

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

超音速航空機(SST)形態の低速高迎角ロール特性に関する研究

郭 東潤, 城武 雅, 野口正芳, 李家賢一, 渡辺重哉

2005 年 3 月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

宇宙航空研究開発機構研究開発報告
JAXA Research and Development Report

超音速航空機(SST)形態の低速高迎角ロール特性に
関する研究

Experimental Research of Rolling Moment Characteristics
on an SST configuration at High Incidence Angles

郭 東潤*¹, 城武 雅*², 野口正芳*¹, 李家賢一*³, 渡辺重哉*⁴
Dongyoun KWAK, Masashi SHIROTAKE, Masayoshi NOGUCHI,
Kenichi RINOIE and Shigeya WATANABE

* 1 総合技術研究本部 新型航空機技術開発センター
Advanced Aircraft Technology Center
Institute of Space Technology and Aeronautics

* 2 東京大学大学院
University of Tokyo

* 3 東京大学工学系研究科航空宇宙工学専攻
Dept. Aeronautics & Astronautics, University of Tokyo

* 4 総合技術研究本部 風洞技術開発センター
Wind Tunnel Technology Center
Institute of Space Technology and Aeronautics

2005年3月
March 2005

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

Figure 1. Schematic diagram of the experimental setup for the measurement of the time delay of the signal from the detector to the computer.

Figure 2. Schematic diagram of the experimental setup for the measurement of the time delay of the signal from the detector to the computer.

Figure 3.

Figure 4. Schematic diagram of the experimental setup for the measurement of the time delay of the signal from the detector to the computer.

超音速航空機(SST)形態の低速高迎角ロール特性に関する研究*

郭 東潤*¹ 城武 雅*² 野口正芳*¹ 李家賢一*³ 渡辺重哉*⁴

Experimental Research of Rolling Moment Characteristics on an SST configuration at High Incidence Angles

Dongyoun KWAK *¹, Masashi SHIROTAKE *², Masayoshi NOGUCHI *¹,
Kenichi RINOIE *³ and Shigeya WATANABE *⁴

Abstract

Wind tunnel tests were performed to investigate rolling moment characteristics of a cranked arrow wing SST configuration at high incidence angles. Force measurements and surface static pressure measurements were conducted with the model rolled statically. In order to understand behaviors of the leading edge separation vortex, stereoscopic PIV survey were performed at $x/C_r=0.55$ and $x/C_r=0.83$. With increasing roll angles, linearly stable rolling moments were obtained at low incidence angles, while abrupt changes from stable to unstable rolling moments were obtained at incidence angle of 20 degrees. Abrupt change of the rolling moment was strongly related to sudden increments of nose down pitching moments. Variations of suction peaks on pressure distributions at $x/C_r=0.83$ contribute to unstable rolling moment component. These variations of suction peaks that induce unstable rolling moment are related to the vortex breakdown characteristics. The asymmetry of the chordwise locations of the inboard vortex breakdown on windward and leeward wings induces the sudden change of rolling moments. Because of the effects due to retreating of the vortex breakdown on the leeward wing are larger than those due to moving forward of the vortex breakdown location on the windward wing, sudden increment of the nose down pitching moments were obtained.

Keywords: SST, rolling moment, leading edge separation vortex, high incidence angle

概 要

風洞実験を行い、SST形態の低速高迎角ロール特性について調べた。模型のピッチ角を固定しロール方向に静的な運動を与え、空気力や翼表面静圧を計測した。また、前縁剥離渦の挙動を調べるためステレオ PIV 計測システムを用いて流速分布を計測した。低いピッチ角では線形的で安定なローリングモーメントが働くが、ピッチ角が増加するにつれ大きなロール角付近で非線形的なロール特性が見られた。特にピッチ角20度では小さいロール角の範囲ではロールに対して線形的で安定なモーメントが働くが、ロール角15度から25度付近で急激な変化が見られ、これらのロール角では不安定なローリングモーメントが働く。このピッチ角20度で見られた急激な不安定ローリングモーメントは翼表面静圧分布によると83%コード位置付近の流れが強く関係している。ロールにより下降した翼側のサクション・ピークの低下と上昇した翼側のサクション・ピークの増大が急激に不安定ローリングモーメントを増加させる方に寄与している。PIVによる流速分布計測結果によると、ピッチ角20度、83%コード位置で見られた不安定なローリングモーメントは内翼渦の崩壊(vortex breakdown)が強く関連している。ロール角0度の場合に比べ、ロールにより下降した翼側では渦崩壊位置は翼頂点に向かって前進し、これにより渦吸引力は減少し、逆にロールにより上昇する翼側では渦崩壊位置は後退し、渦吸引力は増加する。これらの渦崩壊位置の変化は不安定なローリングモーメントを発生させる。更には、下降した翼側のサクションの減少より上昇した翼側のサクションの増加が大きく、これにより機首下げピッチングモーメントの増加が発生している。

* 平成 17 年 2 月 14 日受付 (received 14 February, 2005)

* 1 総合技術研究本部 新型航空機技術開発センター (Advanced Aircraft Technology Center, Institute of Space Technology and Aeronautics)

* 2 技術研修生、東京大学大学院 (University of Tokyo)

* 3 東京大学工学系研究科航空宇宙工学専攻 (Dept.Aeronautics & Astronautics, University of Tokyo)

* 4 総合技術研究本部 風洞技術開発センター (Wind Tunnel Technology Center, Institute of Space Technology and Aeronautics)

第1章 序論

超音速航空機 (SST) の主翼に代表される大きな後退角を持つクランク・アロー翼は従来の航空機の主翼に比べ離着陸性能が好ましくない。そのため離着陸時のような低速飛行時は大きな迎角をとり揚力を得ている。その際、主翼上では翼前縁から剥離した流れが主翼上面で再付着し安定した前縁剥離渦を形成する。この前縁剥離渦は渦揚力とも呼ばれる渦吸引力を発生させ、SST形態翼の低速高迎角空力特性に強い影響を及ぼす¹⁴⁾。これらの前縁剥離渦は翼の姿勢により非線形的な挙動を示すほか、時には非定常空力現象であるウィングロックと呼ばれる自励的なロール振動を起こすことが知られている^{5,7)}。そのため前縁剥離渦の挙動を調べることはSST形態翼の低速高迎角空力特性を理解する上で重要である。

このようなデルタ形状翼のロール特性については過去に多くの研究がなされた⁸⁻¹²⁾。前縁剥離渦の挙動は迎角や後退角に強く依存し¹³⁾、比較的低い迎角では翼の姿勢変化に伴い渦の挙動は連続的に変化する。しかし、高迎角になると、渦崩壊¹⁴⁾や渦のlift-off²⁾、そして局所的な剥離¹⁵⁾などの空力現象が発生する。これらの急激な渦挙動の変化は非線形的なロール特性を発生させる。SST形態のようなクランク・アロー翼では内翼と外翼前縁から左右2対の前縁剥離渦が形成される。これらの内外翼渦は互いに干渉し^{16,17)}、先述したような非線形的な空力現象に影響を及ぼす。そのため、クランク・アロー翼SST形態の低速高迎角ロール特性は非常に複雑であることが考えられ、未だそのメカニズムは明確にされてない。

そこで本研究ではSST形態の低速高迎角ロール特性のメカニズムの解明を目的に、クランク・アロー翼を有するSST形態模型を用いて風洞実験を行い、低速高迎角の静的ロール特性について調べた。風洞実験では翼のピッチ角を固定してロール角を静的に変化させた場合に翼に働く空気力と主翼上面の静圧分布を計測し、空気力の変化と局所的な圧力分布の変化を考察した。また、ステレオPIV装置により流速分布を計測し、前縁剥離渦の挙動を定量的に把握した。

記号表

b	局所翼半スパン長, m
b_{\max}	翼半スパン長, m
C_m	ピッチングモーメント係数 (平均空力コード長使用、機首上げ方向を正とする)
C_{mac}	平均空力コード長, m
C_{nor}	法線力係数
C_p	静圧係数
C_r	最大翼弦長, m

C_{rol}	ローリングモーメント係数 (翼スパン長使用)
Re	平均空力コード長によるレイノルズ数
U_∞	一様流速度, m/s
u	x 方向速度成分, m/s
v	y 方向速度成分, m/s
w	z 方向速度成分, m/s
V	u, v, w の合速度成分 ($=[u^2+v^2+w^2]^{0.5}$), m/s
x	翼頂点から機体軸方向の距離, m
y	翼頂点からスパン方向の距離, m
z	翼頂点から法線方向の距離 (x - y 面に法線方向), m
α	迎角, degree
β	横滑り角, degree
σ	ピッチ角, degree
ϕ	ロール角, degree (後方から見て時計方向回りを正とする)
Λ	後退角, degree
Λ_{eff}	有効後退角, degree

第2章 風洞実験

2.1 SST 模型

図1に本実験に用いたSST形態模型の概略を示す。この模型は当機構で研究を進めていた小型超音速ジェット実験機¹⁸⁾の第01次概念形状模型と同一のものであり主翼と胴体で構成されている。胴体は全長の25%までがogive coneの前胴部であり、後胴部は直径10cmの円柱である。主翼はクランク・アロー翼であり、機体軸から翼端方向にセミスパン長の55%位置に内翼と外翼のkinkを持つ。内翼・外翼の前縁後退角は $66^\circ/42^\circ$ であり、外翼側の後退角を浅くしてアスペクト比を向上させることにより低速空力特性の改善を図った設計になっている。また、主翼には揚力依存抵抗を低減させるべく超音速揚力面理論 (Carlson法) により捩じりとキャンバー分布を最適に組合せたワープ設計¹⁹⁾がなされている。なお、内翼の翼断面はNACA66シリーズの翼厚分布を、外翼側は翼厚比3%のbiconvex翼の厚み分布をそれぞれキャンバー分布に載せて構成されている。

2.2 風洞および実験方法

本研究は宇宙航空研究開発機構 (JAXA) 総合技術研究本部の2m×2m 低速風洞で行った。一様流速は $U_\infty=30\text{m/s}$ にして、平均空力翼弦長によるレイノルズ数は $Re=9.2 \times 10^5$ である。模型はスティングを介してロボット・アームに取り付けられている。ロボット・アームは多目的産業用ロボット・アームであり、0.5mm精度で3軸方向に平行移動・回転が可能である²⁰⁾。本実験では静的なロール特性を調べることを目的としているため、模型をあるピッチ角 (σ) に固定した状態でロール方向に $\phi = \pm 30^\circ$

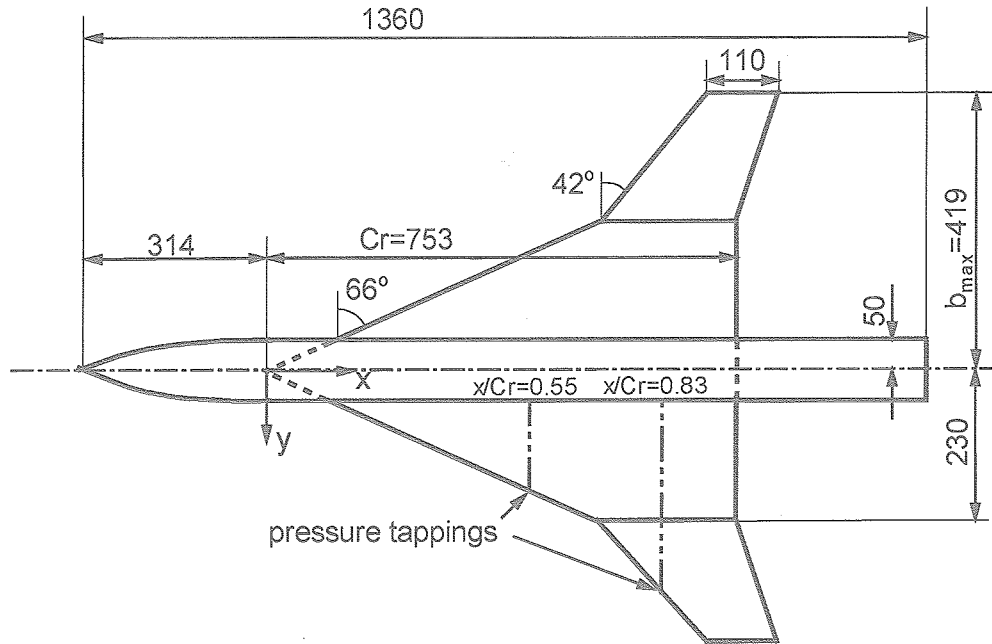


図1 SST形態模型の概略図 (単位:mm)

の範囲で $\Delta\phi = 2.5^\circ$ 間隔で回転させた。ロール角を設定した後、気流静定を十分に待ってから計測を行った。空気力測定は圧力計測時の圧力配管の影響を避けるため表面静圧計測とは別に行った。

2.3 測定方法

本実験では空気力、表面圧力、そしてステレオ PIV による流速分布測定を行った。

6 分力の空気力測定は模型内に取り付けた内挿天秤で行った。ある模型姿勢角において 2ms 間隔で 500 点計測し、それを平均して空気力を求めた。計測された天秤出力に模型のベース圧、キャビティ圧補正や投影面積による閉塞効果や風洞壁修正を行い²⁰⁾、空気力を求めた。表面静圧測定は図 1 に示すように模型の左翼上面、翼頂点から機体軸方向への距離 $x/C_r = 0.55, 0.83$ 位置に設けられた各 10 点ずつ計 20 点の静圧孔で計測した。この断面での静圧分布を電子走査式多点圧力センサーを用いて計測した。翼面上の静圧は 5ms 間隔で 100 点計測し、その平均から表面静圧を得た。天秤精度や圧力センサー精度から見積もったローリングモーメント係数 C_{rol} や圧力係数 C_p の精度は $\Delta C_{rol} = \pm 0.0003$ と $\Delta C_p = \pm 0.02$ である。

前縁剥離渦の挙動を含む翼上面の流れ場を把握するためステレオ PIV 装置による 2 次元平面の 3 方向速度分布を計測した。図 2 に PIV 計測時の様子を概略的に示す。PIV 装置はレーザーとカメラ、データ取得用 PC から構成されている。シード粒子発生器から平均的に $1\mu\text{m}$ の直径を持つ均一のシード粒子を風洞内に注入する。ダブルパルスの Nd:YAG レーザー光を反射鏡とシリンドリカルレン

ズ (フォーカシングレンズ) を用いて風洞上面から模型上方の機軸垂直方向にシート状に照らす。風洞の外に位置させた 2 つの CCD カメラよりレーザーシートにより照明されたそれぞれ $30\mu\text{s}$ 間隔の 2 枚の粒子画像を取得する。一方のカメラにより取得した 2 枚の粒子画像から一枚の平面内の粒子移動量を計算し、2 方向速度成分分布を求める。これともう一方のカメラにより得られた 2 方向速度分布データを組み合わせることにより平面内の 3 方向速度成分の分布が得られる。本実験では模型の機体軸での y - z 平面内 (すなわち機軸に垂直な平面内) の x, y, z 方向の速度成分 (それぞれ u, v, w に対応する) を求めた。このような瞬時 ($30\mu\text{s}$ 間) の速度分布を 300 ~ 900 枚平均して平均流速分布を求めた。ステレオ PIV 計測については文献 22 に詳しく記述してある。PIV 計測は翼の静圧分布と対応付けて比較するため静圧孔が設けてある $x/C_r = 0.55, 0.83$ 位置で主に計測した。その他 $x/C_r = 0.4, 0.7, 0.98$ 位置でも一部計測を行った。このような計測位置を変化させる場合には PIV 用カメラやレーザーシートの光学系は固定したままロボットアームを用いて姿勢角一定で模型を移動させる方法で行った。この場合、風洞測定部に対して模型の中心位置が変化し、これにより壁干渉が変化し翼周りの流れが変化することが懸念された。本実験では計測位置 (x/C_r) を変化させる場合には常に翼上面の静圧分布を計測し、模型位置が変わっても気流が再現していることを確認しながら PIV 試験を実施した。これにより光学系やカメラのセットアップ時間を短縮することができ、より効率的に PIV 計測を行った。

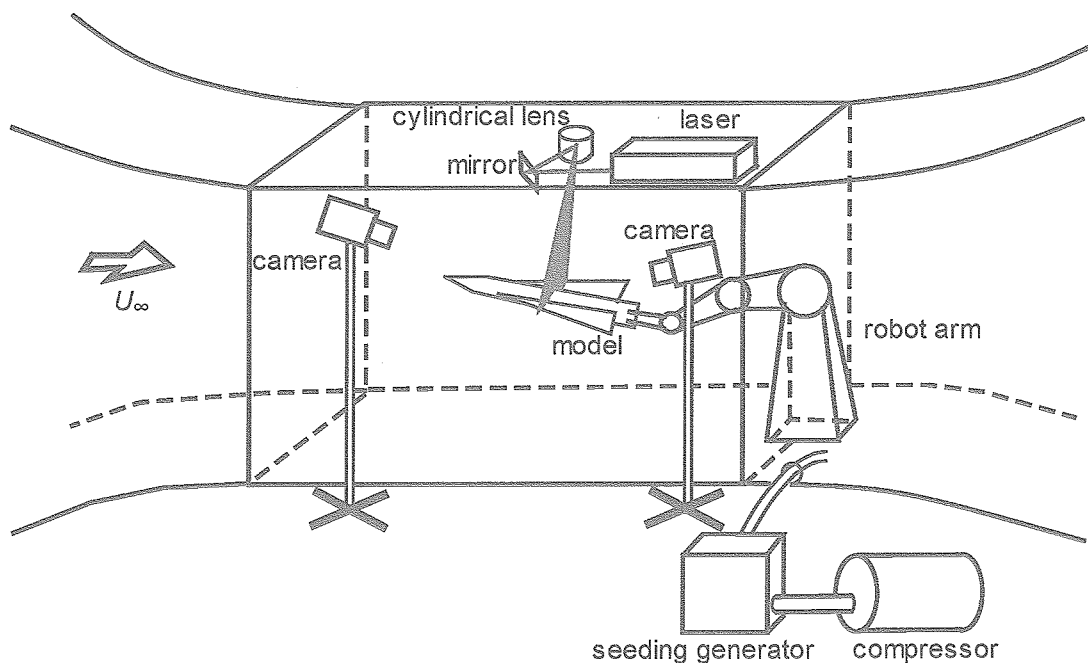


図2 風洞実験の様子

第3章 翼姿勢角の幾何学的関係

本実験は先述したようにロール特性を調べるため模型のピッチ角 σ を固定して($\sigma > 0$) ロール角 ϕ を変化させている。このように模型の姿勢角が変化する場合、空力特性に強い影響を及ぼす迎角 α と左右翼での有効な後退角 Λ_{eff} は幾何学的な関係から以下のように表される。

$$\alpha = \tan^{-1}(\tan \sigma \cos \phi) \quad \text{Eq.1}$$

$$\Lambda_{\text{eff}} = \Lambda \pm \beta = \Lambda \pm \tan^{-1}(\tan \sigma \sin |\phi|) \quad \text{Eq.2}$$

$\left\{ \begin{array}{l} + : \text{ロールにより上昇する翼側} \\ - : \text{ロールにより下降する翼側} \end{array} \right.$

図3には1式、2式により求めた右翼の内翼・外翼前縁の迎角と有効な後退角を示す。 $\phi = 0^\circ$ の場合は $\sigma = \alpha$ である。しかし、 $\sigma > 0$ の範囲では $\phi \neq 0^\circ$ の場合では $\sigma > \alpha$ になる。すなわち、ロール角の絶対値が大きくなると α は

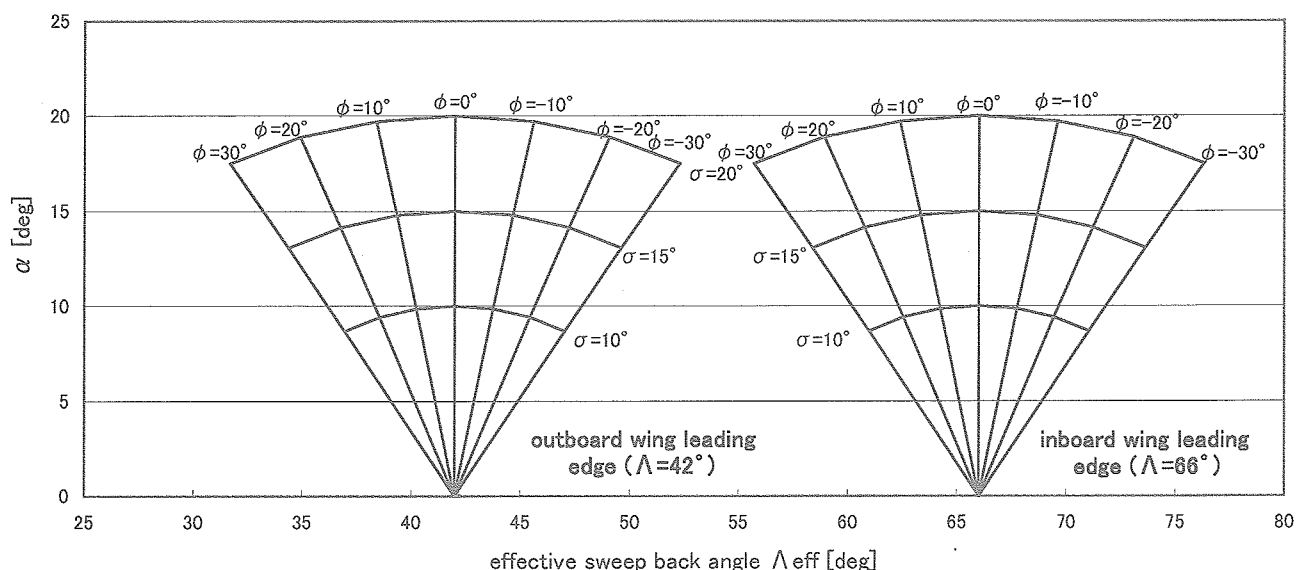


図3 右翼前縁姿勢角の幾何学的関係

減少する。また、ロールにより下降する翼側（右翼では $\phi > 0^\circ$ の場合）では Δ_{eff} は減少し、上昇する翼側（右翼では $\phi < 0^\circ$ の場合）では Δ_{eff} は増加する。 σ を固定して ϕ を変化させた場合、 α は左右翼の前縁で同様に变化するが Δ_{eff} は左右翼前縁で大きく異なり、これにより左右非対称な渦が形成される。

第4章 結果および考察

4.1 ローリングモーメント特性

図4にはピッチ角 σ を固定してロール角 ϕ が变化した場合について、各 σ におけるローリングモーメント特性を示す。低いピッチ角 ($\sigma = 12^\circ, 16^\circ$) ではロール角の変化に対してほぼ線形的な復元モーメントが働き、ロール方向に安定なモーメント特性を示す。 $\sigma = 18^\circ$ では小さいロール角の範囲 ($|\phi| < 15^\circ$) では低いピッチ角と同様に線形的な変化が見られるが、 $|\phi| > 15^\circ$ では非線形的な変化が見られ、さらに ϕ を増加しても $|C_{\text{rol}}|$ は大きく変化しない。このような傾向は $\sigma = 20^\circ$ ではより顕著に現れ、 $|\phi| = 15^\circ \sim 25^\circ$ では急激な C_{rol} の変化が生じ、ロール角を増長させる不安定なモーメントが働く。 $\phi = 30^\circ$ まで増加

させると $|C_{\text{rol}}|$ は減少するが、依然不安定なモーメントである。

図5には異なるピッチ角におけるピッチングモーメント特性を示す。図5(a)には図4と同様に C_m 特性を横軸ロール角 ϕ で整理して示す。図5(b)は C_m 特性を1式で求めた α を横軸として整理した。また、図中には $\phi = 0^\circ$ に固定して σ を変化 ($\sigma = \alpha$) させた場合の結果も比較のためプロットした(図中の破線)。図5(a)を見ると $\sigma = 12^\circ, 16^\circ$ では $|\phi|$ が増加すると C_m は連続的に変化する。しかし、 $\sigma = 20^\circ$ では $|\phi| = 20^\circ \sim 25^\circ$ 付近で不連続的に機首下げモーメントが増加する。このようなロール角は急激なローリングモーメントの変化が見られたロール角と一致する。図5(b)を見ると $\sigma = 12, 16, 18^\circ$ では ϕ が变化した場合の C_m の変化が $\phi = 0^\circ$ に固定し σ が变化した場合の $C_m - \alpha$ 曲線(図中の破線)にほぼ一致している。しかし、 $\sigma = 20^\circ$ に固定し ϕ が变化した場合の C_m 特性を見ると(図中の○印)、 $|\phi| < 20^\circ$ での C_m 特性は図中の破線上でほぼ変化するが、 $|\phi| \geq 20^\circ$ での C_m 特性は図中の破線から大きく外れる。すなわち、 $\phi = 0^\circ$ に固定して σ を変化した場合の $C_m - \alpha$ 曲線から外れている。 ϕ が变化した場合の C_m 特性は

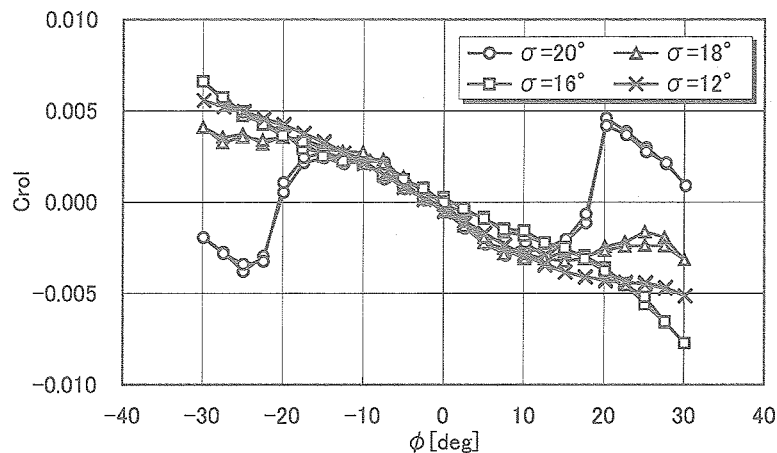
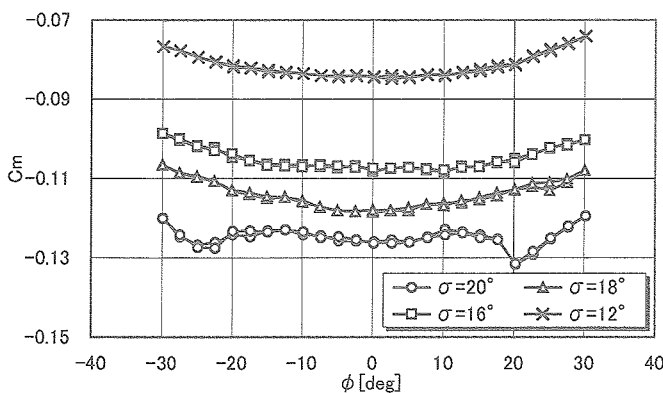
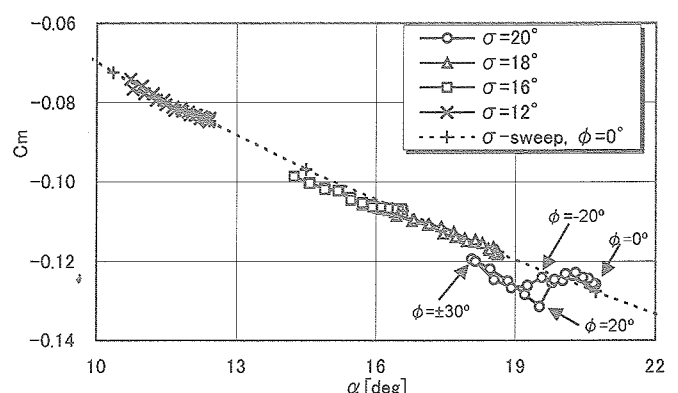


図4 ローリングモーメント特性



(a) C_m vs ϕ



(b) C_m vs α

図5 ピッチングモーメント特性

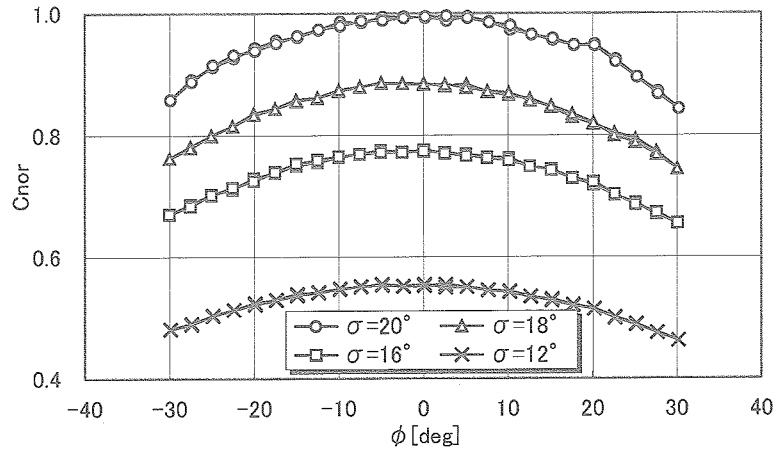


図6 法線力特性

低いピッチ角 ($\sigma = 12^\circ \sim 18^\circ$) の場合では左右翼の Λ_{eff} が異なることによる影響 (図3参照) が左右の翼で互いに打ち消されているため、 α が減少する効果が支配的となる。そのため C_m 特性は $\phi = 0^\circ$ に固定し σ を変化させた場合の C_m - α 曲線上でほぼ変化しと考えられる。これに対して $\sigma = 20^\circ$ で ϕ が変化した場合では左右翼の Λ_{eff} の変化をお互いに打ち消することができなかったため $\phi = 0^\circ$ での C_m - α 曲線から大きく外れたと考えられる。すなわち、 $|\phi| = 20^\circ \sim 25^\circ$ 付近で見られる C_m の急激な変化は翼がロールすることにより左右翼で Λ_{eff} が大きく異なっていた影響によるものと考えられる。

図6には図5(a)と同様に ϕ を横軸にとったときの法線力係数 C_{nor} 特性を示す。低い σ では ϕ が変化すると C_{nor} は連続的に変化するが、 $\sigma = 20^\circ$ の場合では C_{rol} や C_m で急激な変化が見られたロール角付近で C_{nor} に若干の不連続な変化が見られる。 C_{rol} は左右翼での空気力の差によって発生するのに対して、 C_m と C_{nor} は左右翼の空気力の和で求められる。そのため、横軸を ϕ で整理して図にプロットすると (図4, 5(a), 6)、 C_m と C_{nor} (図5(a), 6) は $\phi = 0^\circ$ を中心に左右対称な曲線を示すことになる。また、これらの図によると、 C_{rol} 特性は C_m , C_{nor} 特性と強い相関が見られており、特に $\sigma = 20^\circ$ の場合では急激な、あるいは不連続的な空気力の変化が見られるロール角 ($\phi = 20^\circ$ 付近) が3つの曲線で一致する。すなわち、急激に不安定ローリングモーメントを増大させるメカニズムは同時に nose-down ピッチングモーメントの増加や法線力の増加を伴うことがわかる。

4.2 翼表面静圧分布

この節では前節で示した空気力測定結果を詳細に調べるため局所的な翼表面静圧分布測定結果について述べる。図1に示したように本研究で用いた SST 形態模型は左翼上面のみに静圧孔が設けられている。本研究では、模型

の姿勢が同じであれば左翼上の流れが右翼上にも再現されると仮定し、右翼上面の表面静圧分布を求めた。例えば、 $\phi = 10^\circ$ での左翼上面の表面静圧分布 C_p を $\phi = -10^\circ$ の右翼上面の C_p 分布と仮定する。このような仮定を用いることにより翼がロールした場合の左右翼上面の静圧分布を求めることができ、その翼コード位置でのローリングモーメント成分を評価することができる。

図7には $\sigma = 12^\circ$ に固定して ϕ を 0° から 30° へ変化した場合の $x/C_r = 0.55$ と 0.83 における左右翼上面の C_p 分布を示す。図7中の右翼での C_p 分布 (図7(b), (d)) は先述した仮定により求めた C_p 分布である。 $x/C_r = 0.55$ の場合 (図7(a), (b)) では一つの C_p suction peakが見られ、 $x/C_r = 0.83$ (図7(c), (d)) では二つの C_p suction peakが見られる。それぞれの C_p suction peak は前縁剥離渦により起因され⁴⁾、 $x/C_r = 0.55$ で見られる C_p suction peak と $x/C_r = 0.83$ の内側で見られる C_p suction peak は内翼前縁剥離渦によるものである。一方、 $x/C_r = 0.83$ の外側に位置する C_p suction peak は外翼前縁から形成される剥離渦により起因される。これらの C_p suction peak の変化は内翼・外翼前縁剥離渦の強さや位置などの挙動変化に対応する。

$\sigma = 12^\circ$ の $x/C_r = 0.55$ の場合を見ると (図7(a), (b))、ロールにより上昇する翼側 (左翼: 図7(a)) では ϕ が増加すると C_p suction peak は減少する。一方、ロールにより下降する翼側 (右翼: 図7(b)) ではロール角を増加させても大きな変化は見られない。このようなことは、 σ を固定して ϕ を変化させた場合に、幾何学的な関係で決まる迎角 α と横すべり角 β の変化で説明できる。まず、 β を固定し α のみが変化した場合の C_p 分布の変化を整理すると、前縁剥離渦が翼面上でbreakdownしない範囲で α を増加させると、渦は成長し、これにより C_p suction peak は増加する。一方、 α を固定して β が変化した場合、 β 変化により Λ_{eff} が減少する翼側では C_p の suction peak は増加し、逆に Λ_{eff} が増加する翼側では C_p suction peak は

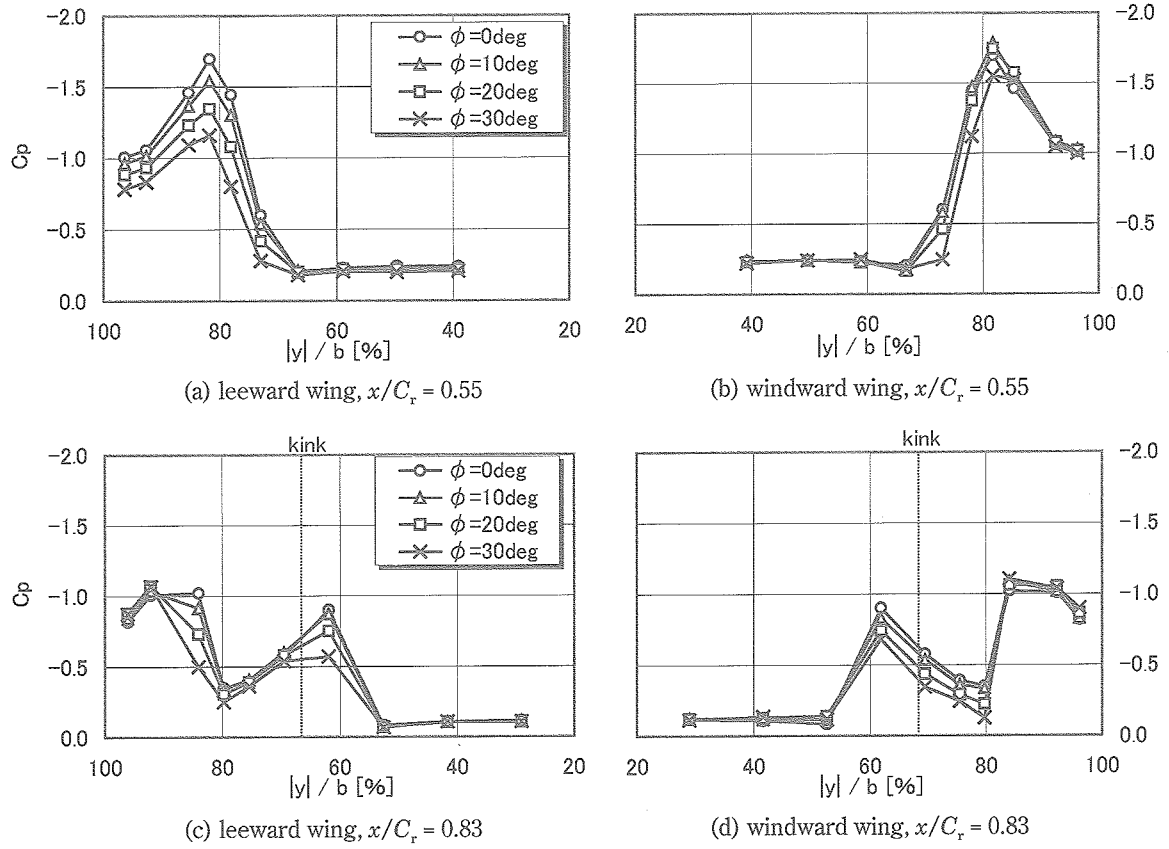


図7 各ロール角における翼上面静圧分布 ($\sigma = 12\text{deg}$)

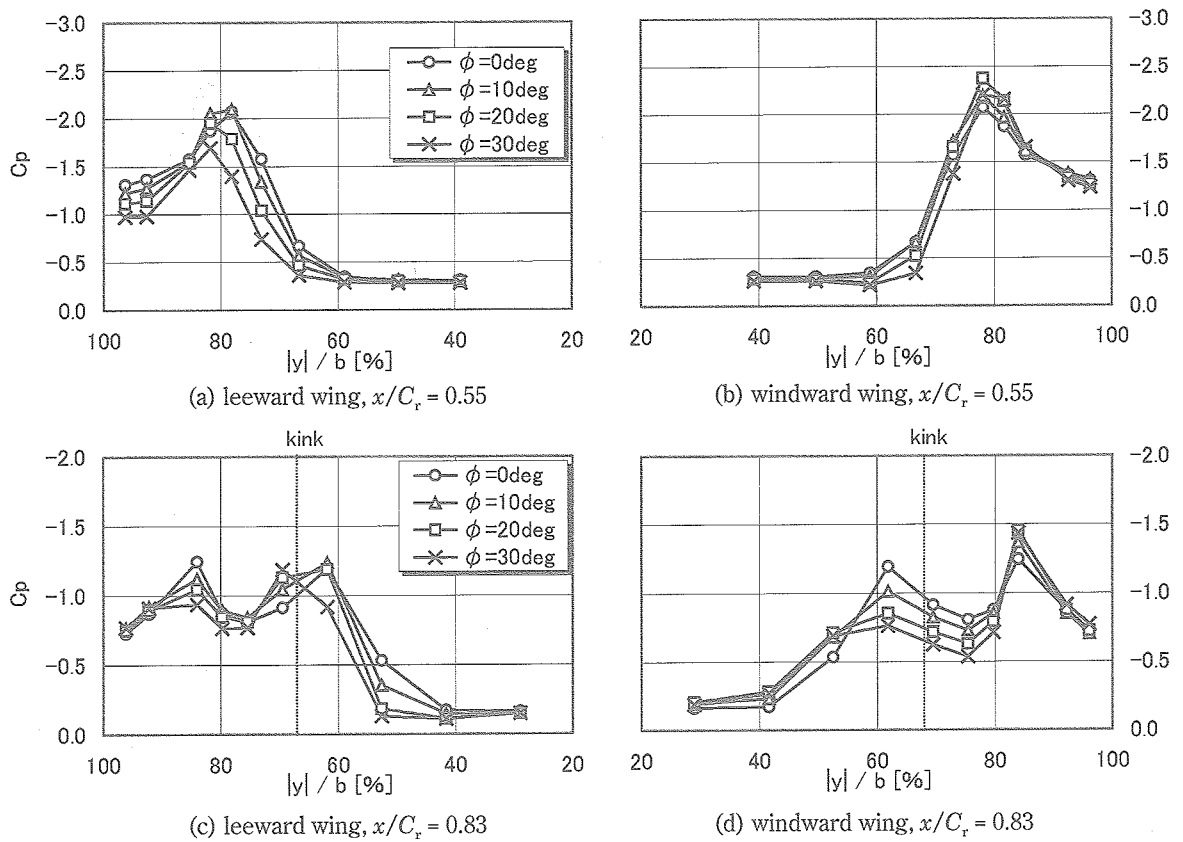


図8 各ロール角における翼上面静圧分布 ($\sigma = 16\text{deg}$)

減少する^{23,24)}。このような α, β の影響を本試験のように σ を固定して ϕ を変化させた場合に適用して考える。第3章で述べたように ϕ により下降した翼側では α は減少、 Δ_{eff} は減少する。そのため、 α の減少による C_p suction peakを減少させる効果と Δ_{eff} の減少による C_p suction peakを増加させる効果が働き、結果として ϕ を変化させても C_p suction peakは大きく変化しないものと考えられる。一方、ロールにより上昇した翼側では α の減少、 Δ_{eff} の増加と、両者が C_p suction peakを減少させる働きをする。このため、ロール角を変化させると C_p suction peakは大きく減少することが考えられる。 $x/C_r = 0.83$ の場合(図7(c), (d))でも $x/C_r = 0.55$ の C_p 分布と同様な傾向が見られる。このようにロール角が増加すると、下降した翼側では $\phi = 0^\circ$ の場合に比べ C_p 分布に大きな変化は見られないが、上昇した翼側では C_p suction peakが減少する。これにより ϕ を変化させると復元モーメントが働くものと考えられる。

図8には $\sigma = 16^\circ$ に固定し $\phi = 0 \rightarrow 30^\circ$ に変化させた場合の左右翼上面の C_p 分布を図7と同様に示す。 $\sigma = 16^\circ$ の場合でも $\sigma = 12^\circ$ の場合とほぼ同様な C_p 分布の傾向を示す。ただし、 $x/C_r = 0.83$ の下降する翼側(図8(d))では ϕ が増加すると内側($|Y|/b = 0.63$)の C_p suction peakが減少し、同時になだらかになっている。このような傾

向は同様な結果を $\sigma = 20^\circ$ の場合に示した図9により強く見られる。 $x/C_r = 0.55$ (図9(a), (b))の C_p 分布は $\sigma = 12^\circ, 16^\circ$ と同様な傾向を示し、模型のロールに対して復元モーメントを発生させる働きをする。これに対して $x/C_r = 0.83$ (図9(c), (d))では $\sigma = 12^\circ$ の場合と大きく異なり、ロールにより上昇する翼側ではロール角を $\phi = 20^\circ$ まで増加すると内側の C_p suction peakは鋭く増加する。しかし、 $\phi = 30^\circ$ では減少している。一方、ロールにより下降する翼側では内側と外側の C_p suction peakが大きく減少している。これらの左右翼の C_p 分布変化はロール角をさらに増長するような不安定なローリングモーメント成分を発生する。このような $\sigma = 20^\circ$ の $x/C_r = 0.83$ で見られる C_p 分布の変化は前縁剥離渦のbreakdownと関係していることが推測され、次節のPIVによる速度分布結果を用いて詳しく調べることにする。

図10には左右翼上面の C_p 分布から求めた局所的なローリングモーメント分布を示す。これは左右翼上面の C_p の差分に機体軸から静圧孔までの y 方向の距離をかけたものであり、局所的なローリングモーメント成分を表している。翼がロールした場合の翼下面の C_p 分布は大きく変化しないことが推測されるため²³⁾、翼上面の C_p 分布のみで局所的なローリングモーメントの傾向を表すことができると思われる。

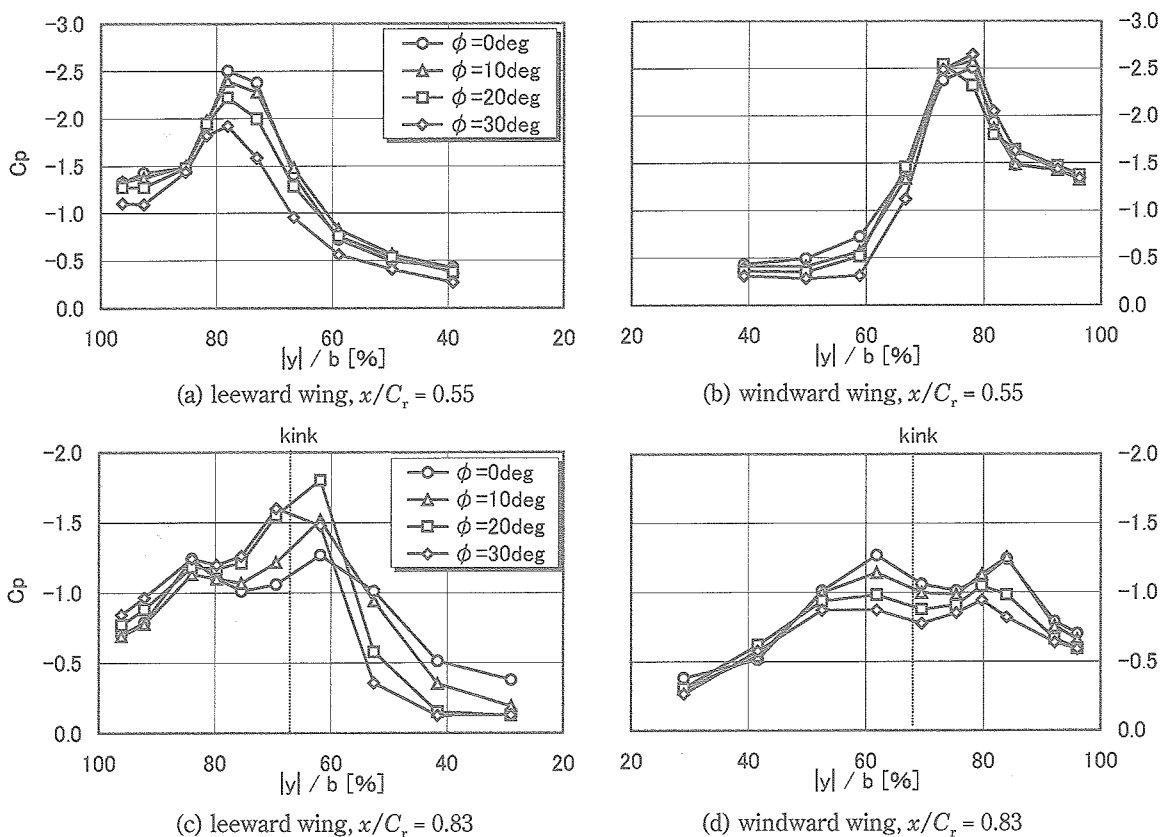


図9 各ロール角における翼上面静圧分布 ($\sigma = 20\text{deg}$)

$$\Delta C_p |y| = (C_{p, \text{right wing}} - C_{p, \text{left wing}}) \times |y| \quad \text{Eq.3}$$

また、図10では横軸の数値を反転させ左翼上面のように表した(図7, 8, 9の(a), (c)と同様)。この値が負の場合は左右の圧力がロール角を減少させる方向の安定なローリングモーメント成分として働いていることを意味し、正の値を持つ場合はロール角をさらに増大させる方向の不安定なローリングモーメント成分として働いていることを意味する。 $x/C_r = 0.55$ の場合 $\sigma = 12^\circ, 16^\circ, 20^\circ$ (図10(a), (c), (e))とも同様な分布を示す。前縁剥離渦による C_p の suction peakを示していた $|y|/b$ 位置で負の値

を示し、前縁剥離渦の挙動は安定なローリングモーメント成分として働いていることがわかる。 $x/C_r = 0.83$ の場合(図10(b), (d), (f))、 $\sigma = 12^\circ$ では外翼の渦による C_p suction peakが見られた $|y|/b$ 位置($|y|/b = 0.85$)で $\Delta C_p |y|$ は負の値を示す。しかし、 $\sigma = 20^\circ$ になると内側と外側の C_p suction peakが見られた位置($|y|/b = 0.67$ と 0.88 付近)で $\Delta C_p |y|$ は正の値を示す。すなわち、 $\sigma = 20^\circ, x/C_r = 0.83$ の C_p 分布は不安定なローリングモーメント成分として働いていることがわかる。この場合、 $\phi = 10^\circ$ から 20° になると $\Delta C_p |y|$ 値は特に急激に増加し、不安定なモーメント成分が大きく増加している。

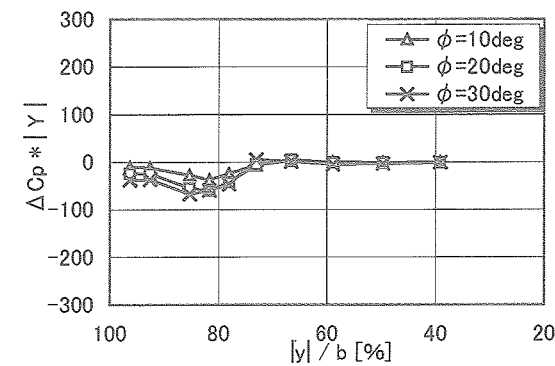
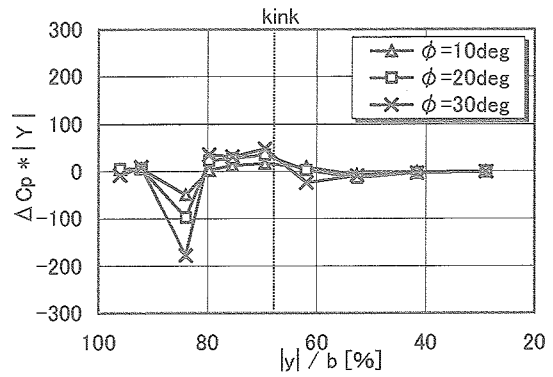
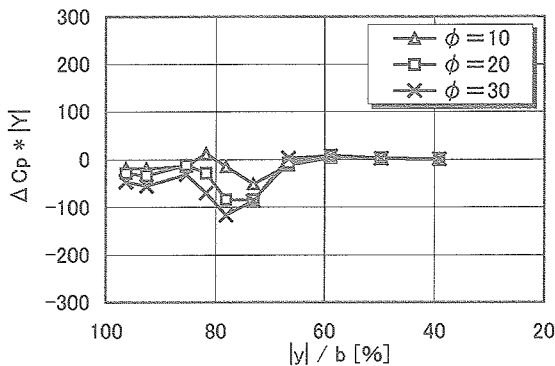
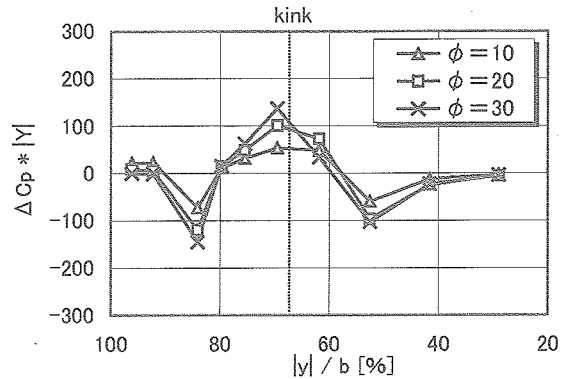
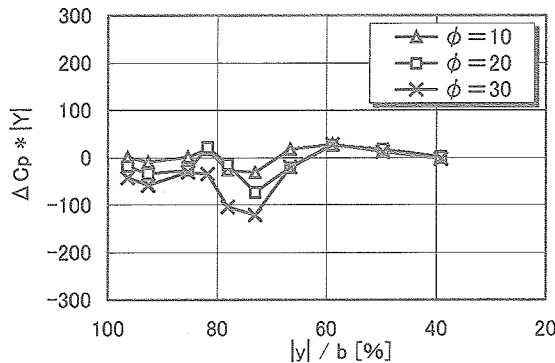
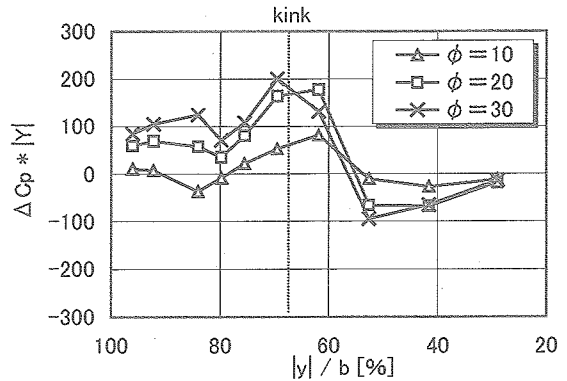
(a) $\sigma = 12\text{deg}, x/C_r = 0.55$ (b) $\sigma = 12\text{deg}, x/C_r = 0.83$ (c) $\sigma = 16\text{deg}, x/C_r = 0.55$ (d) $\sigma = 16\text{deg}, x/C_r = 0.83$ (e) $\sigma = 20\text{deg}, x/C_r = 0.55$ (f) $\sigma = 20\text{deg}, x/C_r = 0.83$

図10 左右翼上面の静圧分布による局所的なローリングモーメント成分分布

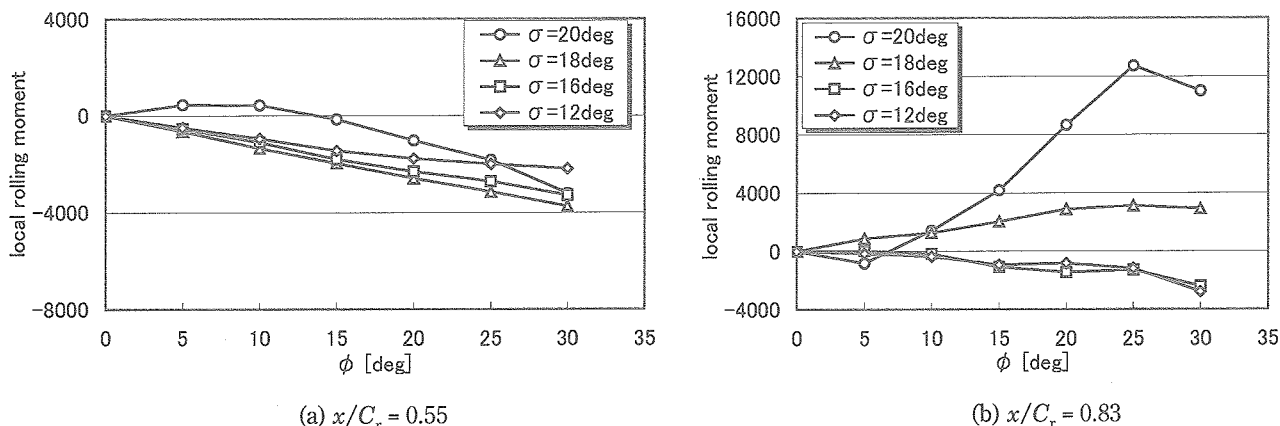


図11 任意のコード位置における左右翼上面の静圧分布による局所的なローリングモーメント

図11には各コード位置における主翼上面の C_p 分布から求めた局所的ローリングモーメントを示す。図10に示した局所的なローリングモーメント分布を y 方向に積分した値である。それぞれの ϕ と σ で局所的なローリングモーメントを求めた。 $x/C_r = 0.55$ (図11(a)) では $\sigma = 20^\circ$ の一部の ϕ 範囲を除いて全てのケースで負の値を示しており、安定なローリングモーメント成分として働いていることがわかる。また、 ϕ を増加させると局所的なローリングモーメントの値も減少しており安定性が增大している。 $x/C_r = 0.83$ (図11(b)) では $\sigma = 12^\circ, 16^\circ$ においては負の値を示しているが、 $\sigma = 18^\circ, 20^\circ$ になるとほとんどのケースで正の値を示しており、 C_p 分布が不安定なモーメント成分として働いていることがわかる。 $\sigma = 20^\circ$ の場合では $\phi = 5^\circ$ では負の値を示すが、 $\phi \geq 10^\circ$ では正の値を示し、ロール角を $\phi = 25^\circ$ まで増加すると局所的なローリングモーメントの値も増加し、 $\phi = 30^\circ$ では若干減少している。このような波形は図4に示した $\sigma = 20^\circ$ の場合の C_{rol} 結果と定性的によく一致する。

4.3 翼上面流速分布

この節ではステレオ PIV 計測により得られた翼面上部の流速分布を用いて前縁剥離渦を含む流れ場を調べた結果について述べる。翼面上部の流速分布を前節で述べた C_{rol} 特性や C_p 分布が不安定なモーメント成分として働いていること分布と対応して説明する。

4.3.1 各断面における速度分布

図12, 13には SST 形態翼周りの全体の流れ場を把握するため $\phi = 0^\circ$ の場合の各コード位置の断面における $\sigma = 12^\circ$ と 20° の平均速度分布 (図12(a), 13(a)) を示す。図中の速度ベクトルは3方向速度成分の合速度ベクトル ($V = (u^2 + v^2 + w^2)^{0.5}$) を示し、contourは機体軸系 (図1参照) の x 方向速度成分 u 分布を示す。また図12(b)と13(b)の

x 軸方向渦度分布は平均流速データを用いて以下の4式より求めた。

$$\text{Vorticity}(m,n) = \frac{w(m+1,n) - w(m-1,n)}{2\Delta y} - \frac{v(m,n+1) - v(m,n-1)}{2\Delta z} \quad \text{Eq.4}$$

4式の m, n はある計測点の y, z 方向の位置を示し、 Δy は $m+1$ と $m-1$ の位置間の y 方向距離を示す。 Δz についても同様に z 方向の距離を示す。図中には計測範囲内にもかかわらず流速や渦度のデータが欠損されている部分が存在する (例えば図12, $x/C_r = 0.4$ の前縁剥離渦の上部)。これは PIV による計測画像に模型の背景が映りこみ、結果的にシード粒子が判別不可能となりその部位の流速が計測できなかった部分、または渦による強い遠心力によりシード濃度が許容値以下になってしまった部分である。 $\sigma = 12^\circ$ の場合 (図12) では内翼前縁と外翼前縁からそれぞれ前縁剥離渦が形成されていることがわかる。これらの渦の位置は図7で示した C_p 分布の suction peak 位置とよく一致しており、 C_p suction peak は内翼・外翼前縁剥離渦により起因することが再確認できる。内翼前縁剥離渦を見ると内・外翼の kink 点より前方では内翼前縁から渦度が供給され強い渦を形成しているが、kink より後方では外翼前縁から内翼渦への渦度の供給はなく、逆に粘性の影響により渦近傍では次第に流速が低減され渦が弱くなっていることがわかる。これに対して、外翼前縁剥離渦は前縁に沿って形成されている。

$\sigma = 20^\circ$ の場合 (図13) では $\sigma = 12^\circ$ の場合に比べ渦状の流れがより広い領域に広がっており σ の増加により内翼・外翼の前縁剥離渦が成長していることがわかる。内翼渦を見ると $x/C_r = 0.7$ では渦中心付近で急激な流速の減少が見られ、後方に行くとき低い流速の領域が急激に広がっている。これは前縁剥離渦が breakdown していることを意味しており²⁵⁾、 $x/C_r = 0.55$ と $x/C_r = 0.7$ の間で内

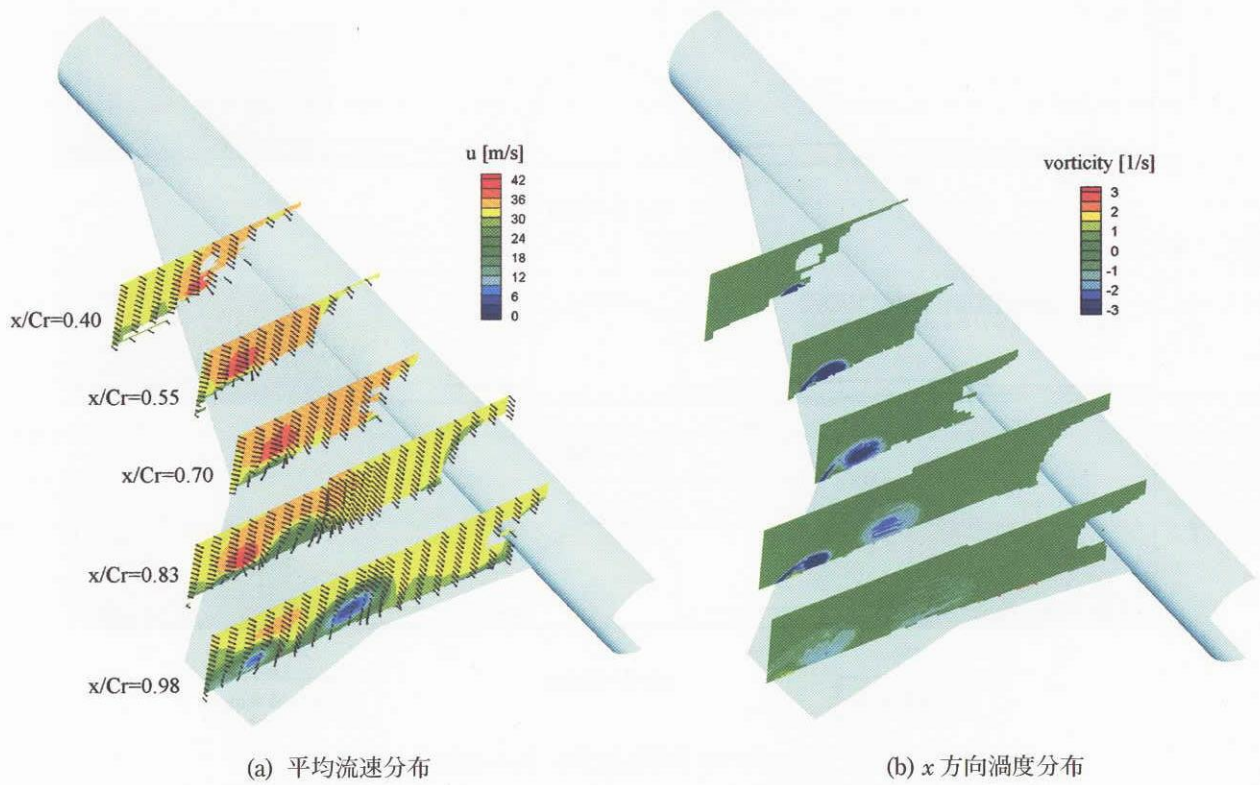


図 12 PIV による各コード位置での平均流速分布と x 方向渦度分布 ($\sigma = 12\text{deg}$, $\phi = 0\text{deg}$)

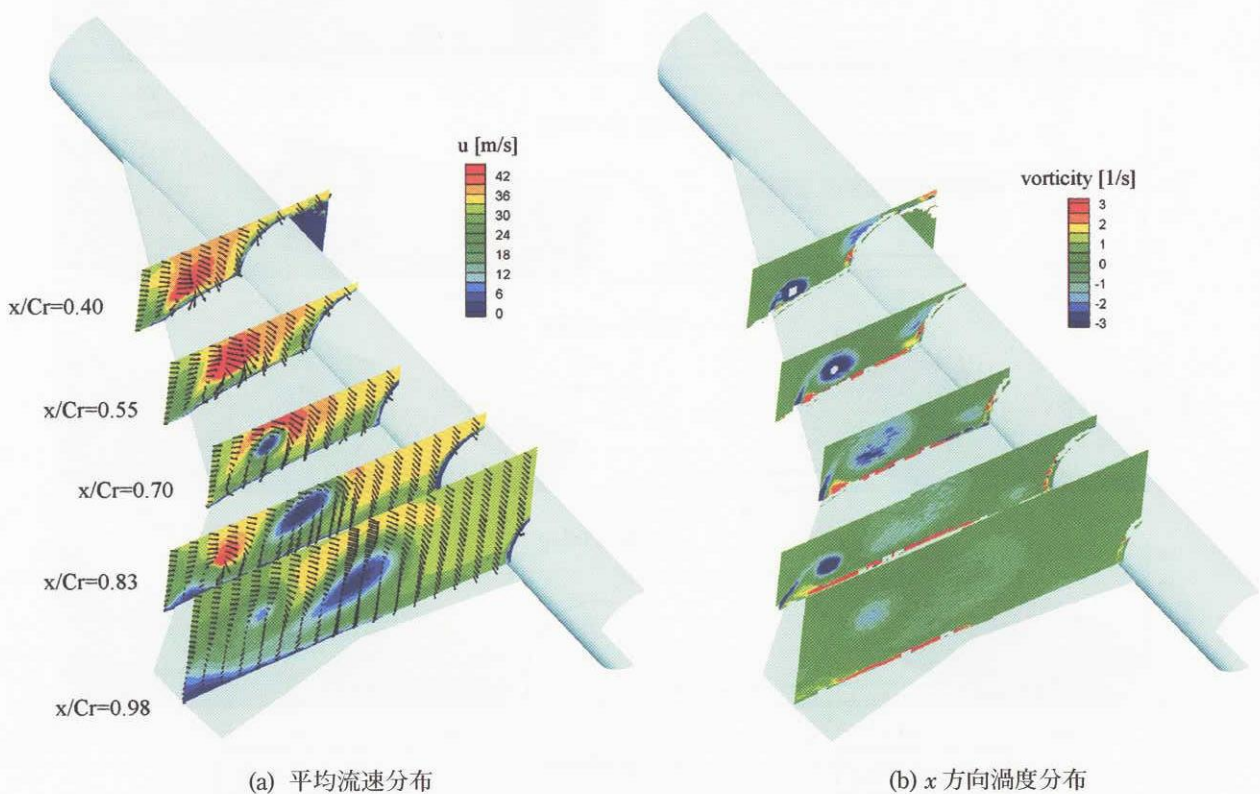
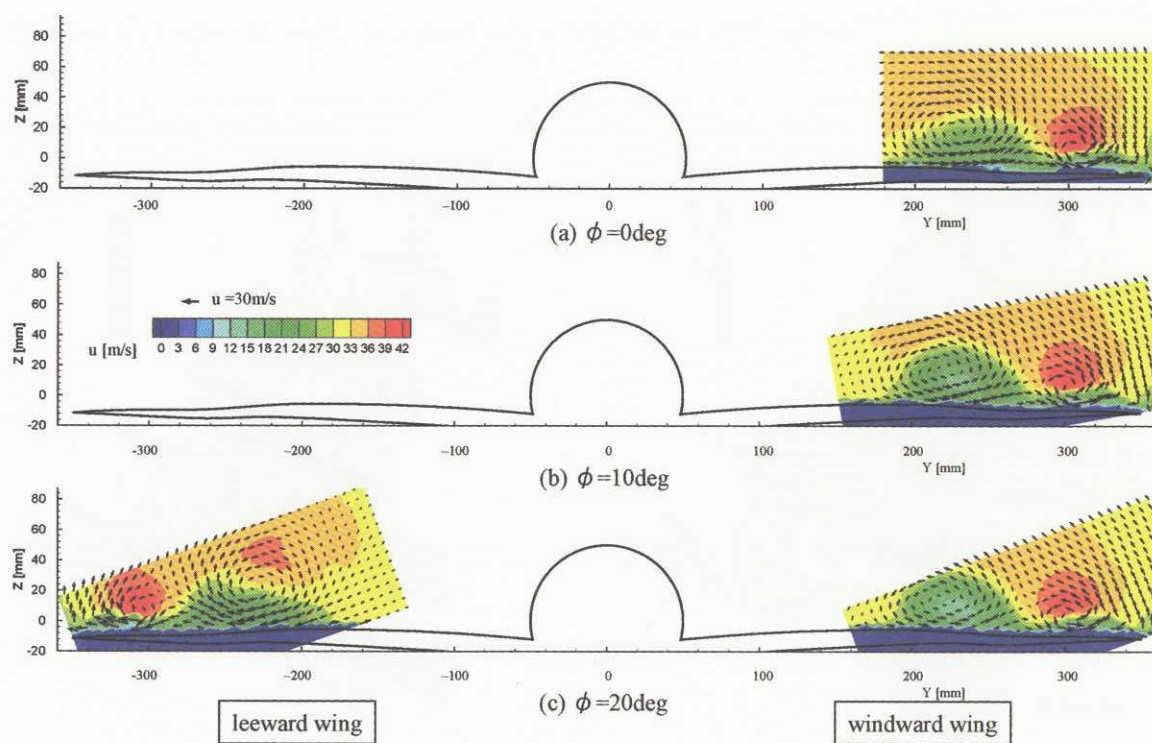
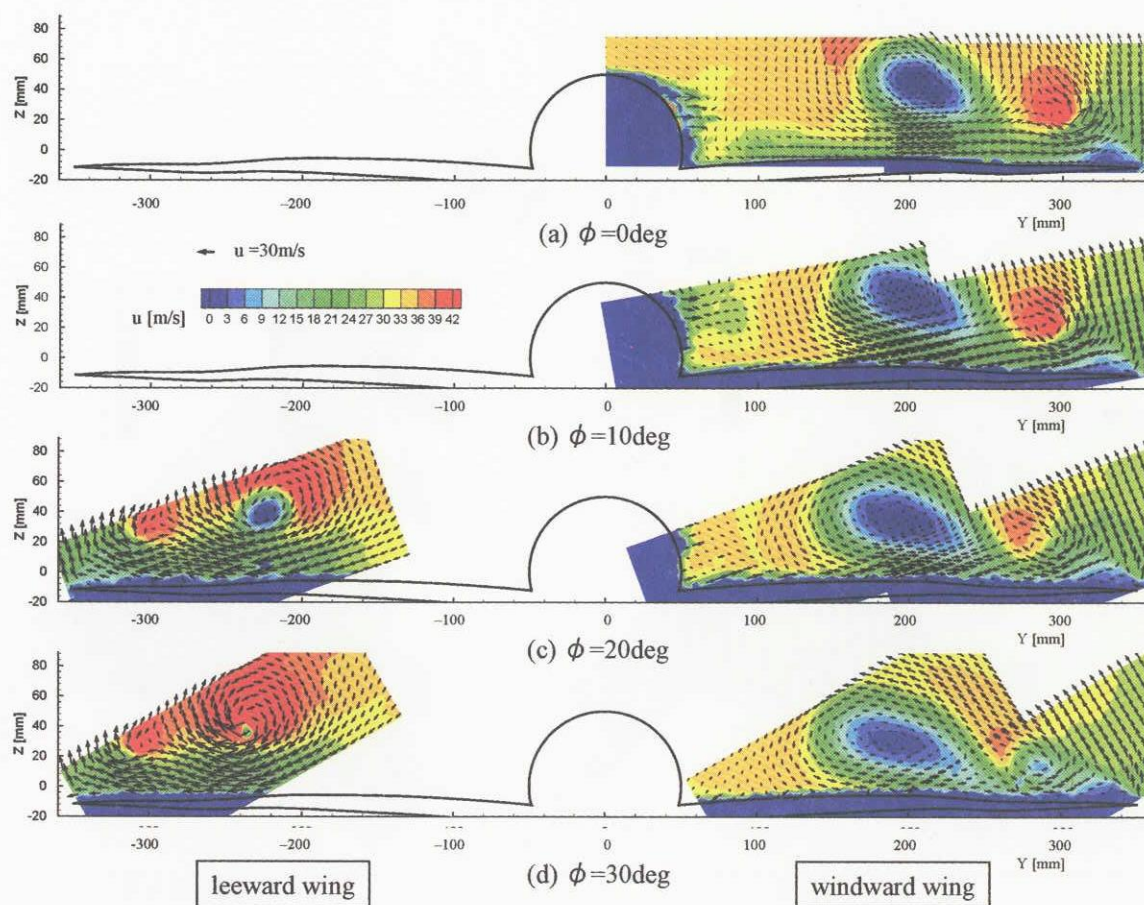


図 13 PIV による各コード位置での平均流速分布と x 方向渦度分布 ($\sigma = 20\text{deg}$, $\phi = 0\text{deg}$)

図 14 各ロール角における平均流速分布 ($\sigma = 12\text{deg}$, $x/C_r = 0.83$)図 15 各ロール角における平均流速分布 ($\sigma = 20\text{deg}$, $x/C_r = 0.83$)

翼渦の breakdown が発生していることがわかる。 $x/C_r = 0.98$ では外翼の渦は大きく浮き上っている。これは内翼渦との干渉によるものであり、内翼渦から誘起される速度成分により外翼渦は翼面から浮き上っている²⁶⁾。

4.3.2 ロールした場合の流速分布

図11で示されたように $x/C_r = 0.83$ 付近の流れがローリングモーメント特性(図4)に大きな影響を及ぼしている。そこで、図14, 15では $x/C_r = 0.83$ 位置に注目してロール角が変化した場合の流速分布を示す。図中の速度ベクトルは v, w 速度成分 $((v^2+w^2)^{0.5})$ を表し、contourは x 方向の速度成分 u 分布を示す。なお、図中の $\phi = 10^\circ$ の場合(図14(b), 15(b))の上昇した翼側の流速データがないのは模型の胴体がカメラの視界をさえぎり翼面上部がカメラの死角となり流れ場を観測できなかったためである。 $\sigma = 12^\circ$ の場合(図14)ではロール角を変化させても左右翼の定量的な速度分布に大きな変化は見られない。但し、ロール角を増加するとロールにより下降する翼側(右翼)の内翼渦中心付近の速度成分が若干減少している。そのため図7(d)で示されたようにロール角が増加すると内翼渦による C_p suction peakが徐々に減少したと考えられる。一方、ロールにより上昇した翼側(図14の左翼)では $\phi = 0^\circ$ (図14(a)の右翼の結果が対応する)と $\phi = 20^\circ$ の場合で速度分布に大きな変化は見られない。

$\sigma = 20^\circ$ の場合(図15)ではロール角を変化させると左右翼の速度分布に大きな変化が見られる。内翼渦は $\phi = 0^\circ$ ですでに breakdown しており、内翼渦中心付近に低い速度の領域が見られる。ロールにより下降する翼側(右翼)ではロール角が増加すると低い速度の領域は大きく広がり同時に翼面近くに移動する。ロールするにつれての内翼・外翼渦中心付近の速度の低下が図9(d)に示す内翼・外翼渦の C_p suction peakの低減と対応する。ロールにより上昇する翼側(左側)では、 $\phi = 0^\circ$ の場合 vortex breakdownにより低い速度を示していた内翼渦中心付近の領域が $\phi = 20^\circ$ になると急激にせまくなる。そのため図9(c)に示したように $\phi = 20^\circ$ では $\phi = 0^\circ$ に比べ C_p suction peakが鋭く増加すると考えられる。さらに $\phi = 30^\circ$ の場合(図15(d))では内翼渦中心で速い流れが見られ、渦が breakdown していないことがわかる。しかし、図9(c)に示したように $\phi = 30^\circ$ の場合の C_p suction peakは $\phi = 20^\circ$ の場合に比べ減少している。 $\phi = 20^\circ$ ではすでに上昇した翼側の vortex breakdown 発生位置は $x/C_r = 0.83$ 付近であることが考えられる。そのため、 $\phi = 20^\circ \rightarrow 30^\circ$ の場合では vortex breakdownによる影響は小さいと考えられる。Breakdownが発生していない渦においては $\sigma = 12^\circ$ の場合(図7(c))で見られるように幾何学的な変化、すなわち α の減少、 Λ_{eff} の増加による影響が支配的になり、これにより

C_p suction peakが減少したと考えられる。

図16, 17には $\sigma = 12^\circ, 20^\circ$ でロール角が変化した場合の $x/C_r = 0.83$ における x 方向の渦度分布を示す。 $\sigma = 12^\circ$ の場合ではロール角を変化させても左右翼の渦度分布に大きな変化は見られない。一方、 $\sigma = 20^\circ$ の場合では、ロールにより下降する翼側の外翼渦の渦度に大きな変化は見られない。しかし、上昇する翼側の内翼渦中心付近では $\phi = 0^\circ$ の場合(右翼)に比べ $\phi = 20^\circ, 30^\circ$ の場合(図17(c), (d)の左翼)強い渦度を示す領域が見られ、渦度が大きく増加していることがわかる。このような渦度分布は図14, 15で示した速度分布とよく対応している。図15, 17の結果が示すように $\sigma = 20^\circ$ の $x/C_r = 0.83$ での前縁剥離渦の挙動は vortex breakdown が強く関係している。

4.3.3 Vortex breakdown 特性

一般にデルタ翼において前縁剥離渦の breakdown 特性は翼の姿勢角に強く依存する。ある任意の後退角を持つデルタ翼において迎角を徐々に増加させると、前縁剥離渦の breakdown 発生位置は翼の後方から翼面上へ、そして翼頂点方向に前進する。同様な傾向は迎角を固定し翼の後退角を減少させた場合でも見られる¹⁴⁾。すなわち、後退角を減少させると breakdown 発生位置は翼前方へ前進する。図18には後退角 $\Lambda = 76^\circ$ のデルタ翼で各 σ で ϕ を変化させた場合、右翼上面で前縁剥離渦が breakdown する翼コード位置を示す²⁷⁾。 $\phi = 0^\circ$ の場合に比べロールにより下降した場合($\phi > 0^\circ$)では vortex breakdown 発生位置は前方へ前進し、上昇する翼側では後方へ後退し、あるロール角以上になると翼面上で breakdown が発生しなくなる。図19には同一のデルタ翼で右翼側の前縁剥離渦が翼面上で breakdown を発生する境界(太実線)を示す。図の横軸、縦軸には有効後退角 Λ_{eff} と迎角を示す。 $\Lambda = 76^\circ$ のデルタ翼の場合この境界線より小さい Λ_{eff} や大きい α になると右翼の前縁剥離渦は翼面上で breakdown が発生する。また、図中には図3で示したように本実験で用いたSST形態模型の内翼前縁の姿勢角を重ねて示す。ここで本実験との対応を考え、 $\Lambda = 76^\circ$ デルタ翼に σ を固定して ϕ を変化させた場合を例にあげて考える。 $\sigma = 30^\circ$ の場合では $\phi = 0^\circ$ で右翼の vortex breakdown 発生位置は翼後縁より後方であり翼面上では breakdown は発生しない。ここで ϕ を増加させると右翼は下降し vortex breakdown 発生位置は前進し、 $\phi \geq 7^\circ$ から翼面上で発生するようになる。 ϕ を減少($\phi < 0^\circ$)させると右翼は上昇し、同時に breakdown 発生位置は後方へと後退する。これらのデルタ翼で見られる前縁剥離渦の breakdown 特性は図15で示したSST形態の内翼渦で見られる breakdown 特性と同様な傾向を示す。すなわち、SST形態においても下降する翼側の内翼渦の breakdown 発生位置は ϕ を増加さ

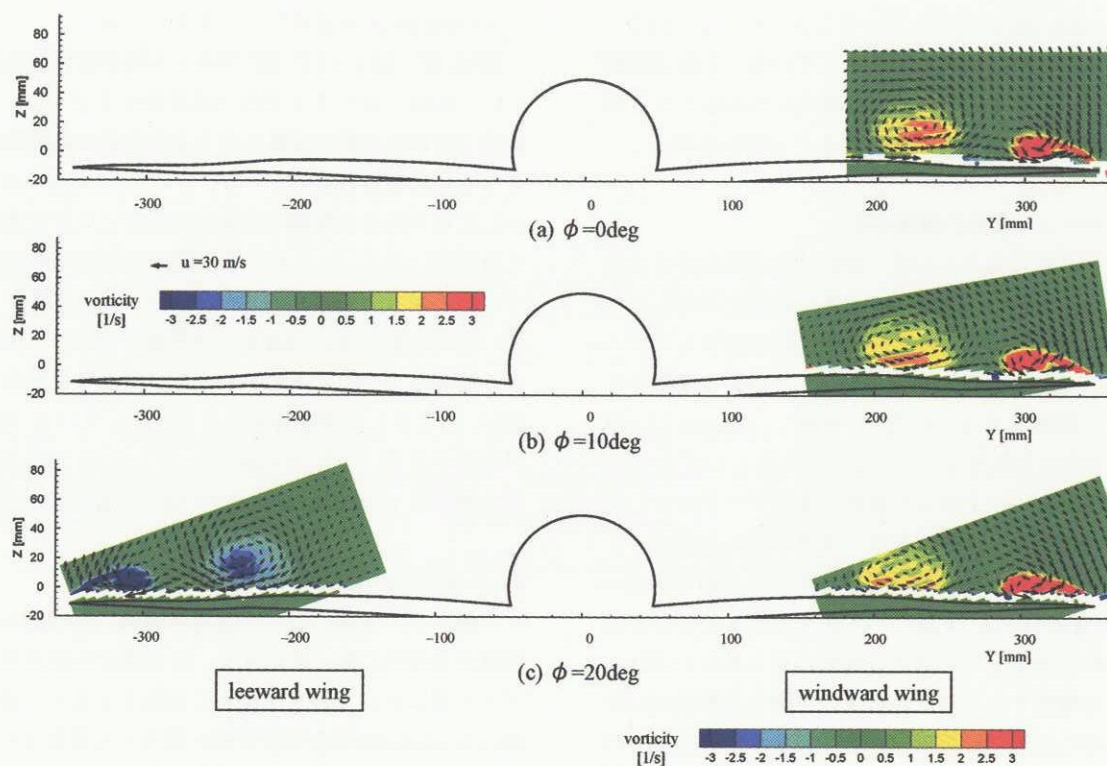


図 16 各ロール角における x 方向渦度分布 ($\sigma = 12^\circ, x/C_r = 0.83$)

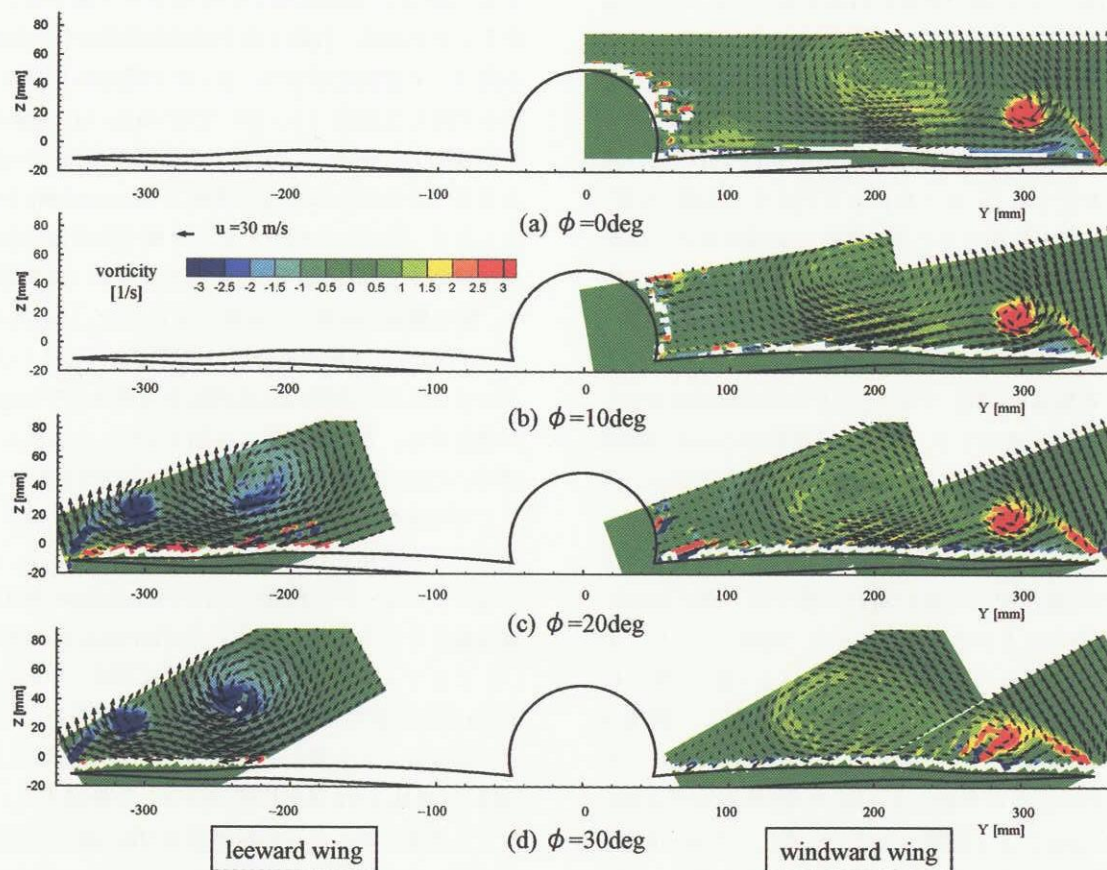
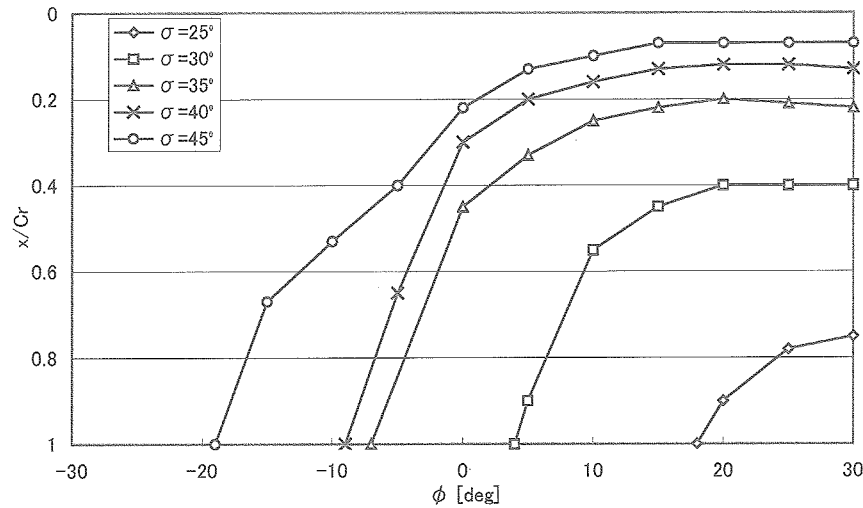
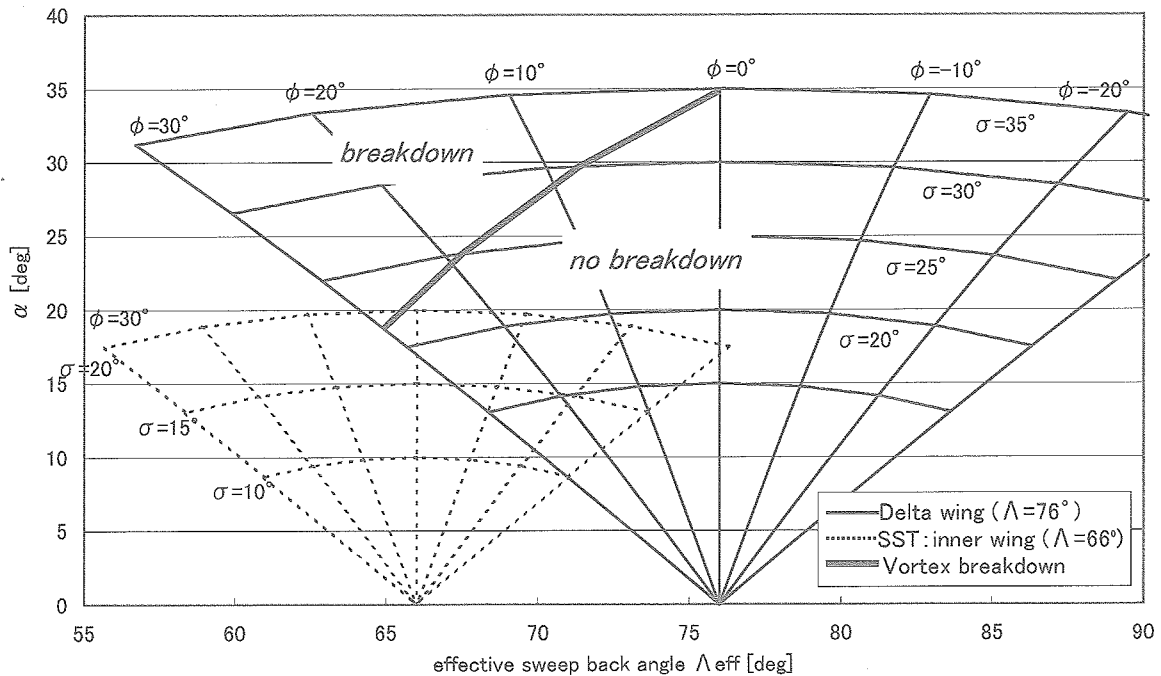


図 17 各ロール角における x 方向渦度分布 ($\sigma = 20^\circ, x/C_r = 0.83$)

図18 デルタ翼における右翼側の前縁剥離渦のbreakdown発生位置 ($\Lambda = 76\text{deg}$ デルタ翼)図19 デルタ翼の右翼側の前縁剥離渦が翼面上でbreakdownが発生する境界 ($\Lambda = 76\text{deg}$ デルタ翼)

せると前進する。そのため $x/C_r = 0.83$ 位置では ϕ が増加するとさらに強いbreakdown領域になるためこれにより C_p の suction peakは減少したことが考えられる (図9(a)参照)。ロールにより上昇する側ではbreakdown発生位置は後方に後退する。そのため $x/C_r = 0.83$ では ϕ が増加すると内翼渦はbreakdownしなくなる。これにより強い前縁剥離渦が再構築され渦吸引力を回復し、 C_p suction peakは増加する。このような左右翼の内翼渦のbreakdown特性が $\sigma = 20^\circ$ で見られる不安定なローリングモーメントの発生に強く寄与していると考えられる。すなわ

ちSST形態の内翼渦で見られるbreakdown特性はデルタ翼で見られるvortex breakdown特性と同様な挙動を示す。

4.3.4 空気力特性との対応

$\sigma = 12^\circ$ の場合では図4で示したようにロールにより線形で安定な C_{rol} 特性を示す。これは翼面上で前縁剥離渦は強いbreakdownを発生しておらず、模型の姿勢角変化により左右の前縁剥離渦の強さが変化し、安定なローリングモーメントを発生していると考えられる。 $\sigma = 20^\circ$

では内翼渦のbreakdown特性により急激な C_{rol} の変化、また不安定なモーメントが発生する。ロールにより下降した翼側のvortex breakdown発生位置が前進し渦吸引力が弱くなる。逆に上昇した翼側のbreakdown発生位置は後退し、渦吸引力が回復する。このような内翼渦の挙動が不安定ローリングモーメントを発生していると考えられる。更には、上昇した翼側のvortex breakdown発生位置が後退したことによる渦吸引力の増加が、下降した翼側のbreakdown発生位置の前進による渦吸引力の減少を上回るため、不安定ローリングモーメントが急激に増加したロール角で機首下げピッチングモーメントの増加(図5)が見られる。また同時に法線力の増加が見られる(図6)。 $\sigma = 20^\circ$ でさらにロール角を増加させると($\phi = 20^\circ \rightarrow 30^\circ$)、不安定ローリングモーメント成分が減少するが、これは上昇した翼側の内翼渦のbreakdown発生位置は後縁付近に移動していることから、ロール角を増加させても、breakdown発生位置が後退したことによる渦吸引力の回復によるゲインが小さく、逆にbreakdownが発生していない部分での翼の姿勢による影響が強く、そのため不安定なモーメント成分は低下すると考えられる。

第5章 結 論

風洞実験を行いSST形態の低速高迎角空力特性について調べた。ピッチ角を固定してロール角を変化させる方法で静的なローリングモーメント特性を調べた。6分力空気力と表面圧力分布を計測するとともにステレオPIV計測法により翼上面の流速分布を計測し、ロール特性のメカニズムを明らかにした。

- ・ピッチ角 $\sigma = 12^\circ$ の場合では線形的で静的に安定なローリングモーメント特性を示し、 $\sigma = 20^\circ$ の場合では急激な変化をともなう非線形的なローリングモーメント特性が見られる。
- ・ $\sigma = 20^\circ$ の場合の C_{rol} 特性は低いロール角の範囲では線形で安定なモーメントが働くが、 $\phi = 15^\circ \sim 20^\circ$ 付近では安定な状態から不安定な状態へ急激に変化する。このような急激な C_{rol} の変化が見られるロール角付近で不連続的な機首下げピッチングモーメントの増加、法線力の増加も見られる。
- ・ $x/C_r = 0.55$ における C_p 分布では $\sigma = 12^\circ \sim 20^\circ$ の範囲でロールに対して安定なローリングモーメント成分を発生する。 $x/C_r = 0.83$ では $\sigma = 12^\circ$ の場合では安定なローリングモーメント成分を発生させるが、 $\sigma = 20^\circ$ ではロールにより上昇する翼側の C_p suction peakの増加、下降する翼側の suction peakの低下により不安定なモーメント成分を発生している。
- ・ $\sigma = 20^\circ$ の $\phi = 20^\circ$ 付近で見られる C_{rol} の急激な変化は内翼前縁剥離渦のbreakdown特性に強く依存してい

る。

- ・ロールするSST形態の内翼渦のbreakdown特性はデルタ翼の前縁剥離渦breakdown特性と同様な傾向を示す。

謝 辞

本研究を行うにあたって宇宙航空研究開発機構風洞技術開発センターの低速風洞チームの藤田敏美氏、岩崎昭人氏、浦弘樹氏には低速風洞実験において、また高度化推進チームの加藤裕之氏、IHI エアロスペースエンジニアリングの橋本拓郎氏にはPIV計測において多大な協力を得た。紙面を借りて深く感謝の意を表します。

参考文献

- 1) E.C. Polhamus ; Prediction of Vortex Lift Characteristics by a Leading-Edge Suction Analogy, *Journal of Aircraft*, Vol.8, No.4, 1971, pp.193-199.
- 2) U. Brennenstuhl and D. Hummel ; Vortex Formation over Double-Delta Wing, *Proceeding of 13th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, (ICAS Paper 82-6.6.3), 1982
- 3) L.E. Ericsson ; The Fluid Mechanics of Slender Wing Rock, *Journal of Aircraft*, Vol.21, No.5, 1984, pp. 322 - 328.
- 4) 郭 東潤、宮田勝弘、野口正芳、砂田保人、李家賢一；超音速航空機（SST）形態の高揚力装置に関する研究、航空宇宙技術研究所報告 TR1450, 2002.
- 5) J.E. Jenkins, J.H. Myatt and E.S. Hanff ; Body-Axis Rolling Motion Critical States of a 65-Degree Delta Wing, AIAA Paper 93-0621, Jan, 1993.
- 6) D. Hummel and P.S. Srinivasan ; Vortex Breakdown Effects on the Low-Speed Aerodynamic Characteristics of Slender Delta Wings in Symmetrical Flow, *Journal of Royal Aeronautical Society*, Vol.71, 1967, pp.319-322.
- 7) T. Terry, G.N. Malcolm and L.C. Lewis ; Experimental Study of Vortex Flows over Delta Wings in Wing Rock Motion, *Journal of Aircraft*, Vol.29, No.4, 1992, pp.598-603.
- 8) J. Katz and D. Levin ; Static Measurement of Slender Delta Wing Rolling Moment Hysteresis, *Journal of Aircraft*, Vol.28, No.4, 1991, pp.282-283.
- 9) A.S. Arena, R.C. Nelson and L.B. Schiff ; An Experimental Study of the Nonlinear Dynamic Phenomenon Known as Wing Rock, AIAA Paper 90-2812CP, 1990.
- 10) L.E. Ericsson and E.S. Hanff ; Further Analysis of High-Rate Rolling Experiments of a 65-Deg Delta Wing,

- Journal of Aircraft*, Vol.31, No.6, 1994, pp.1350-1357.
- 11) J. Sato, K. Fujii, D. Umezawa and Y. Sunada ; Experimental Aerodynamics on Rolling Delta Wing at High Angles of Attack, *Fluid Dynamics of High Angle of Attack*, Springer-Verlag, Berlin, 1992, pp.425-439.
 - 12) 郭 東潤 ; ロールするデルタ翼の非定常空力特性、日本航空宇宙学会誌、第47巻、第543号、1999, pp.165-173.
 - 13) Y. Zohar and J. Er-El ; Influence of the Aspect Ratio on the Aerodynamics of the Delta Wing at High Angle of Attack, *Journal of Aircraft*, Vol.25, No.3, 1988, pp.200-205.
 - 14) W.H. Wentz Jr and D.L. Kohlman ; Vortex Breakdown on Slender Sharp-Edged Wings, *Journal of Aircraft*, Vol.8, No.3, 1971, pp.156-161.
 - 15) T. Matsuno and Y. Makamura ; Self-Induced Roll Oscillation of 45-deg Delta Wings, AIAA Paper 2000-0655, 2000.
 - 16) N.G. Verhaagen and J.E. Maseland ; Investigation of the Vortex Flow over a 76/60-Deg Double Delta Wing at 20Deg Incidence, AIAA Paper 91-3208CP, Sep, 1991.
 - 17) P.E. Olsen and R.C. Nelson ; Vortex Interaction Over Double Delta Wings at High Angles of Attack, AIAA-Paper 89-2191-Cp, 1989
 - 18) 坂田公夫 ; 次世代超音速機、第37回飛行機シンポジウム講演集、pp165-168, 1999.
 - 19) K. Yoshida, Y. Makino and Y. Shimbo ; An Experimental Study on Unmanned Scaled Supersonic Experimental Airplane, AIAA Paper 2002-2842, Jun, 2002.
 - 20) 藤田敏美、岩崎昭人、藤枝郭俊、重見 仁、中安英彦、匂坂雅一 ; 産業用ロボットを用いた風洞模型支持システム、航空宇宙技術研究所報告 TM666, 1994.
 - 21) 進藤章二郎 ; 低速風洞実験法、コロナ社、1992.
 - 22) S. Watanabe, H. Kato, D.Y. Kwak, M. Shirotake and K. Rinoie ; Stereo PIV Measurements of Leading Edge Vortices on a Cranked Arrow Wing, *Measurement Science & Technology*, Vol.15, No.6, pp.1079-1089, 2004.
 - 23) N.G. Verhaagen and S.H.J. Naarding ; Experimental and Numerical Investigation of Vortex Flow over a Side-slipping Delta Wing, *Journal of Aircraft*, Vol.26, No.11, 1989, pp.971-978.
 - 24) D. Grismer, R.C. Nelson and W. Ely ; The Aerodynamic Effects of Sideslip on Double Delta Wings, AIAA Paper 93-0053, Jan., 1993.
 - 25) M. G. Hall ; Vortex Breakdown, *Annual Review of Fluid mechanics*, Vol.4, 1972, pp.195-218.
 - 26) D.Y. Kwak, M. Shirotake and K. Rinoie ; Vortex Behaviors over a Cranked Arrow Wing Configuration at High Angles of Attack, " *Proceeding of 24th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, (ICAS Paper 2004-2.9.4), 2004.
 - 27) 郭 東潤 ; 強制振動によるデルタ翼の非定常ロール特性について、日本航空宇宙学会誌、第48巻、第560号、2000、pp.495-500.

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-04-028

発行日 2005年3月15日
編集・発行 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構
〒182-8522
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
TEL 0422-40-3000 (代表)
印刷所 株式会社 実業公報社
東京都千代田区九段北1-7-8

© 2005 JAXA

※本書（誌）の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。

※本書（誌）からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡ください。

※本書（誌）中、本文については再生紙を使用しております。

<本資料に関するお問い合わせ先>

独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター



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