩擦係数 c を決定した結果、振動周期が一致し、更に角速度と角加速度の振幅についても定量的な一致を得た。これらより、用いた摩擦モデルが実際の現象を適切に模擬していると言える。

摩擦の有無により翼の運動に生じる違いについて考察する。第4図のロール角 ϕ の履歴はいずれも正弦関数に類似しているが、時間微分するに従って定性的な違いが現れる。特に、第6図のロール角加速度 $\ddot{\phi}$ 、すなわちローリングモーメントにおいてその差が顕著である。摩擦のない場合、角加速度が鋭いピークから急減し、変化率が緩やかになって

第6図 リミットサイクル時におけるロール角加速度の時間履歴

第7図 相平面上のウィングロックの軌跡 (摩擦なし)

第8図 相平面上のウィングロックの軌跡 (摩擦あり)

変曲点を経た後、反対のピークへ向かう。同様の現象は過去の研究^{1),2)}でも確認されている。ただし、これらの報告では上記の特徴がより明確で、変曲点の後にいったん増加して、2度目の極値が見られた。対照的に、今回の実験結果と摩擦を考慮した計算では、ロール角加速度の波形は大きく変わることなく、ロール角変化が正弦関数により近いものであることを示している。

これらの特徴を、 ϕ を横軸、 $\dot{\phi}$, $\ddot{\phi}$ を縦軸にした相平面上で示す。摩擦なしの結果を第7図(a), (b)に、摩擦ありの計算結果を第8図(a), (b)に示す。これらの図にはデルタ翼がウィングロックを始めてからリミットサイクルに至るまでの軌跡が描かれている。図中の矢印は回転方向を示す。第7図(a), 第8図(a)では、軌跡は交差することなく原点から出発し、滑らかにリミットサイクルに近づいている。第7図(b), 第8図(b)より、ロール角と角加速度のヒス

第9図 $x/c = 0.8$ 断面における総圧分布 (摩擦のない場合) 第10図 $x/c = 0.8$ 断面における総圧分布 (摩擦を考慮した場合)

テリシスが明確に見られる。文献1), 2) でも指摘されているように、一周中に原点を挟む上下の曲線に囲まれる面積分のエネルギーを気流から受け、両端の閉じた曲線の面積分のエネルギーを気流に対して失う。

リミットサイクルでは1周期のエネルギー収支が0となるが、摩擦のない場合は気流とのエネルギーの授受が、すべて翼の運動エネルギーの増減に費やされる。摩擦のある場合は、両端の閉じた部分の領域が狭くなっており、この部分の面積分のエネルギーがスティングに働く摩擦エネルギーとして消費されたことを意味する。

次に、第6図のロール角加速度のピーク位置付近の流れ場を調べ、角加速度の履歴の定性的な違いを考察する。第6図中、摩擦なしの結果のA, B, Cにおける、 $x/c = 0.8$ 断面の総圧分布を第9図に示す。Aにおける流れ場より、右翼側で翼と前縁剥離渦の距離が小さく、渦の負圧による大きなモーメントが加わるために第6図において角加速度のピークをとる。Bではロール角の増加により前縁剥離渦が翼中央へ移行し、更にAでは前縁付近にあった二次剥離渦も大きく移行している。このため後方から見て反時計回りのモーメントが一時的に小さくなり、第6図中AからBへと急減する。しかしCでは翼の運動方向が反転し、再び翼と前縁剥離渦との距離が小さくなるため、モーメントの減少が緩やかになる。

一方、ベアリング摩擦を考慮した場合の同様の位置における総圧分布を第10図に示す。これらの図より、3つの瞬間における流れ場に大きな差異は見られない。摩擦なしの結果よりもロール角振幅が小さくなることによって、剥離渦が翼幅中央のスティングまで移動せず、その結果ロール角加速度の変化も緩やかになったことが分かる。ロール角最大付近では角速度がほぼ0であるため、摩擦モーメントは小さいため、角加速度履歴の定性的な差が流体の挙動の違いによるものと考えerことは妥当である。また摩擦なしの結果において、文献1), 2) のように変曲点後の第2ピークにまで至らない点についても、翼中央部のスティングが逆方向への剥離渦の移動を抑えるためと考えられる。

第11図 ロール角固定の翼面上圧力分布 ($M = 0.5$, $\alpha = 35^\circ$)

4.2 翼面圧力分布のPSP計測結果との比較 本節ではCFDによる翼面圧力分布と実験でPSPによって得られた結果を比較して考察する。はじめにロール角 0° 固定時(マッハ数0.5, 迎角 35°)の翼面上圧力分布を示す。第11図(a)に実験結果を、(b)にCFDの結果を示す。圧力上下限値はともに59.1 [kPa] から126 [kPa] に設定している。また第11図(c)は $x/c = 0.8$ における翼幅方向の圧力係数(C_p)分布である。これらの図より、翼上面の前縁剥離渦の下を負圧ピーク、及び翼幅中央部のスティングによる圧力の変動など、定性的には良好に一致している。しかし定量性は十分とは言えず、 C_p にして0.3~0.5程度、計算結果が低圧になっている。第11図に示す2007年のPSP計測に先立つ2006年の実験では、その差は更に大きなものであったが、PSP計測において大面積LEDを用いることによる照射強度と照射面積の増大、更に無風時と通風時のLED発光法の統一などの工夫により正確な圧力計測が可能となった。これら計測方法の詳細については、文献6)を参照されたい。

CFDの精度の検証も行った。前縁後退角 76° 、前縁シャープエッジのデルタ翼の、静圧孔を用いた実験結果⁸⁾との比較考察を行った。迎角は 20.5° 、レイノルズ数は 0.9×10^6 であるが、左右の半翼幅位置のトリッピングワイヤによる乱流化が図られている。CFDは半翼幅のみの計算で、計算格子点数は、 $111 \times 67 \times 71$ の計528,027点である。第12図に、無次元翼弦位置0.3, 0.5, 0.7, 0.9における C_p 分布の結果を示す。翼前方部、 $x/c = 0.3, 0.5$ においては負

第12図 Hummel のデルタ翼による検証

圧のピーク値, 翼幅中央部 ($y/b = 0$) の値とも一致は良好である. 一方, ピーク位置から中央部へ向かう変化の様子, 及び翼弦後方部では負圧ピーク位置の不一致が見られる. これらは渦の乱れと前方との相対的な格子解像度の不足に起因すると考えられるが, 圧力係数の上下限の予測はおおよそ適正であると言える.

第11図では実験, CFD とともに左右の非対称性が見られる. さまざまな後退角を持つ, 静止したデルタ翼の前縁剥離渦の安定限界を調べた Wentz ら⁹⁾ や Polhamus¹⁰⁾ らの研究より, 第11図の条件 (後退角 80° , 迎角 35°) では, 左右の渦の対称安定限界を超えて, 渦崩壊を起こすとされている. 第13図 (a) の実験のシュリーレン写真では後縁付近に急激な渦の変化が見られ, また, 第13図 (b), (c) のCFD による流線と翼面上の逆流領域からも, $x/c = 0.8$ 付近で流線が大きく歪んでおり, この気流条件で渦崩壊を起こす様子が分かる. この左右圧力差がローリングモーメントを発生させ, ウィングロックを引き起こす.

4.3 ウィングロック時における翼面上圧力分布の比較
本節ではリミットサイクル時のウィングロックの翼面圧力分布を調べる. $x/c = 0.8$ 断面における C_p 分布と同断面の流れの総圧分布を第14図に示す. ロール固定時と同様, 翼幅方向の負圧ピーク位置やスティングの影響など, 翼面上圧力の変化量はCFDとPSPで良好に一致している. ロール固定時と同程度の差が見られるが, C_p の全体的なシフトは, ローリングモーメントの差にはつながらない. 4.1節で示したロール運動の時間履歴からも, ローリングモーメントの推定値が適切であることを示している.

第14図に, リミットサイクルの半周期中の7つの瞬間における, 80%翼弦位置の C_p 分布と総圧等高線を示し, 翼の運動について考察する. PSP 計測結果が得られている瞬間については, 同じグラフ中で比較する. 第14図 (a)~(d) ではロール角が減少し続け ($\dot{\phi} < 0$, 翼後方から見て時計回り), (e) でロール角の絶対値が最大に達し ($\dot{\phi} = 0$), (f),

(a) シュリーレン写真 (実験⁵⁾)

(b) 流線 (CFD)

(c) 逆流領域 (CFD)

第13図 前縁剥離渦の不安定性 ($M = 0.5$, $\alpha = 35^\circ$)

(g) では反転する ($\dot{\phi} > 0$, 翼後方から見て反時計回り). また, 第14図 (h) は, CFD による (d)~(f) の瞬間の C_p 分布の比較である.

まず (a) では, 左翼が上昇し, 右翼は下降している. 左翼上面の渦が翼に押し付けられるために渦中心下の翼面圧力が低下し, 逆に右翼は上面の渦から遠ざかるために相対的に圧力が高く, その C_p 分布が平坦となり, 時計回りのモーメントが発生する. 次に (b) では, ロール角は0であるにもかかわらず, 流れは明確な非対称性を示している. また, 渦中心の総圧の低い領域は左右同程度となるものの, 運動の履歴から左翼と渦の距離の方が近いために, 未だ左翼の揚力が高い. (c) の瞬間では, 左右の渦の強さは逆転しており, また翼面と渦中心の距離も同程度となる. よって, C_p 分布からも, 負のロール角を元に戻すような (反時計回りの) 復元モーメントが発生すると分かる. (d), (e) とロール角が増すにつれて, 左右の渦の強さの差が大きくなり, (e) では, 図中で最大のローリングモーメントが発生する. また文献²⁾でも指摘した通り, 翼上面の負圧だけでなく, 下面の圧力も左右の揚力差を大きくし, ローリングモーメントを増大させる. その後回転方向が逆転し, (f), (g) では左翼が下降, 右翼が上昇する. ローリングモーメントは, この運動を助長するように作用する. (g) の総圧分布, C_p 分布とも, $y = 0$ に関して (a) の状態と左右対称になっている. (a) の $y/b = -0.28$, (g) の $y/b = 0.28$ 付近の負圧ピークが, CFD では実験ほど顕著でないものの, 他の場所・時刻では, 渦の運動による圧力変化の傾向は良好に一致していると言える.

第14図 (h) で, (e) 前後の (d) と (f) の C_p 分布を比較すると, (f) で右翼の渦が翼面に圧されるために (d) よりも右上面の圧力が低く, 左翼では逆の現象が生じるため, 空気力によるローリングモーメントは (f) の方が大きい. しかしベアリング摩擦トルクは, (d) では空気力と同じ向きに作用し, (f) では空気力と逆向きに作用する. 結果として,

第 14 図 $x/c = 0.8$ 断面における総圧分布の流れ場と C_p 分布

第15図 迎角を変化させた場合のロール角振幅

第4図と第6図に見られるように、ロール角最大値前後の同一ロール角では、ほぼ同じロール角加速度となる。

4.4 ウィングロック発生領域の調査 前節までは、ロール角振幅が大きく、最も明確な周期性を示すウィングロック運動の考察を行った。本説では気流条件を変化させたときのウィングロック発生の予測に関して調べた結果を示す。なお、本節で参照するウィングロック発生領域の調査に関する実験結果は、2005年の浅井らの研究⁵⁾に対応するものである。

マッハ数は $M = 0.5$ 固定とし、迎角を 25° から 40° まで 5° 刻みで変化させた。本計算においてもベアリング摩擦の有無による翼運動への影響を調べた。迎角 35° と 40° の2ケースについては、計算格子点数を約4倍(約400万点)とした計算も行った。

第15図に迎角を変化させた場合のロール角振幅を示す。まず、ここでもベアリング摩擦の考慮は必須であることが分かる。摩擦なしではロール角振幅を過大に見積もっているが、摩擦を考慮した場合は迎角に対し実験と同様の变化の傾向を捉えている。以下では摩擦ありの計算結果について考察する。迎角 30° 以上では実験、数値計算ともにリミットサイクル振動になる。迎角が下がるにつれてロール角振幅が減少し、 25° のときはロール動安定となるためにウィングロックが発生せず、計算により動的な安定境界の予測ができていえる。更に実験においては 27.5° でもウィングロックは発生していないことから、 25° と 30° の間にウィングロックの動安定性が変化する境界があることが分かる。一方で、迎角 30° と 40° のリミットサイクル振動の振幅に計算と実験で大きな差が見られる。前述のように、ウィングロックは前縁剥離渦の不安定性から発生するが、これまでの経験から格子解像度が不十分な場合は、高迎角での前縁剥離渦の崩壊を捉えられない傾向がある。そこで迎角 35° と 40° の場合に格子点数を約4倍とした計算を行い、格子解像度の影響を調べた。格子点数は、翼弦長方向に161点、円周方向は変化なし(191点)、格子から離れる方向に131点の計4,028,381点である。

第15図中に示す結果より、格子高解像度化によって 40° におけるロール角の振幅に減少傾向は見られるものの、有意な差は得られていない。実験との定量的な比較という観

点からは、CFD解析の更なる精度向上とともに、摩擦モデルの改良の可能性も考えられる。特に、迎角やマッハ数が上がることで翼の受ける空気力が大きくなると、摩擦係数の変更や摩擦モデルの非線形性も考慮すべきと思われる。自由飛行試験模擬のためには実験において、摩擦を減じる工夫をすることも必要である。

5. 結 論

本研究では、マッハ数 0.5 、迎角 35° の気流条件を中心としてウィングロックの数値シミュレーションを行い、その予測精度を検証した。著者らの過去の研究で開発した流体・翼運動の連成解析手法に、風洞実験固有のベアリングの摩擦モデルを導入することで、翼の挙動が定量的に再現された。これにより、数値計算の信頼性の確認とともに、風洞実験と自由飛行試験の差異を示すことができた。また、ウィングロックに対する新たな解析手段として、PSPによる非定常圧力計測とCFDの比較を行った。翼面上の圧力変化の傾向は良好に一致しており、総圧等高線で示された前縁剥離渦の運動と関係づけて妥当な解釈がなされ、CFDは空気力・モーメントだけでなく、局所的な流れも正しく捉えていることが示された。定量的な差は埋めきれていないものの、CFDとPSPの相互検証を通して、本研究は計測手法の精度の向上にも寄与することができた。

東北大学の浅井圭介教授、永井大樹准教授には、実験結果の提供とともに、結果の議論を通して有益な助言を得た。ここに謝意を表する。

参 考 文 献

- 1) 楯 篤志, 野田順一, 吉永 崇: デルタ翼ウィングロックと相平面法による解析, 航空宇宙技術研究所報告, 1226号, 1995.
- 2) 平野正隆, 宮路幸二: ロール軸周りに自由度を持つデルタ翼ウィングロックの数値シミュレーション, 日本航空宇宙学会論文集, **52** (2004), pp. 535-540.
- 3) Chaderjian, N. M.: Navier-Stokes Prediction of Large-Amplitude Delta-Wing Roll Oscillations, J. Aircraft, **31** (1994), pp. 1333-1340.
- 4) Chaderjian, N. M. and Lweis, B. S.: Numerical Simulation of Forced and Free-to-Roll Delta-Wing Motions, J. Aircraft, **33** (1996), pp. 93-99.
- 5) Hirose, Y. and Asai, K.: Unsteady Flow Measurements of a Slender Delta Wing in Wing Rock Motion, AIAA Paper 2007-124, 2007.
- 6) 杉本大輔, 西村洋介, 永井大樹, 浅井圭介: PSPを用いたデルタ翼 Wing Rock 現象の非定常圧力計測, 平成19年度宇宙航行の力学シンポジウム, 2008.
- 7) Obayashi, S., Matsushima, K., Fujii, K. and Kuwahara, K.: Improvement in Efficiency and Reliability for Navier-Stokes Computations Using the LU-ADI Factorization Algorithms, AIAA Paper 86-338, 1986.
- 8) Hummel, D.: On the Vortex Formation over a Slender Wing at Large Angles of Incidence High Angle of Attack Aerodynamics, AGARD-CP-247, Paper No. 15, 1978.
- 9) Wentz, W. H. and Kohlman, D. L.: Vortex Breakdown on Slender Sharp-Edged Delta Wings, J. Aircraft, **8** (1971), pp. 156-161.
- 10) Polhamus, E. C.: Predictions of Vortex-Lift Characteristics by a Leading-Edge-Suction Analogy, J. Aircraft, **8** (1971), pp. 193-199.