小型高性能機の大迎角風洞試験について*

西 脇 英 彦**・吉 本 朋 之**
柴 田 真**

1. ま え が き

高い運動性を必要とする小型高性能機の設計においては、近年大迎角の飛行特性が非常に重視されている。

すなわち従来の設計による機体では、失速に近い運動を避けたり、失速しても安全に回復できればよいとしたが、最近の小型高性能機では、より積極的に失速付近の迎角においても飛行できるだけの特性を備えつつある¹⁾。

筆者らはこのような傾向にかんがみ、大迎角特性を重視した小型高性能機に関する各種の研究を実施してきた。以下には静的な風洞試験を中心として、その方法とそこで生じた計測上の問題やその設計の評価方法などについて、報告する。詳細な試験結果については、この小型高性能機の仕様が現時点では確定したものではないので、省略する。

なお、この記事は、昭和55年度飛行機シンポジウムにおいて発表したものに、大迎角における空気導入系統についての概説、およびその後の風洞試験や解析結果を加筆したものである。

2. 大迎角特性に関する設計手順

優れた大迎角特性を与えるには、初期設計の段階から考慮しておかねばならない。第1図に大迎角特性に関する初期設計手順を示す。

大迎角特性を把握するには、流れが剥離しているために、理論的取扱いがむずかしく、現状ではどうしても理論よりも風洞試験が主体になる。静的な風試であっても、従来の手法のものだけでは、試験迎角の制限や、模型支持機構の問題があって、十分ではなく、別途に大迎角風洞試験を実施する必要がある。さらに、

大迎角では、エンジンの安定な作動のために空気導入系統の特性が重要であるが、とくに空気取入口の位置、形状などは、主翼や胴体との相対位置とも影響しあうから、切り離して考えるわけにはいかない。

試験結果を検討するには、空力微係数にもとづくパラメータを用いる判定法も便利であるが、さらに最終的には、超音速高等練習機 T-2 の開発で利用された計算機のグラフィックディスプレイを活用したシミュレーション計算なども実施する。

3. 通常の風洞試験と大迎角特性の把握

通常のストラット支持による風試は、周知のように風洞測定部下方に外部設置型の天秤をおき、そこから2~3本のストラットを垂直に立てて模型を支持する。試験迎角は -30° ~ 40° 程度であるが、大迎角ではストラットの後流が模型の尾部に影響し、データの解釈に問題が生じる。これが、次のべるスティング支持の大迎角風試を実施する理由のひとつであるけれども、なおこの通常のストラット支持の風試も大迎角特性を把握する有効な手段であることにはかわりない。

スティング支持風試では、後述するように模型の振動が問題になるが、この風試では支持系の剛性が高いため振動の発生が少ない。したがって模型を大きくかつ重くできるので、精度よくつくることができるから、微妙な形状変化に対する特性試験などはこの方式が適している。

小型高性能機が失速からスピンに至る過渡的状态にある迎角は、およそ 20° から 35° の間であって、たとえばノースロップ社²⁾では、この間は 0.5° おきに細くデータをとり、このほかの迎角でも第1表に示すように、とるべき迎角の変化分を示している。

このような微妙な迎角、横すべり角変化のデータをとるためにもこのストラット方式が適している。すなわち、詳細は後に示すが横滑り角一定で迎角を変化させるとき、スティング支持では、ロール角とピッチ角を同時に変化させる必要があり、計測時間が増え、また角度設定の精度も低下する。

* 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2日原稿受理 Wind Tunnel Test Technique and Design Procedure on High Angles of Attack Characteristics of a High Performance Small Aircraft

** 川崎重工業(株)航空機事業部 Hidehiko NISHIWAKI, Tomoyuki YOSHIMOTO and Makoto SHIBATA

第1図 大迎角特性に関する設計手順

第1表 迎角、横すべり角設定の一例²⁾

α Range	$\Delta\alpha$	Constant β
$ \alpha < 20^\circ$	1.0°	0, ± 2 , ± 5 , ± 10 , ± 15 , 30
$20^\circ < \alpha < 35^\circ$	0.5°	0, ± 2 , ± 5 , ± 10 , ± 15 , 30
$35^\circ < \alpha < 60^\circ$	2.0°	0, ± 2 , ± 5 , ± 10 , ± 15 , 30
$60^\circ < \alpha < 90^\circ$	5.0°	0, ± 2 , ± 5 , ± 10 , ± 15 , 30

第2図 大迎角風試全体配置

4. 大迎角風洞試驗

4.1 風試法の概要 スティング支持の大迎角風試では、ストラット支持と異なり、模型に内蔵したストレーン・ゲージ・タイプの平秤を用いる。スティング形状は、計測すべき迎角範囲に最適のものを用いる。風試の全体配置は、第2図に示すが、これは、曲りス

第3図 大迎角風試のスティングと計測角度範囲
円内（正確には円ではない）は、各スティング
により計測される迎角、横滑り角の範囲を示す。

第4図 風洞プロッケージの補正例³⁾

ティングを用いた状態である。試験迎角範囲 -20° から 90° 近くまでを確保するために、Y型、Y型曲り、 126° 曲り、 156° 曲りの4種のスティングを用いた。それぞれ概略形状と計測迎角、横滑り角範囲は第3図に示すとおりである。Y型スティングは、左右のエンジン排気口から挿入する。 126° 曲り、 156° 曲りスティングは、胴体上面の流れも剝離してしまっているような大迎角の試験に用いる。

供試模型は、大迎角時に模型の平面形が著しく流路を塞ぐようになるのを防ぐため、比較的小型にする必要がある。このような風洞ブロッケージの問題に対し利用できるような公表されたデータは、あまり見当たらないが、第4図のようなもの³⁾も参考にした。ま

第5図 支持方式のちがいによる縦ゆれモーメントの比較

第6図 尾部排気風試からの縦ゆれモーメントデータの修正

た、スティング支持の場合、模型が重いと内蔵天秤のエレメントやスティング支持系の剛性が比較的弱いことから、振動しやすく、計測精度が悪くなったり、場合によっては、模型スティング系の破壊の可能性もあるので、軽量化に努めなければならない。今回用いた模型は、翼幅 0.8m で重量はおおよそ 5 kg におさまっている。模型内部には、長円筒形の容量の大きい天秤と、短円筒形の容量の小さい天秤のどちらでも装着でき、またスティングもこれら 2 種のいずれでも使用可能である。

スティング支持風試で横滑り角をとるためには、スティングのピッチング角をとると同時に、ロール角をとらなければならない。これらの角度と迎角、横滑り角との関係は、第 2 図中に示した計算式で求められる。

4.2 試験で生じた問題点

4.2.1 支持方式によるデータの差 この試験に用

いた 4 種類のスティングは、計測範囲がある程度ずつ互いに重なるように設定され、重なった部分でデータのつながり具合が検討できる。

縦揺れモーメントは支持方式によって影響を受けやすいが、ストラット支持の場合も含め、第 5 図に比較を示す。ストラットと Y 型スティングでのモーメントの値の差自身は、供試模型の主尾翼取付角の差である程度説明できるが、迎角に対する変化にもかなり違いがある。排気口の形状は、ストラット支持では流線形に整形したが、Y 形スティングでは、排気口にスティングが挿入されるので整形を必要としない。したがって Y 型スティングのデータのほうがより実機に近いと考えられるけれども、さらに精度を向上させるために、高圧空気により排気を模擬した風洞試験も実施した。また Y 型曲リスティングと 126° 曲リスティングとの間でも、迎角が 30° 付近の接続領域で若干の差があることがわかる。この領域では、Y 型曲リスティング

グの後流が水平尾翼に影響するので、 126° 曲りスティングの結果のほうが正しい。

これは、次のような風試によって確かめた。すなわち第6図に示すような尾部排気風洞試験模型において、排気口から後方の胴体と水平尾翼を切り離して、小型内蔵天秤で結合し、この部分の力を分離して計測できるようにした。ジェット排気を模擬するときは、排気口から高圧空気を吹き出す。また、排気ノズルを取り替えて、Y型スティングと同じ形状をした、ダミーYスティングを取り付けることもできる。ジェット排気がないときに計測される後胴の力は、 126° 曲りスティングで計測される流れの状態と同じであり、ダミーYスティングを取り付けたときに計測される後胴の力は、Yスティングで計測されるものと同じであるから、これらの差によってスティングの影響が修正できる。

その結果、Yスティングを取り付けたときには、大迎角になると、Yスティングの後流が、水平尾翼の揚力を減らすため、頭下げモーメントを減少させており、それを修正すると、 126° 曲りスティングのデータに一致した。

4.2.2 振動問題 スティング支持による風試では、模型・天秤・スティング系の振動がしばしば問題になり、今回の一連の風試でも天秤の剛性および失速フラッタの問題が生じた。

一般に大迎角特性に関してとくに重要な横方向の空気力は、縦方向の空気力に比較すると値が小さいので、天秤の定格負荷を下げて、計測精度を向上するよう試みることが多い。この場合、天秤の剛性が低下して、模型・天秤系の振動問題をおこすことがある。今回の風試では最初に、偏揺れモーメント定格負荷 0.6

kg・m の短円筒型天秤を用いたところ、第7図Aの振動解析結果に示したように 10 数 Hz での振動の強さが、計測すべき偏揺れモーメントの大きさに匹敵するという不具合が起きた。このように振動出力と計測しようとする空気力が同じオーダーになると、フィルターやサンプリングの方法により結果が変わってくるだけでなく、静的な空気力測定という本来の目的が達成できなくなる。これを改善するため剛性の高い定格負荷 25 kg・m の長円筒型天秤を用いたところ第7図Bに示すように振動力は計測すべき値よりも -10 dB 以上小さくなり、この問題はなくなった。この場合代表的な計測値、たとえば $\beta=5^\circ$ における C_a の値で 0.01 程度は、定格負荷の 1% 程度にしかならないが、それでも計測精度は良好である。

また今回の風試では背面失速状態の計測時に、失速フラッタ現象が発生したが、これについては参考文献⁴⁾に詳細をのべたので省略する。

5. 空気導入系統の大迎角風洞試験

5.1 大迎角時の現象と対策 大迎角においては、エンジンに入る空気は、剝離等によって、総圧の不均一なものが侵入しやすい。このような不均一をディストーションと称し、これがある程度以上増えると、エンジンの失速やサージングを起こす。大迎角時のディストーションを減らすために可変空気取入口にすることも考案されているが⁵⁾、コストと重量の面から、固定方式で良好な特性を確保したい。固定方式で大迎角特性の向上をねらうためには、第8図に示すようなもの⁶⁾が考えられている。これらの空気取入口配置は主翼や胴体との相対的位置のような機体の基礎形とも密接に関係するので、全機の大迎角特性と切り離して考

第7図 天秤出力の振動解析結果

第8図 大迎角特性向上をねらった固定方式の空気取入口の例⁶⁾

えるわけにはいかない。

5.2 風試方法と結果の概要 筆者らが実施した高性能小型機の空気導入系統風試については、すでにその概要を報告済みである⁷⁾。ここでは、その後の全機形状の研究成果をとり入れ、新規に実施した空気導入系統風試の結果のうち、大迎角特性に関することの若干を述べる。

5.2.1 風試法の概要 試験装置は、第9図に示す

ように2.5mの開放型測定部に設置される。エンジン空気流を模擬するためには、風洞に付属している高压空気源設備によって駆動されるエジェクターを使用した。模型の縮尺は19% (1/5.25) であり、同図中に示される空気取入口前方上部にストレークを取り付けた形態についても試験し、大迎角時の特性に関するデータを得た。また圧力分布の計測は、前胴と中胴の一部、空気取入口とダクトの内側、エンジン前面に対しておこない、それと同時に気流系の写真撮影と目視観測も実施した。

5.2.2 大迎角特性に関する結果の代表例 模型の空気取入口リップ付近の形状は、大迎角特性を考え、下側のリップ半径を大きく、上側のリップ半径は小さくした。これは、大迎角では上側リップの外側は剝離してもかまわないが、下側リップはできるだけ大きな迎角まで剝離しないようにすると同時に、一方、高速性能をも考え、リップ前縁を結んだ面積とスロート面積の比で定義されるコントラクション・レシオが大きくならぬようにするためである。

この模型のディストーションをストレーク有無で比

第9図 空気導入系統風試の全体配置

 第 10 図 ストレークの有無によるディストーションインデックス N_c の比較

較すると、第 10 図に示すように、大迎角ではストレーク有りの場合のほうが優れていることがわかる。ここに示したディストーション・インデックス N_c は、第 11 図のように定義されるもので、総圧分布の不均一性を示す指標の一例である。このほかにも、いろんな定義の仕方があり、また、この値の許容値がエンジンによって規定されている。

6. 大迎角特性の設計的検討

6.1 大迎角特性の簡易な判定法 以上に述べた大迎角の静的な風試から得られたデータを用いて、第 2 表に示す 3 種の大迎角特性を表わすパラメータを求め、良否を判定することが一般におこなわれている。なかでも $C_{n\beta dyn}$ は代表的なものであり、機体の形態によってこれがどう変化するかの一例を第 12 図に示すが、これらの値は $C_{n\beta dyn}$ の計算式が風試データ処理プログラムに組み込んであるので、試験をしながら

第 2 表 大迎角特性のパラメータ

$C_{n\beta dyn}$ $= C_{n\beta} \cos \alpha - \frac{I_z}{I_x} C_{l\beta} \sin \alpha$	負であると、操舵固定のとき、動的な方向不安定からスピンの入りやすい。
Lateral control departure parameter, LCDP $= C_{n\beta} - (C_{n\beta a} / C_{l\beta a}) C_{l\beta}$	負であると、エルロンを操舵することで、スピンに入る傾向が強い。
Side-slip/Angle-of-attack Coupling $= C_{m\beta}$	正であると、横すべりをしたとき、頭上げになり失速を助長する。

C_l, C_m, C_n = ロール, ピッチ, ヨー各モーメント係数
 I_z, I_x = 垂直軸, 前後軸まわり慣性モーメント
 $C_{ij} = \partial C_i / \partial \beta_j (i = l, m, n; j = \beta, \delta_a), \delta_a$ = エルロン舵角

オンラインで知ることができる。ただ $C_{n\beta dyn}$ には I_z / I_x が含まれているから、機体の重量分布によっては正負が入れ替わるし、また大迎角では C_n と β の関係が非線形になるので、 β のどの範囲まで使って $C_{n\beta}$ を求めるべきかの問題もある。したがってまず $C_{n\beta}$ とか LCDP によって特性の良いものをいくつか選び出し、それらをさらに、操舵を含めたより詳しいシミュレーション計算を実施して検討する必要がある。

6.2 シミュレーション計算の概要 六自由度の運動方程式を解くシミュレーション計算は、各種の風洞試験やさまざまな推算から得られた空力データが正しければ非常に有効である。計算結果をたんに飛行パラメータの時間変化として表示すると、スピン運動のように複雑なものは、どのような機体姿勢になるか直感

 第 11 図 ディストーションインデックス N_c の定義

第12図 形態変化による $C_{p, dyn}$ の改善

第13図 小型高性能機のスピニング運動のシミュレーション

的にわかりにくい。そこで計算機のグラフィック・ディスプレイで、機体運動を立体感があるように表現し、それを実時間で動かす方式が考案されている⁸⁾。スピニング飛行試験をするパイロットにとって、機体運動や姿勢を予測しておくことは飛行安全上も大切なので、このシステムは、飛行試験段階にいたるまで有用である。第13図には、同様の考えで、これを計算機のXYプロッターに描かせたものの一例を示す。

7. あとがき

近い将来開発が期待される小型高性能機では、大迎角特性を重視した設計が要求されると予想される。そ

の場合の初期設計手順が確立され、それにしたがって、実施された。その過程で、新しい方式による風洞試験や検討・解析が必要となり、それに伴ういくつかの問題点もあったが、解決できた。結果は、ほぼ満足すべき大迎角特性を得る見通しを得た。今後の課題としては、より詳しい検討や、シミュレーション計算を行うために、動安定風洞などが必要となろう。

参考文献

- 1) 柴田 真：高迎角の空気力学とこれからの航空機，日本航空宇宙学会誌，第29巻，第325号（1981），pp. 24-29.
- 2) Skow, A. M. and Titiriga, A.: A Survey of Analytical and Experimental Techniques to Predict Aircraft Dynamic Characteristics at High Angles of Attack, Paper 19 of AGARD CP-235 (1978).
- 3) Wykes, J. H. and Casteel, G. R.: Comparison of Computer and Flight Test Results for a Spinning Airplane, AD 665205 Stability and Control, Part I (1966), pp. 101-125.
- 4) 柴田 真，西脇英彦，湯浅哲男，吉本朋之，平岡康一：高性能小型機の高迎角特性に関する研究と設計手順，川崎重工技報，第76号（1980.10），pp. 44-49.
- 5) Lotter, K. W. and Malefakis, J.: Intake Design and Intake/Airframe Integration for a Post Stall Fighter Aircraft Concept, Paper 32 of AGARD CP-247 (1979).
- 6) Aviation Week & Space Technology (May 26 1980).
- 7) 西脇英彦，吉本朋之：運動性を有する高性能小型機の空気導入系統風洞試験について，日本航空宇宙学会，第16回飛行機シンポジウム講演集（1978.12），pp. 42-45.
- 8) 堀 敏夫，西脇英彦，増山敏之：航空機の失速とスピニングのシミュレーション，川崎重工技報，第63号（1977.3），pp. 151-156.