V/STOL 飛行性基準の改訂に対する提案*

Seth B. ANDERSON**

序 論

飛行性要求書 (handling qualities requirements) は注意深く定めないと新しい航空機の設計を不当に制約することになる。V/STOL 機では性能とホバーに必要な control power との兼合いの問題があるので特に注意が肝要である。

この論文の目的は最近の V/STOL 機の飛行性に関する情報を再検討し、われわれの現在の知識が十分でないので、これらを要求書として取り扱えないことを指摘することである。この問題に関する NASA の最初の報告が発表されたのは 1960 年で、その後幾多の解析、飛行実験、シミュレータによる研究が行なわれ、V/STOL 機の飛行性に対する理解が深まってきた。しかしこのような研究結果の大部分は特定の機体について得られたものなので、それから一般的な飛行性基準 (handling qualities criteria) を作成するのは非常に困難な仕事である。

この論文ではまた今までに提案された V/STOL 機の要求書を最近の飛行実験やシミュレータ実験と比較し検討する。

飛行性というものは本来定義することも測定することも困難で、常に多かれ少なかれ主観的なものである。この論文によって V/STOL 機に対しては要求書よりも基準を作成することに意味があることを理解されたい。

定義の明確化

本論に立ち入る前にまず基準 (criteria) と要求書 (requirements) という言葉の差異を明らかにしたい。

• Criteria (A means for judging)

Qualitative standards used to provide guidance to the designer

• Requirements (Specifications)

* "Suggestions for Revisions of V/STOL Handling Qualities Criteria". 本論文は NASA Conference on VTOL and STOL Aircraft (1966 年 4 月 5, 6 日) および日本航空学会年会 (昭和 41 年 4 月 6, 7, 8 日) に提出されたもので、鷺津久一郎が武田峻氏の協力を得て要約した。原論文の別刷は日本航空学会で実費販売している。昭和 41 年 6 月 17 日原稿受理

** Chief, Flight and Systems Simulation Branch, Ames Research Center, NASA, Moffett Field, Calif.

Quantitative designation of particulars used to flight test a specific aircraft

例えば引用文献 2) のような V/STOL 機の飛行性に関する勧告に対する批判の一つは、そのような勧告は基準と要求書の混合物で設計者は自分の都合のよいようにその意味を解釈する傾向があるということである。

基準は判断のための標準 (standards for judging) と定義することができる。したがって基準のもとになっている情報を明らかにしておくべきである。また基準を読む人が、基準の目的はもちろん、それと関連のある項目も理解できるものでなければならない。例えば roll の操縦性基準は所望のバンク角変化量を指摘するのみでなく、control power が特定の任務の運動に対しても、またトリムや外部からの擾乱の制御に対しても十分でなければならないことを明確にするものでなければならない。基準といっしょに基準のもとになっている情報や参考資料もあわせて提供して、設計者が基準を適用する際自己の判断を用いることができるようにすることが望ましい。このようにすれば基準は要求書を作成する際の手引きとして役立つのである。

要求書は特定の飛行体の特定の飛行特性を定量的に指定するものである。したがって要求書で指定する項目は飛行中容易に測定できるものでなければならず、また飛行特性に対するパイロットの印象とできるだけ直接むすびついたものでなければならない。一つのクラスの機体に対する要求書を、他のクラスの機体に対する物指しとしてはならない。

V/STOL 機には基準も要求書も必要であるが、まず意味のある基準を作成することが必要である。この論文もそういう意図で書かれたものである。

結果と検討

この論文では改訂を要する基準をすべて網羅するつもりはなく、ただ明らかに論争の対象となる問題のみを取り上げる。

縦の特性

速度に関する静安定 (Static stability with respect to speed) 速度に関し stick-fixed stability および

第1図 Longitudinal Stability Characteristics;
Low Speed

stick-free stability (第1図) の両方が望ましいことは異論のないところである。V/STOL 機はいわゆるパワ曲線の back-side で飛行するので、速度に関する安定性は非常に重要である。

他方過大な M_u は有害であることが指摘されている⁹⁾。 M_u が大きすぎると水平突風応答が過大となり、 M_q への要求が増し、tilt wing 機や tilt duct 機では使用可能速度範囲が制約をうける。

迎角安定 (Angle of attack stability) 迎角安定も重要である。STOL 機 (BLC C-130¹⁰⁾, Breguet¹¹⁾, UF-XS¹²⁾) では着陸進入の際迎角を reference にし、機体が擾乱をうけるともとの速度、もとの迎角に戻す操作をする。P. 1127 では迎角不安定のため使用迎角範囲は 8° という狭さで、着陸進入の際の最大許容滑空角は 10° に過ぎない。XV-4 (Hummingbird) も迎角不安定があり、縦の control power もギリギリいっぱい、この機体は墜落した。XV-5A と Balzac は迎角不安定があり、遷移飛行が制限されている。

動安定 (Dynamic stability) 短周期モードに対してもフゴイド・モードに対しても、特に8~12秒附近の周期に対し、適切な基準が不足している⁷⁾。V/STOL 機でも通常の航空機でも着陸進入の際パイロットの一番の関心事は飛行経路角の control であるが、これに影響を及ぼす factors は機体のタイプによって異なる。大きな縦横比をもつ通常の航空機について行なった最近の研究¹³⁾によると、周期や減衰だけでなく、揚力傾斜 $C_{L\alpha}$ や単位迎角当たりの法線加速度増加 N_α も飛行経路角の control に影響することが判明した。F-8C Crusader¹⁴⁾ のような縦横比の小さな機体では direct-lift control* を用いることによって、着陸の飛行経路角制御が著しく改善された。V/STOL 機の着陸進入時の $C_{L\alpha}$ は非常に小さいので engine power が direct lift control として用いられる。V/STOL 機の動安定

の限界の確立には周期や減衰だけでなく他の factors も考慮せねばならない。これらの factors 間の相互作用は十分に解明されていないので、うまく設計された variable stability VTOL 機が使えるようになったら早速重点的に研究すべき問題である。

応答と減衰 (Response and damping) 飛行経験の示すところによると、ホバーにおいては縦の control に対する要求は横ほどきびしくない。X-14A や P. 1127 のようなあるタイプの VTOL 機に対しては減衰増加の必要はほとんどないことが判明した。事実有視界飛行では $M_q=0$ でも我慢できないことはない。しかし tilt duct 機のように M_u の大きい機体に対しては、特に計器飛行で乱れた大気中を飛ぶ際には、減衰も control power も増加すべきことを解析結果¹⁰⁾や飛行実験結果¹¹⁾は示している。

機・方向特性

ロール操縦の機能 (Functions of roll control) roll control の機能はつぎの3つの大きなカテゴリに分類される。

1. トリム (trim)

空力的、慣性的および原動機の左右非対称に対し機体をトリムする。

2. 転覆 (upset) の抑制

突風および地面効果による擾乱に対し姿勢を保持する。

3. 運動 (maneuver)

任務遂行のための運動。

パイロットが問題とする roll control power はこれらの総合であるが、これらを個々別々に分離するのは容易でない。トリムに必要な control power は機体の幾何学的形状と静安定から計算される。転覆抑制と運動に要する control power は機体の形態、機体のサイズ、運動の種類、突風環境、自己の誘起した流れ (self-induced flow) 等によって左右される。これらの factors のうち roll control power の要求書に影響を及ぼすものについてさらに詳述したい。

機体サイズの効果 (Aircraft size effect) 転覆抑制および運動の見地から眺めたサイズ効果を第2図に示す。突風転覆抑制に必要な control power (rad/sec^2) は $W^{-1/2}$ (W は航空機重量) に比例する¹²⁾¹⁵⁾。その理由は機体のサイズが増すと転覆モーメントも増加するが慣性性能率ももっと大きな割合で増加するからである。運動に必要な control power は、同じタイプの機体が同一の任務で運動する場合には、 W がかなり変化しても本質的には似たものと思われる。しかし輸送機のような大型機では急激な大運動を必要としない

* 本年会に提出されたつぎの論文の中に direct lift control の解説がある。E. R. HSALD: "Future Trends in Subsonic and V/STOL Air Transport". 日本航空学会誌 第14巻, 第152号。昭和41年9月, 307ページ。

第2図 Effect of Weight on Control Power Requirements

から control power は小さくてもよい。したがって運動に必要な total control power は、通常の航空機同様、V/STOL 機に対してもクラス別に指定すべきである。

運動に必要な total control power は engine power plant の見地からさらにつぎの2つに分けることができる。(1) 定常風中を飛行する際空力学的効果 (M_u あるいは L_u) を打ち消すのに必要な定常的もしくは長期的なもの。(2) 機体の位置を変えるのに必要な短期的なもの。(1) の方は機体の形態の関数であり、(2) の方は主として用いられる control system によって左右される。

第2図の曲線から得られるもう一つの結論は W が小さいと突風や自己の誘起する擾乱が、また、 W が大きいと運動が control power に対する要求をきめるということである。

以上サイズ効果について述べたことがどの程度既存のデータと一致するか調べてみよう。第3図に control power を縦軸に、 W を横軸にとり、実際飛行している V/STOL 機のデータを記入し、AGARD の $(W+1,000)^{-1/8}$ の公式と比較した。ここにあげた実機はスケール則にしたがっているようには見えない。例えば X-14A は P. 1127 の 1/4 の重量であるが、control power は P. 1127 より小さい。簡単のためどの機体にも同一の運動任務を仮定すると P. 1127, XV-5A, Balzac, Mirage III-V は L_u が非常に大きいのでトリムに大きな control power を必要とする。SC-1 に

第3図 Comparison of VTOL Aircraft Roll Control Power with AGARD Requirement

についても最近同様なことが報告されている。VJ-101C は姿勢安定装置を on にしたときには低い control power で十分のように思われる。しかし実際には正規の available control power は 1.2 rad/sec^2 であり、翼端の one engine の power を完全に零にする場合には 7 rad/sec^2 になる。この機体が横トリムに要する control power は非常に小さく、突風による転覆は姿勢安定装置によって小さくすることができる。X-19A は操縦系統に機械的問題が多かったが roll control power は適当であった。XC-142 の available roll control power は 1.2 rad/sec^2 で、ホバーでは十分であるが、低速では完全に満足というわけではない¹⁴⁾。それは約 25 ノット以下の速度で STOL 飛行すると再循環による擾乱が available control power を凌駕するようになるからで、このことは 1965 年の着陸時の事故で証明された。

Control power の要求書に影響を及ぼすさらに2つの factors について考慮したい。一つは制御系のタイプであり、他の一つは制御系の感度、すなわち操縦桿のギヤ比である。

制御系のタイプの効果 (Effect of type of control system) control system のタイプ (すなわち角加速度、角速度、姿勢制御の別) は第4図に示すようにパイロットの必要とする roll control power に重要な影響を及ぼす。この結果は Ames の 6 自由度可動シミュレータで得られたもので、突風もトリム入力もない場合、運動に必要な control power と pilot rating との関係を示している (pilot rating については第1表参照)。ある機体が 30 ノットの定常横風中でホバーするのに必要な control power は control system のタイプにかかわらず同一である。しかし突風擾乱後機体をもとにもどす操作についていえば、角速度制御系 (rate-damped system) では control power の必要量に下限がある。maximum roll control power が $0.5 \sim 0.7 \text{ rad/sec}^2$ 程度であったためおこった X-14A の 3

第4図 Effect of Control System on Pilot Rating of Control Power

Table 1 Pilot Opinion Rating System

	Adjective rating	Numerical rating	Description	Primary mission accomplished	Can be landed
Normal operation	Satisfactory	1	Excellent, includes optimum	Yes	Yes
		2	Good, pleasant to fly	Yes	Yes
		3	Satisfactory, but with some mildly unpleasant characteristics	Yes	Yes
Emergency operation	Unsatisfactory	4	Acceptable, but with unpleasant characteristics	Yes	Yes
		5	Unacceptable for normal operation	Doubtful	Yes
		6	Acceptable for emergency condition only ¹	Doubtful	Yes
No. operation	Unacceptable	7	Unacceptable even for emergency condition ¹	No	Doubtful
		8	Unacceptable-dangerous	No	No
		9	Unacceptable-uncontrollable	No	No

¹Failure of a stability augments

つの着陸時の事故がこの下限の効果を劇的に例証している。rate damped system ではパイロットは安定と減衰の両方を与えねばならないが、これは応答がよくて誤差をすぐ修正出来る場合のみ可能である。control power が小さいとパイロットは機体の応答を予測して(すなわち正確な lead input を与えて)発散を防ぐ操縦をすることができなくなることがある¹³⁾。VJ-101C のように姿勢安定装置があればパイロットは運動命令を与えるだけでよく擾乱に対する修正操縦をする必要はない。

感度の効果 (Effect of sensitivity) 操縦桿の感度すなわち gearing (操縦桿行程 1 in 当たりの control power) は available control moment に重要な影響をもつ。例えば P. 1127 のホバーの場合、操縦桿の感度が増すことは total control power が増すのと同様に重要であることが認識された。操縦輪タイプ (wheel type) の機体について行なった Ames の最近の研究も感度の重要性を強調している。第5図は大型 STOL 機の着陸進入時のシミュレータ実験と飛行実験とから得られたもので感度の効果を示している。この機体の control power と wheel angle との関係は同図上方

第5図 Effect of Gearing on Control Power Landing Approach

に示すように線型部分と飽和部分から成っている。このような非線型タイプの感度特性は control power requirements にはっきりとした効果をもつことがわかる。variable stability VTOL 機 (X-14A¹⁶⁾ および VHC-1 ヘリコプタで行なった実験では、感度を変えると、正確なホバーを任務とする場合にはパイロットの負担は減るが、運動を任務とする場合にははっきりとした効果はないという結果が得られた。ただしこれらの実験では control power と操縦桿行程 (stick travel) との関係は線型部分のみであったことを注意したい。大きい運動をする場合にはパイロットは高い感度(すなわち stick travel の小さい方)にはっきり悪い rating を与えた。

感度はホバーのみでなく高速飛行でも許容できるものでなければならない。この点から非線型の gearing が有利である。

以上、control power はいろいろな factors に左右され、簡単な重みをつけた公式 (weighting formula) を導くことは容易でないことを述べた。横の操縦で論じた問題点は一般に縦の操縦にも適用される。

位置制御 (Translational control) 位置制御をする場合、機体を傾ける代わりに engine 推力の方向を変えるならば(第6図) control power の level は下げてもよいことが幾多の研究で示唆されている¹¹⁾¹²⁾。大型機ではロール慣性能率が大きくロール応答が悪いから推力偏向の方が有利であることは明らかである。第7図はあるシミュレータ実験結果で、横軸は必要な control power、縦軸は pilot rating で、engine 排気口内の可動ベーン (movable vane) による3つのタイプの制御に対し描かれている。任務はどのタイプに対しても、突風も空気力学的入力もない場合、できるだけ急速に機体を横方向のある位置に移すことであった。この図から control power の値の小さい範囲で

第6図 Translational Control Methods

第7図 Effect of Lateral Acceleration Vane on Control Power

は、可動ペンをバンク角の関数としてプログラムしておくことで roll control power は小さくともよいことがわかる。可動ペンの制御が操縦桿の top にあるスイッチ (thumb switch) によって行なわれる場合には roll control power の必要量は著しく減少した。このことはこれらの実験ではパイロットが機体をバンクさせようとする傾向がほとんどなかったことから当然期待されることである。

X-14A VTOL 機での可動ペンの飛行実験結果はシミュレータ実験と似た傾向を示している。しかし転覆やトリムも考慮して、可動ペーン制御と機体を傾けて行なうバンク角制御の適否をきめるにはさらに多くの飛行実験が必要である。計器飛行では横方向の位置制御の重要度が増すのでこの方面の研究がさらに必要とされる。

横と方向との連成 (Lateral-directional cross coupling) 現行の飛行性要求書²⁾では cross-coupling の

問題は方向舵を固定しておいてロールする場合に発生する adverse yaw の項目で取り扱われ、許容される横揺り角は機体のタイプによらず $15^\circ \sim 20^\circ$ である。しかし大型 STOL 機の研究結果は¹⁷⁾、機体の横揺りの発散率や周期を考慮した基準では、サイズ効果も考慮すべきことを示している。大型機では方向の周期 (directional period) が長いのでパイロットが修正操舵を正確に行なえず、小型機ほどの横揺り発散率を許容できない。

方向の応答および減衰 (Directional response and damping) 要求書ではシングル・ロータ・ヘリコプタの経験から大きな directional control power を規定しているが、最近の VTOL 機の経験によって、非常に低い yaw response も許容できることが判明し、total control power の要求書¹⁾のもとになっている factors を個々に検討することの重要性があらためて認識された。yaw 軸まわりの control power の必要量がたとえ roll や pitch のその数分の一であってもつぎのような factors も重要であることが飛行実験によって示された。(1) XC-142 が STOL 着陸の際地面効果のため転覆したが、このような転覆を防ぐための適当な制御が設計の段階で考慮されねばならぬ。(2) XC-142 の着陸事故で明らかにされたような、地面からの高さにつれて方向舵の効きが変化するような特性は望ましくない。(3) 非線型の方向特性 (directional characteristics) は望ましくない。P. 1127 や XV-5A 等の jet VTOL 機では主として engine 取り入れ口のモーメントのため風の中で旋回するとき非線型の方向舵入力が必要である。パイロットは少々応答が悪くても我慢するが非線型特性を非常に嫌う。現行の要求書では 360° 旋回が可能なことと書いてあるだけで非線型特性に関しては適切な取り扱いがなされていない。

ホバーおよび垂直飛行特性

高度制御とホバー精度 (Height control and hovering precision) 高度制御とホバー精度に関する現行の要求書はヘリコプタの経験にもとづいて作成されているので非常に厳格なものである。 $\pm 1 \text{ ft/sec}$ の制御というのは救難作業には必要であろうが連続ホバーを必要としない機種には緩和して差し支えない。VTOL 機では高度制御は大きな問題でなく、上下運動減衰 (vertical height damping) に対する規程はない。しかし P. 1127 は地面効果によって頭下げの傾向が機体姿勢とともに変化するが、この例が示すように、基準では地面附近の非線型のトリム変化の効果を考慮せねばならぬ。高度制御とピッチとの連成も場合によって

は問題になる。例えばリフト・エンジン (lift engine) と推力偏向エンジン (deflected cruise engine) との組み合わせで高度制御を行なう場合、リフト・エンジンの応答がよいので lift と pitch との連成がおこる。また前方の lift engine を roll control に用いると total thrust の変化が pitch の変化をひきおこす。この問題は地面効果があるとさらに苛酷になるであろう。

垂直推力の余裕 (Vertical thrust margin) 研究¹⁸⁾の結果 thrust-weight ratio T/W と vertical height damping との関連性が明らかにされた。しかし数個の軸まわりの同時制御を行なう場合の推力余裕の必要量について適切な解答を与えたものはない。full control が一軸まわりに与えられ、残りの軸 (複数) のまわりには各 50 % の control が与えられるときでも、 T/W は 1 より小であってはいならないという要求書²⁾は VTOL 機の実機の実験によると安全側に過ぎる。例えば抽気系統 (a demanded bleed system) をもつ P. 1127 とか、推力変化によって control moment を発生する系統 (thrust modulation control system) をもつ VJ-101 C 機の場合、control が非常に活発に行なわれるときには T/W は 1 より小になるけれども、各軸まわりの control 入力と同時に必要なのは短時間内だけなので¹²⁾、 T/W が 1 より小になっても差し支えないのである。どの程度の高度損失まで許容するかという問題に答えるにはさらに飛行経験が必要である。要求書では短秒時の高度損失のおこることを認めるべきである。また大きな control 入力は短秒時続くに過ぎないから、エンジンの over-temperature (規定以上の温度上昇) も差し支えないものと思われる。

引用文献

- 1) ANDERSON, Seth B.: An Examination of Handling Qualities Criteria for V/STOL Aircraft. NASA TN D-331, 1960.
- 2) BOTTEL, A.: Recommendations for V/STOL Handling Qualities. AGARD Rep. 408, Oct. 1962.
- 3) TAPSCOTT, Robert J.: Criteria for Primary Handling Qualities Characteristics of VTOL Aircraft in Hovering and Low-Speed Flight. Presented at NASA Conference on V/STOL Aircraft, Langley Research Center, Nov 17-18, 1960, pp. 195-205.
- 4) QUIGLEY, Hervey C., and INNIS, Robert C.: Handling Qualities and Operational Problems of a Large Four-Propeller STOL Transport Airplane. NASA TN D-1647, 1963.
- 5) QUIGLEY, Hervey C., INNIS, Robert C., and HOLZHAUSER, Curt A.: A Flight Investigation of the Performance, Handling Qualities, and Operational Characteristics of a Deflected Slipstream STOL Transport Airplane Having Four Interconnected Propellers. NASA TN D-2231, 1964.
- 6) HOLZHAUSER, Curt A., INNIS, Robert C., and VOMASKE, Richard F.: A Flight and Simulator Study of the Handling Qualities of a Deflected Slipstream STOL Seaplane Having Four Propellers and Boundary-Layer Control. NASA TN D-2966, 1965.
- 7) CURRY, Paul R., and MATTHEWS, James T., Jr.: Suggested Requirements for V/STOL Flying Qualities. USAAML 65-45, RTM 37, U. S. Army Aviation Material Laboratories, Fort Eustis, Va., June 1965.
- 8) SHOMBER, H. A., and GERTSEN, W. M.: Longitudinal Handling Qualities Criteria: An Evaluation. AIAA Paper 65-780, 1965.
- 9) NEMOFF, Alfred J.: Direct Lift Control for the Handling Approach. Presented at the Soc. of Exptl. Test Pilots Ninth Annual Symp., Sept. 24-25, 1965, Sec. 1965 Issue, vol. 7, no. 4, pp. 47-58.
- 10) STAPLEFORD, R. L., WOLKOVITCH, J., MAGDALENO, R. E., SHORTWELL, C. P., and JONSON, W. A.: An Analytical Study of V/STOL Handling Qualities in Hover and Transition. AFFDL-TR-65-73, Systems Technology, Inc., Oct. 1965.
- 11) KELLEY, Henry L., and CHAMPINE, Robert A.: Flight Operating Problems and Aerodynamic and Performance Characteristics of a Fixed-Wing, Tilt-Duct, VTOL Research Aircraft. NASA TN D-1802, 1963.
- 12) LOLLAR, Thomas E., BUS, Frank J., and DOLLIVER, David M.: Control Requirements and Control Methods for Large V/STOL Aircraft. SAE Rep. 650808, Oct. 1965.
- 13) JOHNSTON, J. Ford, and FRIEND, Carl F.: Effect of Size on VTOL Hover and Low Speed Handling Qualities. Proc. First National V/STOL Aircraft Symp., Nov. 3-4, 1965, Wright-Patterson AFB, Ohio, pp. 1-134-150.
- 14) RANSONE, Robin K., and JONES, Gay E.: XC-142A V/STOL Transport Tri-Service Limited Category I Evaluation. FTC-TR-65-27, Jan. 1966.
- 15) LOLLAR, Thomas E.: A Rationale for the Determination of Certain VTOL Handling Qualities Criteria. AGARD Rep. 471, 1963.
- 16) ROLLS, L. Stewart, DRINKWATER, Fred J., III, and INNIS, Robert C.: Effects of Lateral Control Characteristics on Hovering a Jet Lift VTOL Aircraft. NASA TN D-2701, 1965.
- 17) ANDERSON, S. B., QUIGLEY, H. C., and INNIS, R. C.: Stability and Control Considerations for STOL Aircraft. Presented at CASI/AIAA Low-Speed Flight Meeting, Oct. 18-19, 1965, Montreal, Canada, AIAA Paper 65-715.
- 18) GERDES, Ronald M.: A Piloted Motion Simulator Investigation of VTOL Height-Control Requirements. NASA TN D-2451, 1964.