日本流体力学会年会 2001 講演論文集 F324

SST 形態の低速高迎角ロール特性

Roll Characteristics of an SST at High Angles of Attack

○郭 東潤(航技研), 安部 浩子, 宮田 勝弘(東大工) 野口 正芳(航技研), 砂田 保人, 李家 賢一(東大工)

Dong-Youn KWAK*, Hiroko ABE**, Katsuhiro MIYATA**, Masayoshi NOGUCHI*, Yasuto SUNADA**, Kenichi RINOIE**

*National Aerospace Laboratory of Japan, 6-13-1, Osawa, Mitaka, 181-0015, Japan

**Dept of Aeronautics and Astronautics, University of Tokyo, 7-3-1, Hongo, Bunkyo-ku, Tokyo, 113-8556, Japan

Wind tunnel tests were conducted to investigate roll characteristics of an SST model with high lift devices (inner leading-edge flaps, outer leading-edge flaps and trailing-edge flaps). Force measurements, surface pressure measurements and flow visualization tests were performed for the SST model with and without flap deflection. The test results showed that stabilizing rolling moment acts on the models both with and without flap deflection at low angles of attack. At higher angles of attack, unstable rolling moment was observed at limited roll angle range for the model without flap deflection. Drastic change of rolling moment was observed for the models with flap deflection at higher angles of attack.

1. はじめに

SST の主翼として代表される後退角の大きい低アスペクト比翼は 離着陸のような低速飛行時に大きな迎角を取り、前縁剥離渦による非 線型揚力を利用する。このような前縁剥離渦は高迎角になると渦崩壊 や分離など¹²⁰の非線型的なローリングモーメントを発生させること が知られている。そのため、航空機設計においてロール特性を詳細に 把握することが要求される。離着陸時には空力性能を改善するため高 揚力装置を用いる場合が多く、高揚力装置付き SST 形態³⁰のロール 特性が注目される。

本研究では航技研の小型超音速実験機 #模型の高迎角ロール特性 を調べることを目的とする。さらに内・外翼前縁フラップや後縁フラ ップの高揚力装置付き SST 形態についてロール特性を調べた。

2. 風洞試験

本研究では航技研 2m 低速風洞(旧突風風洞)で空気力や翼上面 圧力計測を行い、煙による流れの可視化を東京大学航空宇宙専攻のフ ラッタ風洞で行なった。

2.1 航技研 2m 低速風洞試験

2m 低速風洞では一様流速 U_∞=30m/s(平均空力コード長 MAC によるレイノルズ数 Re=9.2×10⁵)で試験を行い、内挿天秤による 6 分力測定を行なった。試験に用いた SST 形態模型の概略図を fg.1 に 示す。胴体と主翼から構成され、主翼はワープ設計されたクランクト アロー翼である。内外翼後退角 Λ =66°/42°であり、アスペクト比 AR=2.42 である。最大コード長 Cr の 55%、83%位置(X=0.55Cr, 0.83Cr)の左翼上面に各 10 点ずつ計 20 点の静圧孔が設けられてある。 また、主翼には高揚力装置として内・外翼前縁や後縁に舵角が異なる フラップが取り付けられるようになっている。フラップの詳細を table1 に示す。

	内翼前縁フラップ	外翼前縁フラップ	後縁フラップ
フラップ舵角	0,30° (ヒンジ線に垂直な面)	0,122° (機体軸こ平行な面)	0,30° (ヒンジ線に垂直な面)
フラップ幅	MACの10%	局所翼弦長の20%	MACの12.5%
	Table1. Fla	p details	

2.2 東大フラッタ風洞試験

60×60cm の吹出口を持つ押込式のフラッタ風洞で流れの可視 化を行なった。風洞吹出口の上流から流れに煙を注入させ、模型上部 から翼面へ垂直方向に照らしたレーザーシートで流れを可視化した。



Fig.1 Schematic of an SST model (unit:mm) 風洞試験に用いた **SST** 形態模型は fig.1 に示した模型の 1/5 の大きさ であり、U_∞=10m/s (Re =62000) で試験を行った。

3. 結果および考察

3.1 クリーン形態(各フラップ舵角0))

Fig.2 に SST 形態のローリングモーメント Crol 特性を示す。ピッチ角 θ =12.5°ではロールにおいて線型的安定であるのに対して、 θ =16°では非線型的な変化が表れはじめる。 θ =20°ではロール角が大きい範囲で不安定なモーメントが働く領域が見られる。



Fig.2 Rolling moments on the clean configuration model Fig.3 では左翼上面の圧力分布を示す。 θ =12°の場合、X=0.55Cr ではロールにより上昇する翼側($\phi > 0^\circ$)で圧力が減少するのに対 して、ロールにより下降する翼側($\phi < 0^\circ$)では大きな変化は見ら れない。X=0.83Crではロールにより上昇する翼側では圧力の減少が 見られる。 θ =20°の場合、X=0.55Crでは θ =12°と同様な傾向が 見られる。しかし、X=0.83Crではロールにより上昇する翼側では圧力の減少が 見られる。しかし、X=0.83Crではロールにより上昇する翼側では圧力の減少が 見られる。しかし、X=0.83Crではロールにより上昇する翼側では圧力の減少が 見られる。しかし、X=0.83Crではロールにより上昇する翼側では圧力が見られ、下降する翼側ではなだらかな圧力分布を示し、なお 圧力のピークが大きく減少している。左右の翼で対称的な流れが形成 されると仮定し(例: ϕ =20°での左翼と ϕ =:20°での右翼で同じ



Fig3. Spanwise pressure distribution at various roll angles 流れ)、翼上面の圧力分布のみから局所的なローリングモーメント成 分を求めた(fig.4)。 θ =12°の場合では、X=0.55Cr、0.83Crともロー ルに対して復元モーメントが働いていることを示す。これに対してθ =20°の場合、X=0.83Cr では不安定なモーメント成分が大きいこと を示す。Fig.5 には θ = 20°、 X=0.83Cr での 翼面上の 前縁剥離渦の 様子を示す。内・外翼前縁から2対の剥離渦が形成されている。。 =0°では内翼からの前縁剥離渦が崩壊している。 φ=24°ではロー ルにより上昇した翼側の渦コアが確認でき、渦崩壊位置が X=0.83Crより後方へ後退したのがわかる。このことから Fig.3 (B) の *ϕ* =30°で圧力のピークが鋭くなることが説明できる。



Fig.4 Estimation of local rolling moments by means of upper wing surface pressure distributions at X=0.55Cr, 0.83Cr.



(A) $\phi = 0^{\circ}$

Fig.5 Leading edge separated vortices on an SST model $(\theta = 20^{\circ}, X = 0.83Cr)$

一方ロールにより下降した翼側では幾何学的に翼の後退角が小さく なるため、渦崩壊位置はより前進するため渦吸引力はさらに弱まり ロール復元モーメント成分は減少する 5。Fig.3 (B)で φ=30°の圧 力がなだらかになっていることからも確認できる。なお外翼付近の 圧力の減少が見られるが可視化からは確認することが困難であった。 θ=20°で見られるロールによる不安定なモーメントは内翼前縁か ら形成される剥離渦の崩壊や外翼での圧力変化によるものと考えら れる。

3. 2 高揚力装置付き SST 形態

内・外翼前縁フラップや後縁フラップをそれぞれ単独で操舵した

場合のロール特性を fig.6 に示す。 $\theta=12^\circ$ では内翼前縁フラップ舵 角 $\delta_{\text{LE in}}=30^\circ$ と後縁フラップ舵角 $\delta_{\text{TE}}=30^\circ$ の場合とでロールに対 してほぼ線型的な復元モーメントを示す。一方、#20°の場合では、 フラップによりロール特性が複雑に変化する。 SLE in=30°では実験 を行ったロール角の範囲(| ¢ | ≦30°) で不安定なモーメントが働 く。これに対して外翼前縁フラップ舵角 die aut=12.2°では復元モー メントが働く。また同一の々でも々を変化させる方向の違いにより大 きな Crol のヒステリシスが見られる。 ð тE=30°では | ∮ | ≦5°付近 では安定、それより大きな | ø | では不安定なモーメントが働く。後 縁フラップは有効的な迎角を増加させる働きをするため、クリーン形 態のより大きなθでのCrol特性と同様な傾向を示すものと思われる。 Fig.7 には *δ* LE in=30° と *δ* LE out=12.2° で、X=0.83Cr での圧力分布 を示す。 d LE m=30°ではクリーン形態(fig.3(B))に比べ | d |=15°で 既に大きな圧力変化が見られ、不安定なモーメントを増加させる働き をする。 *δ* LE out=12.2[°] では外翼での圧力のピークが大きく、外翼か らの前縁剥離渦がロール特性に大きな影響を及ぼすことがわかる。し かし、不安定なモーメントを発生させる圧力分布であり、力測定結果 と対応してない。今後さらなる考察が必要と思われる。



Fig.6 Rolling moments on SST model with various flaps





 $(X=0.83Cr, \alpha=20^{\circ})$

4. まとめ

風洞試験を行い、フラップ付き SST 形態の低速高迎角ロール特 性を調べた。

- クリーン形態の場合、θ=12.5°ではロールに対して線型的な復 元モーメントが働く。*θ*=20°では大きなロール角で不安定なモ ーメントが働く領域が見られ、これは内翼で形成された前縁剥 離渦の崩壊と外翼付近での圧力の変化によるものと推定される。
- 内・外翼前縁フラップや後縁フラップを単独で操舵した場合、 $\theta = 12^{\circ}$ ではロールに対して線型的な復元モーメント働くのに 対して、 $\theta=20^{\circ}$ ではフラップによりロール特性が大きく異なる。 今後、そのメカニズムについて解析を進める。

5. 引用文献

- 1) C.E.Jobe, et al : J.Aircraft, Vol33, No.2 (1996) 347.
- 2) 郭東潤:日本航空宇宙学会誌,47 (1999) 165.
- 3) 宮田勝弘ら:第32 期日本航空宇宙学会年会講演集(2001) 159.
- 4) 坂田公夫:第36回飛行機シンポジウム(1998)
- 5)) W.H.Wentz Jr. et al : J.Aircraft, Vol8, No.3(1971) 156.