小型高性能機の大迎角域における飛行性とその評価法*

荻野 三郎**・三浦 日出夫**
松尾 則久**

1. ま え が き

戦闘機が空中戦闘時にその能力を最大限に発揮するためには、たとえ超音速機であっても十分良好な大迎角空力特性 (stall/post stall 特性) を有するべきであることが要求される。これは、空戦時において、相手の動きに全神経を集中している pilot に、さらに機体特性に起因する数々の制約を守ることを義務づけたら、あるいは、それを犯せば容易に spin 等の操縦不能状態に突入するというのでは、本来の意味での air superiority ではありえないということがあらためて認識されたことによる。古来、stall/spin 問題は戦闘機の発達の歴史と密接に関係して発展してきたが、一見この問題の適用を受けないのではないかとかつて考えられていた超音速戦闘機においても、その重要性は例外とはなりえないことが明確となった。本稿では、この方面の従来の研究の概要をふり振り返りつつ、あわせてわれわれが行った検討結果の一部をご紹介しますこととしたい。

2. 大迎角域における飛行性

2.1 大迎角, すなわち stall/post stall の領域の運動 現象としてみると、通常迎角の増大にともなって stall ($\alpha=15^\circ\sim 20^\circ$)→PS (post stall: $20^\circ\sim 30^\circ$)→[departure]→PSG (post stall gyration: $20^\circ\sim$) という経過をたどって最終的に spin ($30^\circ\sim 80^\circ$) の領域に至ると考えることができる。通常、戦闘機の ACM (air combat maneuver) においては、意識するとしなにかかわらず、迎角が PS 領域にまで及ぶ頻度はきわめて高いものと考えられるので、この領域での特性いかに機体の大迎角特性全体を大きく左右する傾向が生ずる。すなわち、たとえ本来の spin 特性は良好であっても PS 領域で departure を生じ操縦不能に

陥る傾向がある場合には、ACM 中 spin に入る可能性が高いことになり、練習機としてならばともかく戦闘機としては望ましい特性とはいえないことになる。このように、PS 領域の飛行特性は、spin 特性の良否とは独立して検討しなければならないことがわかる。結局、戦闘機における大迎角問題とは、「大迎角 (とくに PS の領域) で生じうる操縦不能の状態 (departure) に陥る傾向をいかにしてとりのぞくか」ということにつくものであるということが出来る。

2.2 大迎角域 departure 特性に関する要求 飛行性に関する米軍規定: MIL-F-8785 B は、1974 年、Amendment 2 として stall/spin に関する規定: MIL-S-25015 を吸収発展させた形で、これを取り入れている。その主旨は第 1 表のとおりである。

一般に、spin からの回復は、yaw rate を止めることが肝要で、rudder 操作が重要である。ところが、運動の方向、すなわち、回転の向きを指定しないということは、spin からの脱出の原則である「opposite rudder」が使えないことを意味する。「uncontrollable」になってきたら、状況のいかんによらず、一つの方法 (現実的には 3 舵 free または neutral) で離脱できること」を要求することになるわけで、まさに空戦中の pilot の身になって考えられた規定ということが出来る。しかし、技術的に見ると、これらは超音速機形態の航空機にとっては相当に厳しい要求であって、これを十分満足させる飛行機の設計を現実に行うことは容易なことではない。

2.3 大迎角域における空力的不具合現象 小型高性能機において大迎角飛行特性上問題となりうる事項を「縦」と「横・方向」に分けて考えると、圧倒的に「横・方向」の問題が支配的であることがわかる。すなわち、たとえば、T-tail 配置で問題とされた、いわゆる pitch up 等の現象は、その後主翼平面形 (失速特性) と水平尾翼の上下位置への配慮によって、その程度を大幅に改善できることが明らかとなった。しかし、これに対して、横・方向の問題は、縦ほどには重視されずに戦闘機の開発が進められてきたというのが実状であった。この傾向は F-14, F-15, F-16 等

* 昭和 55 年 11 月 6 日、第 18 回飛行機シンポジウムにて講演。昭和 56 年 4 月 17 日原稿受理 A Survey of Experimental Techniques to Predict Flight Characteristics at High Angles of Attack

** 富士重工(株)航空機技術本部 Saburo Ogino, Hideo Miura and Norihisa Matsuo

第1表 大迎角域 Departure 特性に関する要求
—MIL-F-8785 B Amendment 2—

- (1) Departure, PSG, Spin 等に入りにくいこと
- (2) 回復に際しての有効な操舵は、いかなる運動を行ったときでも、また運動の方向がわからなくても、適用可能であること
- (3) Spin からの回復は(2)の条件下で2回転以内のこと

第1図 大迎角空力特性の例¹⁾

新世代の戦闘機が出現するまで続いたわけで、この間そのほとんどが横・方向の特性不良から来る departure になやまされた。

大迎角域において、departure を生ずる最大の原因は、一言でいえば、「胴体および主翼の wake が垂直尾翼をおおい、その効きを著しく低下させることにある」と考えられる。その程度は、ただだんに、方向安定を低下させるだけでなく、大きな非線形を生じたり、遂には方向不安定をもたらすに至ることもまれなことではない。第1図は、F-4 Phantom の風試の例であるが、方向安定は迎角 20° を越すあたりから負に転落していることがわかる。さらに具合の悪いことに、この際、前胴から主翼上面にかけて生ずる前縁剝離渦は左右の非対称性を有するのが普通であるため、これが大きな yawing 運動をひきおこし、departure の引金になることが多く、事態はいっそう深刻となる。

3. 大迎角域飛行性の評価

3.1 以上のような不具合現象が post stall 領域で生じやすいとするならば、その特性をいかにして評価

第2表 大迎角空力特性の評価要素

Departure の要因	評価パラメタ
・方向安定発散の程度	$C_{n\beta \text{ DYN}}$ ($C_{n\beta}$ —Dynamics)
・横操縦発散の程度	LCDP (Lateral Control Departure Parameter)
・横すべり/縦揺れカップリングの程度	$C_{m\beta}$

し改善すればよいかが次の問題となる。これに関しては、1970 年代中ごろまでにアメリカの AFFDL (Air Force Flight Dynamics Laboratory) を中心に、departure の要因に対応して第2表のようなうまいパラメタが一応見いだされてきている¹⁾。

3.1.1 方向安定の発散と $C_{n\beta \text{ DYN}}$ $C_{n\beta \text{ DYN}}$ を形式的に見れば、有次元の安定微係数 N_β を安定軸[進行方向を基準 (x 軸) とする 3 軸のとり方]まわりに見て、これを単純に無次元化することにより得られることがわかる。すなわち、運動方程式における役割という面から見ると、 $C_{n\beta \text{ DYN}}$ の本質は安定軸まわりで見たときの横すべりによる yawing 角加速度であるといえる。

$$C_{n\beta \text{ DYN}} = C_{n\beta} \cdot \cos \alpha - (I_z/I_x) \cdot C_{l\beta} \cdot \sin \alpha$$

$C_{n\beta \text{ DYN}}$ は横・方向特性方程式の C 項 (λ^2 にかかる常数) の主成分を示すものであることがわかる。したがってその値が正の場合には復元力を生ずるので、

$$w_D = \sqrt{(qSb/I_z) \cdot C_{n\beta \text{ DYN}}}$$

で表わされる dutch roll mode が存在するが、これが負になると方向発散の傾向を生ずる。

$C_{n\beta \text{ DYN}}$ の物理的意味について考えると、迎角が小さいうちはその中心となるのはあくまで方向静安定そのものであるが、迎角が大きい状態では I_z/I_x で増幅された横静安定 (上反角効果) が大きく寄与してくることが特徴である。第2図に、F-4 と T-38 の例によってその構成を示す。post stall の 20°~30° とは、 $C_{n\beta \text{ DYN}}$ の主成分が $C_{n\beta}$ から $C_{l\beta}$ へ受け渡される過渡的な迎角域に相当していることがわかる。F-4 では、slat をつけると $C_{l\beta}$ が向上したために $C_{n\beta \text{ DYN}}$ が改善されていることがわかる。また、 I_z/I_x がとくに大きい slender な T-38 では $C_{l\beta}$ の効きがきわめて大きい。

3.1.2 横操縦の発散と LCDP 横操縦の発散の程度を表わす評価パラメタとして、LCDP (Lateral Control Departure Parameter) が提案された。

$$\begin{aligned} \text{LCDP} &= C_{n\beta} - \frac{C_{n\beta a}}{C_{l\beta a}} \cdot C_{l\beta} \\ &= C_{n\beta} \left[1 - \frac{(C_{n\beta a}/C_{n\beta})}{(C_{l\beta a}/C_{l\beta})} \right] \end{aligned}$$

LCDP は横の操舵に対する roll 応答伝達関数分子

第2図 $C_{n\beta} DYN \sim \alpha$ の例¹⁾

の常数項を構成する主要成分であって、横操舵に付随して生ずる横すべりが本来の roll の目的をどの程度削減しているかを示すパラメタであると考えてよく、これが負になると横操縦逆効きの傾向を生ずるのであることがわかる。このような、いわゆる Roll

divergence の特性を有する機体では、roll は横操舵によってではなく rudder によって、すなわち上反角効果を利用した rudder roll によって実現することが必要となってくる。

3.1.3 横すべり/縦揺れカップリングと $C_{m\beta}$

$C_{m\beta}$ は、前の二つとは異なり直接 departure を誘発するというよりは、間接的にその要因になりうるということから考慮が必要とされる。すなわち、一般の主尾翼配置の場合、失速迎角以下では通常 $C_{m|\beta|} < 0$ であって横すべりにより頭下げの trim change を生ずるのが普通である。しかし、機種によってはさらに大迎角に進むと $C_{m|\beta|}$ が急速に正の値へ急変する例もあり、同じ横すべりがわずかな迎角変化により大きな機首上下の trim change を呼び起こすことになり、pilot の work load の急増を伴い、横・方向の departure を誘発するに至るなど、ACM に支障を生じさせることが報告されている¹⁾。

3.2 WEISSMAN の departure 判定図

3.2.1 大迎角域における departure の傾向を設計初期の段階から推定する方法として最初に考えられたのは、 $C_{n\beta} DYN$ であった。当初ほとんどこれのみが設計指針とされて新世代の戦闘機グループの開発がスタートしたものと推定される。しかし、 $C_{n\beta} DYN$ だけでは現象を十分説明することが困難であったことから、結局 LCDP に見られるような横操縦の要素をもとり入れた検討が必要であることが明らかとなった。

R. WEISSMAN はとくに LCDP の重要性に着目し、

第3図 WEISSMAN の Departure 判定図¹⁾

$C_{n\beta}$ DYN と LCDP で平面を定義して戦闘機として好ましい性質の機体はどの領域にあるべきかという、いわゆる「WEISSMAN の判定図」を提案した(第3図文献 2))。

3.2.2 WEISSMAN の Departure 判定図 WEISSMAN は、 $C_{n\beta}$ DYN と LCDP の組合せを無数に作ってパラメトリックに逐一計算することによって、横操縦ステップ入力後の発散の様子を求め境界を設定している。第3図から見ても実機との correlation はかなり良好であることがわかる。ここで、A, B, D の領域に位置する特性の機体が右 roll step 入力に対してどのような運動をするかを見てみる。

第4図(A) : A領域の特性の場合、右 roll step 入力に対し右バンクは増大している。また、それにとまって右すべりも増大しており応答は正常と考えられる。

第4図(B) : B領域の特性では、右 roll step 入力に対し左バンクが振動的に増大し、それともない β も振動的にゆるやかに発散する。mild rolling departure と考えられる。

第4図(C) : D領域の特性の場合では、右 roll step 入力に対し左バンクが急激に増大する。strong rolling departure と考えられる。

このように、詳細に検討してみると、同じく departure といってもそれぞれの領域によってその様相にかなりの相違があるわけで、対応する有効操舵の内容も異なるものであることがわかる。WEISSMAN の判定法は、通常の6分力大迎角風洞試験のデータのみによってある程度の検討ができるという特徴を有しており、初期計画段階で利用できる点がすぐれている。

3.2.3 戦闘機にとって好ましいのは当然のことながら第1象限-[A領域]である。すなわち、この領域では、「no departure」であること(「solid stall」であること)が期待されるので、ACMにおいてかなり思い切った操舵が加えられても機体が departure 状態に陥る可能性は少なく、かつ横操縦も一応正常と考えられる。これに対し、第4象限-[B領域]は方向安定は正であっても $LCDP < 0$ であるので、横操縦は rudder を用いる必要が生じ ACM に制約が生ずることは避けられない。

WEISSMAN の判定法が提案されたのは1970年代初頭であったが、この時点で[A領域]の大迎角特性をそなえていた機体は、Northrop F-5 シリーズ唯一機種であった。当然のことながら、F-14以降の戦闘機はすべて[A領域]の特性を実現させるべく努力が続けられてきている(第5図)。

F-4 Phantom では、原型機はD領域であったが、slat 付形態では $C_{l\beta}$ が著しく向上し、これによって

第5図 新世代戦闘機における大迎角特性改善

$C_{n\beta}$ DYN が正に転じたため B 領域に浮上した。F-15 は、WEISSMAN の話では、計画の一時期、C 領域にあったという。飛行後もしばらく B 領域の特性を示したが、mechanize (縦操縦大舵領域で横操縦の authority を制限し、代りに方向舵の authority を増大させる機構)により A 領域に持ち込むことができた。F-14 は、距離を置いた胴体と ventral fin が構成する胴下 channel により大きな $C_{n\beta}$ DYN を確保できた。しかし、迎え角の如何によらず A 領域の特性を実現するためには、F-15 の mechanize のような手法をほどこす必要があったという(その他たとえば文献 3) 参照)。

3.3 pilot 操舵を考慮した評価法の一つの試み

1) WEISSMAN の departure 判定法は実機との correlation が良好であるといっても、次の段階としては、pilot による修正操舵がどの程度効果的かという面の考察がどうしても必要になると考え、これを検討することを試みた。

すなわち、airelon 入力で departure を生ずる領域においても rudder による修正操舵によって departure を防ぐことがある程度可能と考えられるが、このような操舵が現実的に可能なものであるかどうかという点に関しては、simulator study が見通しを立てる上で効果的ではないかと思われた。

2) simulator としては富士重工宇都宮製作所に新設した設計目的のものを使用した⁸⁾。これは、通常計器を装備した fixed base simulator であるが、yaw motion に対する cue として姿勢儀の近くに特別に横すべり計 (β 表示) を装着した。

simulation model は F-4 をベースとした[翼面積約 49 m², 重量 16,000 kg, $I_z/I_x=5.0$, 空力データ^{4),5)}]。

simulator study は主として $C_{l\beta}$, $C_{n\beta}$ を第6図および第7図の各値からあらかじめパラメトリックに組み合わせておき、高度 20,000 ft, 迎角 25° trim 状態から始めてその状態でほぼ直線飛行を保持するのに

第6図 $C_{l\beta}$ 設定値

第7図 $C_{n\beta}$ 設定値

どの程度の操縦努力を要するかで評価を行った。

3) 第8図はこのようにして得られた成果を WEISSMAN の判定図に重ねて示したものである。

これから見て大迎角 departure 問題に関連しておよそ以下のようなことが明らかになったと考えている。

- (1) 良好な特性を実現するためにはまず $C_{n\beta \text{ DYN}}$ は正である必要がある。

(2) LCDP についてはやはり正であることが望ましいが若干の負の値でも許容されうる。また LCDP には上限が存在するようで、それはあたかも負の上反角効果 ($C_{l\beta} > 0$) がある値を越えないことを要求しているかのようである。

(3) 第2象限は WEISSMAN によれば特性良好という領域であるが、今回の結果ではとてもそのようには考えられないという結論となった。yaw departure を伴いやすく、姿勢を保持すること自身きわめて困難で、pilot comment は uncontrollable であった。

(4) 第4象限 (WEISSMAN の領域B) には、逆操舵を含む特殊操舵を実行することによって何とか姿勢を保持しうるかなり広い領域 —critical— が存在している。この領域での control には rudder の果たす役割がきわめて大きいことがあらためて確認された。現実問題として、この領域の特性は ACM 中のように他目的に work load が大幅にとられる状態では実用的ではないが、あらかじめ操縦法等が十分明確になっている場合には departure に発展させないことは可能であろう。

(5) 第1象限原点付近に pilot がきわめて良好な特性を感じる領域が存在することがわかった。あたかも slow flight のような感じという表現となった。安定が弱くても舵さえ効けば pilot にとってなんら問題はないということの一つの例であろうが、やはり ACM のような状態に

第8図 Simulator による大迎角特性の一評価結果

第9図 大迎角空力設計法確立の経緯

至ってもあい変わらず評価が良好でありうるか疑問が残る点もある。

この simulator study は、大迎角 departure の研究目的からは cue の点でかなり仮定を含んだ試みであったが、結果を統合してみるとそれなりに興味ある事項も引き出せたように思う。ただ visual cue が無いということは pilot の対応に時間遅れを強いることになるから、たとえば判定結果がかなり悲観側にずれていることも十分ありうるので今後とも検討が必要と考えている。

4. 大迎角空力設計法確立の経緯について

アメリカにおける戦闘機の大迎角設計法の発展の経緯を宇宙開発との関連を考慮してとりまとめると、第9図が得られる。

ベトナム戦争における MIG との空中戦の戦訓が戦闘機の大迎角設計法の確立の needs を与えたとすれば、宇宙開発がそのための tool を提供したのではなからうかと考えるものである。

宇宙開発が戦闘機の空力設計に与えたインパクトは、大きく分けて二つあるように思われる。一つは1960年代前半の有人カプセル宇宙飛行の実現であって、これは、飛行特性上「人が操縦する乗物というものは本来いかにあるべきか」という原点に立った究明を必要とした。これが一つの背景となって、飛行性基

準の改訂—MIL-F-8785 Bを生み、新世代の戦闘機設計の基準となったことはよく知られている。二つ目として有翼のスペースシャトルの大気圏突入時の大迎角空力問題があげられる。再突入に際しては短時間での減速を効果的に行うため、マッハ 7~8 に及ぶ飛行速度のもとで迎角を 40°~60° に保持し、その大きな主翼をスピード・ブレーキとして活用することが求められる。これを実現するためには「大迎角域で安定した飛行姿勢を保持するためには、空力特性はいかなる条件を満たすべきか」という研究が、膨大な風洞試験、シミュレータ試験を通じて遂行されてきた⁷⁾。実は、 $C_{a\beta}$ DYN や LCDP のような概念もこの間に確立されたものであって、このことからわかるように、その成果はほぼそのままの姿でタイミングよく戦闘機の departure 問題解決への有力な tool として活用されることになったものと思われる。このことは technology transfer の一例と考えてみるとたいへん興味深いものがある。

5. む す び

結局、戦闘機における大迎角 departure 問題は、大迎角における「方向安定の確保」ということにつくものであるといえそうである。「大迎角で方向安定を低下させない空力設計」という山名理論は超音速機に對しても生きていることをベトナム戦争の戦訓が教え

てくれたことになろうか。

われわれの先輩がかつて零戦をはじめとする数々の空戦能力に優れた傑作機を生み出したことに思いをいたすとき、戦闘機にとって永遠の命題である「卓越した空戦能力」を追求するといういかにも日本人好みのこの方面の研究が、今後わが国においてももっと積極的に進められてしかるべきではないかと考えるものである。

参 考 文 献

- 1) SKOW, A. M., TITIRIGA, A., Jr. and ACKERMAN, J. S.: Design Technology for Departure Resistance of Fighter Aircraft, AGARD CP-199 Stall/Spin Problems of Military Aircraft, No. 5 (1976), pp. 5-1~5-14.
- 2) WEISSMAN, R.: Preliminary Criteria for Predicting Departure Characteristics/Spin Susceptibility of Fighter-Type Aircraft, J. Aircraft, Vol. 10, No. 4 (1973), pp. 214-219.
- 3) 金井喜美雄, 戸田憲雄, 塚原鶴夫: 小型超音速機の高迎角特性改善について, 飛行機シンポジウム講演集 (1977), pp. 126-129.
- 4) MOORE, F. E., ANGLIN, E. L., ADAMS, M. S., DEAL, P. L. and WASHINGTON, L. H. P., Jr.: Utilization of a Fixed-Base Simulator to Study the Stall and Spin Characteristics of Fighter Airplanes, NASA TN D-6117 (1971).
- 5) CHAMBERS, J. R. and ANGLIN, E. L.: Analysis of Lateral-Directional Stability Characteristics of a Twin-Jet Fighter Airplane at High Angles of Attack, NASA TN D-5361 (1969).
- 6) GREER, H. D.: Summary of Directional Divergence Characteristics of Several High-Performance Aircraft Configurations, NASA TN D-6993 (1972).
- 7) WAWRZYNIK, M. E.: To What Extent Should Space Shuttle Stability and Control be Provided through Stability Augmentation?, NASA TM X-52876 (1970).
- 8) 大嶋壮夫, 石田新太郎, 松尾則久, 相原正行: 航空機設計用フライトシミュレータの開発について, 飛行機シンポジウム講演集 (1981), pp. 212-215.