- 6) R.R. FENAUGHTY, E.A. BENO: Airload, blade response, and hub force measurements on the NH-3A compound helicopter. Journal of Aircraft Vol. 6, No. 5, Sept.-Oct. 1969.
- F. Rotor Airload, Wake**
 - 1) R.P. COLEMAN et al.: Evaluation of the induced velocity field of an idealized helicopter rotor. NACA ARR No. L5E10, June 1945.
 - 2) W. CASTLES, Jr., J.H. De LEEUW: The normal component of the induced velocity in the vicinity of a lifting rotor and some example of its application NACA R 1184, 1954.
 - 3) H.H. HAYSON, S. KATZOFF: Normal component of induced velocity in the vicinity of a lifting rotor with a nonuniform disk loading. NACA TN 3690, Apr. 1956.
 - 4) H.H. HEYSON: Analysis and comparison with theory of flow field measurements near a lifting rotor in the Langley Full-Scale Tunnel. NACA TN 3691, Apr. 1956.
 - 5) R.G. LOEWY: A two-dimensional approximation to the unsteady aerodynamics of rotating wings. J. A. S. Vol. 24, Feb. 1957.
 - 6) H.G. SOMERSON: Approximation of rotor inflow and flapwise airload distributions on hinged blades from measured strain and motion data. 13th A. H. S. Annual National Forum May 1957.
 - 7) H.H. HEYSON: A note on the mean value of induced velocity for a helicopter rotor. NASA TN D-240, May 1960.
 - 8) R.H. MILLER: On the computation of airloads acting on rotor blades in forward flight. J. A. H. S. Vol. 7, No. 2, Apr. 1962.
 - 9) R.A. PIZALI, F.A. DUWALDT: A method for computing rotary wing airload distribution in forward flight. TCREC TR 62-44, Nov. 1962.
 - 10) R.H. MILLER: Rotor blade harmonic air loading. AIAA Journal Vol. 2, No. 7, July 1964.
 - 11) R.H. MILLER: Unsteady air loads on helicopter rotor blades. J. R. A. S. Vol. 68, No. 640. Apr. 1964.
 - 12) F.J. DAVENPORT: A method for computation of the induced velocity field of a rotor in forward flight suitable for application to tandem rotor configurations. J. A. H. S. Vol. 9, No. 3, July 1964.
 - 13) 市川輝雄: 回転翼の線型理論 NAL TR-68, -85, -100 June 1964, March 1965, Feb. 1966.
 - 14) R.G. CARLSON, K.D. HILZINGER: Analysis and correlation of helicopter rotor blade response in a variable inflow environment. USAAVLABS TR 65-51, Sept. 1965.
 - 15) H. DAUGHADAY, R.A. PIZALI: An improved computational model for predicting the unsteady aerodynamic loads of rotor blades. J. A. H. S. Vol. 11, No. 4, Oct. 1966.
 - 16) CAL/USAVALABS Symposium proceedings Aerodynamic problems associated with V/STOL aircraft June 1966.
 - 17) J.C. BALCERAK: A method for predicting the aerodynamic loads and dynamic response of the rotor blades of a tandem rotor helicopter. USAVALABS TR 67-38, June 1967.
 - 18) A.J. LNDAGREBE: An analytical method for predicting rotor wake geometry. J. A. H. S. Oct. 1969.
 - 19) M. SURENDRAIAH: An experimental study of rotor blade-vortex interaction. NASA CR-1573, May 1970.
 - 20) S.G. SADLER: A method for predicting helicopter wake geometry wake-induced flow and wake effects on blade airloads. 27th A. H. S. Annual National Forum May 1971.
 - 21) F.J. DAVENPORT: Rotor Performance in the Light of Recent Advances in Aerodynamics Methodology. 21th A. H. S. Annual National Forum May 1965.

ヘリコプタの飛行性基準について*

宮 嶋 克 行**

1. ま え が き

ヘリコプタの安定操縦性を判定するためには、その飛行性基準を何に求めるかということが重要な要素となる。これまでは主に米軍規格 MIL-H-8501 A が用いられてきたが、これはホバリングおよび低速飛行領域にしか適用できないであろう。今後ヘリコプタが高速化してくると低速では従来のヘリコプタのように、高速では固定翼機のように利用されそれに合った飛行性が要求されるであろう。

近年米軍においてはこのようなヘリコプタは V/STOL 機のカテゴリで考えられるようになってきつつあり新しい飛行性基準が採用されている。しかしながら現段階ではまだこの基準をそのままヘリコプタに適用するには多くの問題点が残されているようである。またこれら新旧両基準をもってしても実機の飛行性を完全に規定することはできず、基準をみたしていなくても飛行性がよいと判定されている例が多くある。

このため飛行性の判定は MIL-Spec. の枠を越えて人間工学的思想を導入して行なわなければならないであろう。パイロットにとってどのような特性を持った機体が操縦しやすいか、またどのような特性の機体は操縦できなくなるか等の問題を機体だけの特性のほか

* 昭和 49 年 4 月 4 日日本航空宇宙学会第 5 回年会において講演 昭和 49 年 5 月 21 日原稿受理 Some Considerations on the Helicopter Flying Qualities.

** 川崎重工業株式会社 Katsuyuki MIYAJIMA

にパイロットをも含めた一つのシステムとして解析検討を加える必要がある。

2. 各種基準の比較

これまでヘリコプタの飛行性基準としては MIL-H-8501A が主に用いられてきたが、ヘリコプタも V/STOL 機の一つとして考えてみると適用可能な基準がほかに二、三考えられる。例えば MIL-F-83300, RTM 37, AGARD 408 および AGARD-R-577-70 等である。

このうち特に MIL-F-83300 は MIL-H-8501A に代わるものとして米空軍によって 1970 年 12 月に規定されたものであり、固定翼機に対する飛行性基準 MIL-F-8785B と密接な関係を持っている。それは MIL-F-83300 には適用限界速度 V_{CON} が存在し、それより高速では V/STOL 機といえども MIL-F-8785B を適用しなければならないことである。これまでのヘリコプタについてこの V_{CON} を求めてみると約 50~80 kt となる。したがってこの速度よりも高速で飛行することを考えているヘリコプタは固定翼機の飛行性を要求されるようになってくる。しかしながら MIL-F-8785B の適用範囲は "Airplane" に対してであるので、この基準をそのまま V/STOL 機特にヘリコプタに適用することには問題が残るであろう。

内容的にこれら V/STOL 機の基準を比較した一例を第 1 図に示してある。これはホバリングにおける横方向の舵の効きを規定したものであり、横軸に機体重量、縦軸に 1" 操舵 1 秒後のバンク角の最小値が示してある。MIL-H-8501A と MIL-F-83300 の最大の相異は前者が重量による最小値を規定しているのに対し、後者は重量によらない Level 1, 2, 3 を規定していることである。この level の概念は MIL-F-8785B に倣ったものであり、飛行性の度合いを示すものである。MIL-H-8501A や旧 MIL-F-8785 では Spec. の要

求は飛行性に影響を与えるあるパラメータの範囲で示されており、機体特性がその範囲内にあれば何処にあっても飛行性は良好と判定され、逆にわずかでもその範囲を越えると飛行性は悪いと判定されてきた。しかしながらこのように飛行性がパラメータのある値を境として急激に良くなったり悪くなったりすることは一般に起こりえないことである。飛行性はパラメータの変化に従い連続的またはある程度段階的に変化するであろう。このような考え方を表わしたものが level の思想であり、その定義の基になったのは Cooper Harper Pilot Rating Scale であり両者の関係は次のようである。

Level 1; PR	1~3.5
2;	3.5~6.5
3;	6.5~9+

しかしながら pilot rating は判定するパイロットや試験状況等によって変わるために、MIL-F-83300 の規定の基になったデータも必ずしもはっきりしたものではないようである。例えば第 2 図に示すように level 1 を満たしていなくても $PR \leq 3$ と判定されている場合もあり、横方向の舵の効きを規定するパラメータとして 1" 操舵 1 秒後のバンク角だけでは不十分なことがうかがえる。

したがって Spec. の適用にあたっては、その規定がどのような背景で決められたものであるかを考慮する必要がある。

3. 理論解析

飛行性を研究する手法として最も多く用いられているのは、機体の特性を任意に変えることのできる variable stability airplane や地上でのシミュレータ装置等を利用する方法である。一般にシミュレータ試験による結果と飛行試験による結果とは一致しておらず、後者の方が厳しくなっている。これは両者の実験

第 1 図 横方向の舵の効きに関する要求 (ホバリング)

第2図 シミュレータ試験データ (ホバリング)

方法やその環境等の相異によるものであろうが、定性的には同じような特性を示している。したがってこのようにして得られた試験データを有効に利用するためには、得られた結果に対する理論的裏付けが必要である。

理論的に飛行性を解析する方法には二通りあり、一定の操舵に対する機体の応答特性をみる開回路解析とパイロットをも含めた閉回路解析とである。

まず開回路解析の例として機体の縦短周期モードに対する一例を示す。解析にあたって、重要なことは飛行

性に最も影響を与えている機体応答は何かということ調べることである。例えばある固定座席シミュレータ試験によると単位迎角変化に対する垂直加速度 n_{za} の値がある値よりも大きいときにはパイロットは垂直加速度特性を重要視するが、この値が小さくなると関心は主に機体姿勢角特性に移ってくると報告されている。したがって両者に対する解析が必要であろう。

第3図はステップ操舵に対する垂直加速度の解析結果である。ここで横軸にはダンピング・レシオ ζ 、縦軸には固有振動数 ω_n がとっており、飛行試験結果が破線によりまた理論解析結果が実線で示されている。

図中領域(1)は ζ が小さく、 ω_n が大きな領域であり“responsive”という言葉が用いられ、突風応答が問題になり機体応答は振動的であるといわれている。このような特性を示す応答量としては垂直加速度の変化率の最大値と定常垂直加速度との比 $\dot{n}_{z\max}/n_{zs}$ が考えられる。この値が大きくなりすぎると応答は振動的になるであろう。

領域(2)は ζ 、 ω_n ともに小さな領域であり“oscillatory”という言葉が用いられ、振動がなかなか減衰せずトリムが困難であるといわれている。このような特性を示す応答量としては垂直加速度の変化率が最大になる時間 $T_{\dot{n}_{z\max}}$ および初期応答の立上り角を示すダンピング $2\zeta\omega_n$ が考えられる。 $T_{\dot{n}_{z\max}}$ の値が大きくなるかまたは $2\zeta\omega_n$ の値が小さくなりすぎるとトリムが困難になるであろう。

領域(3)は ζ が大きく、 ω_n が小さな領域であり“sluggish”という言葉が用いられ、運動性が悪いといわれている。このような特性はやはり $\dot{n}_{z\max}/n_{zs}$ の

第4図 機体姿勢角特性に関する検討

値により判定され、この値が小さくなりすぎると運動性が悪くなるであろう。

第4図はやはりステップ操舵に対する機体姿勢角特性の解析結果である。ここで横軸にはダンピング・レシオ ζ 、縦軸には揚力に関する微係数と固有振動数との比 L_a/ω_n がとってあり、飛行試験結果が破線により、また理論解析結果が実線により示されている。なお飛行試験は一定の L_a のもとに行われているので解析上もそのように取扱っている。この結果より次のようなことが判る。

- i) “responsive” といわれる領域ではピッチ角速度の最大値と定常ピッチ角速度の比 $\dot{\theta}_{\max}/\dot{\theta}_{ss}$ の値が問題なるであろう。
 - ii) “osillatory” といわれる領域では初期応答の立上りを示す値 $A(=L_a-2\zeta\omega_n)$ が問題になるであろう。Aの値が正ならば機体姿勢角は急速に増加するためにトリムが困難になるであろう。
 - iii) “sluggish” といわれる領域ではピッチ・レイトが最大になる時間 $T_{\dot{\theta}_{\max}}$ が問題になるであろう。
- 以上のような開回路解析によりパイロットの判定である “responsive” “osillatory” および “sluggish” という言葉は、それぞれ機体応答の大きさ、初期応答の立上りの様子、および応答の速さに関係するものであると考えられる。

次に閉回路解析の例として一次の不安定系に対するパイロットの制御限界について示す。一般にヘリコプタはホバリング飛行や高速飛行では不安定な特性を持っているために、パイロットが安定に制御出来る限界を知ることは設計上非常に重要なことである。これまで不安定系に対するパイロットの制御限界については多くの報告書が発表されている。被制御系が二次の

$$Y_p(s) = K_p e^{-\tau_p s} (1 + T_L s)$$

$$Y_c(s) = K_c$$

$$Y_a(s) = K_a / (s - a)$$

第5図 閉回路ブロック図

不安定系の場合についてはかなり検討されているが、一次の不安定系についてはまだ問題が残されているようである。

パイロットが一次の不安定系を制御するときのブロック図は第5図のようになる。ここで $Y_A(s)$ 、 $Y_c(s)$ および $Y_p(s)$ はそれぞれ被制御系、操縦系統およびパイロットの伝達関数であり、パイロットはこれらの閉回路が安定になるように制御しているものとする。解析にあたりそれぞれの伝達関数を

$$Y_A(s) = K_A / (s - a)$$

$$Y_c(s) = K_c$$

$$Y_p(s) = K_p e^{-\tau_p s} (1 + T_L s)$$

とおく、ここで $a \geq 0$ の場合この一次系は不安定である。

$K_c=1$ の場合についてパイロットが極端な制御をした場合の閉回路の特性根の軌跡を第6図に示してある。パイロットが純粋な比例制御をすることができればある値以上のゲインをとればねに不安定系を安定に制御できることになる。しかしながら一般にはパイロットの操縦には遅れがあるためにあまりゲインを大きくすると系は再び不安定になってくる。このため閉回路を安定に保つことのできるパイロットのゲインに

I) $Y_p(s) = k_p$

 $a < k_p k_A$ で安定

II) $Y_p(s) = k_p e^{-\tau s}$
 $= k_p (1 - \frac{\tau}{2}s) / (1 + \frac{\tau}{2}s)$

 $a < k_p k_A < [k_p k_A]_{\max}$ で安定

III) $Y_p(s) = k_p s$

つねに不安定

第6図 閉回路の根軌跡

は上下限が存在するであろう。その際下限は一次系の特性のみによって決まるが、上限はパイロットの操縦方法によって影響を受けることは明らかである。パイロットの操縦の遅れ τ の値が小さければ小さいほど上限の値は大きくなり不安定系の制御が楽になるであろう。訓練によりパイロットは操縦の遅れをある程度まで小さくすることは可能であるが、物理的な最小値が存在する。このためさらに小さくするためにはリード項 T_L を導入して等価的に遅れを補償するようになるであろう。しかしながら完全な微分制御の場合には系を安定には制御できないことを考えると、この必要なリード項にも最適値が存在するであろう。もしこの最適値が非常に小さければ一次の不安定系を制御する場合にはパイロットは遅れを伴った比例制御をすることを考えてよいであろう。

このような考えのもとに第5図の閉回路が安定になるゲインとリード項の許容範囲を求めた結果が第7図に示してある。ここで横軸には無次元化したリード項 T_L/τ 、縦軸には無次元化した閉回路のゲイン $\tau_e K_{CL}$ の値がとってあり、無次元化した一次系の特性 $\tau_e a$ の

第7図 閉回路が安定になるゲインとリード項の領域

値がパラメータになっている。曲線部は $[\tau_e K_{CL}]_{\max}$ を、直線部は $[\tau_e K_{CL}]_{\min}$ を表わしており、パイロットはこれらでこまれた領域内のゲインとリード項で操縦すれば不安定な系を安定に制御することができる。被制御系の不安定度が増し、 $\tau_e a$ の値が大きくなると許容される領域が狭くなりだんだん制御が難しくなる。 $\tau_e a$ の値があまり大きくなると許容範囲がなくなってしまい、ついにはどのようなゲインとリード項をもってしても安定には制御できなくなってしまう

第8図 閉回路が安定になるゲイン余裕

う。

したがって最終的に得られる制御限界としては、このような許容範囲が零になる場合として

$$[\tau_e a]_{\max} = 2.0$$

と求められるが、一般にはここまで安定に制御することとは不可能である。それはパイロットが長時間にわたって一定のゲインとリード項を保ちつづけることができないからである。訓練によりその変動範囲をある程度まで狭くすることは可能であるが、やはり限度があるようである。これまでの研究によればゲインについては実験的に

$$[\tau_e K_{cL}]_{\max}/[\tau_e K_{cL}]_{\min} \approx 2.0$$

と求められているが、リード項については明らかにされていない。そこで第7図より許容される最大のゲイン幅およびリード幅を求めてみると第8,9図に示したようになる。ともに横軸には $\tau_e a$ の値がとってある。これより制御限界は

$$[\tau_e a]_{\max} = 0.79$$

となり、最適のリードの値は

$$[T_L/\tau_e]_{\text{opt}} = 0.38$$

と求められる。パイロットの応答時間の遅れ τ_e については、制御限界ではパイロットは最大の努力を払っていると考えられるので τ_e の値は最小値

$$\tau_e = 0.2 \text{ (sec)}$$

になっていると考えてよいであろう。したがって制限限界および最適リード項の値はそれぞれ

$$a_{\max} = 3.95 \text{ (rad/sec)}$$

$$T_{L\text{opt}} = 0.076 \text{ (sec)}$$

第9図 閉回路が安定になるリード余裕

となる。この結果は実験的に得られている制御限界

$$a_{\max} = 4.0 \text{ (rad/sec)}$$

とよい一致を示しており、一次の不安定系を制御する場合にはパイロットは遅れを伴った比例制御をしていると近似的には考えてよいであろう。

以上理論的に飛行性を解析する二通りの方法につき一部の例を示したが、このほかにも多くの解析例が発表されている。

4. まとめ

ヘリコプタの安定操縦性を検討する際の解析上の問題点について若干述べてみた。ここでは特に飛行性基準をとりあげてみたが、このほかにも重要な問題が多く残されている。例えば安定微係数を求める際の基になるブレード6分力の解析方法、風洞試験データから実機データを推定する方法または逆に飛行試験データから全機空力微係数を求める方法等多くの問題がある。飛行性基準にしても理論的解析と同時に実験的検討を行ない、基準の意味とその適用限界について調査する必要がある。

今後ヘリコプタを開発するためにはこのような問題点につき研究を進めると同時に、理論と実際の相関について十分なデータを集める必要がある。