- W.: Tip Vortex Core Thickening for Application to Helicopter Rotor Noise Reduction. USAALABS TR 66-1, 1966.
- 67) McCORMIC, B.W., SPENCER, R.H. and STERNFIELD, M.: Tip Vortex Thickening for Application to Helicopter Rotor Noise Reduction. USAALABS Report 66-1, 1966.
- 68) SPIVERY, W.A.: New Investigations into the Design of Swept-Tip Rotor Blades. Presented at the 26th Annual National Forum of the American Helicopter Society, June, 1970.
- 69) INGARD, Uno.: A Review of the Influence of Meteorological Conditions on Sound Propagation. The Journal of the Acoustical Society of America, Vol. 25, No. 3, 1953, pp. 405-411.
- 70) STERNFIELD, Harry: New Techniques in Helicopter Noise Reduction. Journal of the American Helicopter Society, Vol. 5, No. 1, 1960, pp. 2-8.
- 71) SODERMAN, Paul T.: Leading-Edge Serrations Which Reduce the Noise of Low-Speed Rotors. NASA TN D-7371, 1973.
- 72) GRAHAM, R.R.: The Silent Flight of Owls. Journal of the Royal Aeronautical Society, Vol. 38, 1934, pp. 837-843.
- 73) SCHWIND, R.G. and ALLEN, H.J.: The Effects of Leading-Edge Serrations on Reducing Flow Unsteadiness About Airfoils—An Experimental and Analytical Investigation. NASA CR-2344, 1973.
- 74) EWALD, D., PAVLOVIC, and AOLLINGER, J.G.: Noise Reduction by Applying Modulation Principles. The Journal of the Acoustical Society of America, Vol. 49, No. 5 (Part 1), 1971, pp. 1381-1385.
- 75) SHAHADY, P.A., LYON, C.A., SCHAUER, John J., CHOPIN, M.H. and EWING, M.S.: The Effects of Modulated Blade Spacing on Static Rotor Acoustic and Performance. AIAA Paper No. 73-1020, AIAA Aero-Acoustics Conference, Seattle, Wash. Oct. 15-17, 1973.
- 76) FROWES WILLIAMS, J.E. and HAWKINGS, D.L.: Sound Generation by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion. Philosophical Transactions of the Royal Society of London, A264, 1969, pp. 321-342.

ヘリコプタ・ブレードの曲げ振りフラッタ*

加 藤 寛 一 郎**

1. は し が き

ヘリコプタ・ロータに働く空気力は、固定翼機の場合にくらべて、特別の取扱いが必要である。それは、翼が回転していることの影響や、先行する翼と、自分自身が以前に吐き出した渦面の影響を考慮しなければならないからである。この渦面は自身 roll up しながら渦同志の間の干渉により、複雑な運動を行っている。一方、ブレードは、通常のフラップ・ラグ運動と、弾性変形の自由度を有し、このようにブレード運動は極めて複雑な動安定問題を形成する。このため、ブレード運動の一般的取扱いは通常困難で、例えば、空気力計算の近似としては、静的空気力計算を動的な空気力計算にも適用するもの（以下 static な計算と仮称する）、いわゆる準定常と呼ばれ、二次元理論の Theodorsen 函数 $C(k)=1$ の近似に相当する計算（以下準定常ないし quasi-steady の計算と仮称する）があり、近年は、電子計算機の利用によって厳密な非定常空気力も次第に算出できるようになってきた。また、運動は、その主要なモードの組み合わせにより、flap-pitch 運動、pitch-lag 運動、flap-lag 運動等の分類に大別され、論

ぜられることもある¹⁾。

ブレード運動の解析で最も困難なことの一つは、非定常空気力の計算である。特に、flap-pitch 運動、すなわち、曲げ振り連成フラッタの場合には、フラッタは通常振りの固有振動数近くで生じ、空気力の非定常性の影響が顕著に現われる。特に空気力による振りモーメントを得ることが必要なため、揚力面理論の精度が必要で数値計算の困難さが大きい。

以下主に、この曲げ振りフラッタの、空気力計算法、後流モデル、ブレード運動の取扱いおよび計算時間等に関し、その現況と問題点について概観する。

ちなみに flap-pitch 以外の運動では、通常 static な空気力計算が用いられてきた。lag が含まれる運動の例としては、kinematic coupling により、ピッチ角変化とラグ運動が連成したもの²⁾⁻⁴⁾、prop-rotor が高い inflow で high pitch で作動するとき生ずる flap-lag 連成⁵⁾、面内運動の減衰が小さいとき、maneuver 時等に現われる flap-lag 連成⁶⁾⁷⁾等があり、これらの運動では、その振動数がロータの回転数のオーダーであるため、空気力の非定常性はあまり問題にならず、上記諸文献での空気力計算はすべて static な計算ですませているが、理論と実験の一致は概して良好である³⁾⁻⁵⁾。

なお、ロータの支持部の剛性まで考慮すると、whirl flutter がある。この場合、プロペラの空気力として

* 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 28 日原稿受理 Review of Bending-Torsion Flutter of the Helicopter Rotor Blade

** 東京大学工学部航空学科 Kanichiro KATO

は, yaw moment due to pitch と pitch moment due to yaw が重要である⁸⁾. 空気力計算法としては, RIBNER の yawed propeller の理論⁹⁾や HOUBOLT らの strip theory¹⁰⁾ 等があり, いずれも, 空気力は static な計算に相当している. これらの方法で得られた空気力は, 実験値と同じ傾向を示しているが, 必ずしも量的にはよく一致せず¹¹⁾, 得られる flutter 速度は実験値にくらべ conservative になり, 理論と実験との不一致は, 振動数の高い forward whirl の場合に顕著になる⁸⁾.

この他, HALL の see-saw prop-rotor/pylon の解析¹²⁾, YOUNG らの flapping restraint がある場合の proprotor の解析¹³⁾, また, パイロンとロータの連成という面からは whirl flutter とよく似た現象である hingeless rotor の air resonance の解析¹⁴⁾¹⁵⁾でも, いずれも現在空気力は static な計算が用いられている. ただし, この系統の問題も, 将来は, いずれ空気力の非定常性を厳密に考慮することが必要なるであろう. なお, ブレードの動安定問題の展望については, 文献1)を, また, flap-lag 運動について文献16)を参照されたい.

2. 空 気 力

ロータの非定常空気力を取扱ったもので, 初期のものとして, LOEWY¹⁷⁾ や TIMMAN¹⁸⁾ の解析が有名である. これは, ホバリング・ブレードの空気力を, 第1図のように理想化した二次元理論で近似したもので, ロータの場合についてちょうど固定翼機の Theodorsen 函数に相当する lift deficiency function を導いた. これによれば, 特に吹き下ろしが小さく, ブレードがロータ回転数の整数倍で振動するとき, 空気力 damping がかなり減少することが示されたが, このことは, 実際実験でも裏づけられており, 後流の項で再述する.

LOEWY らの理論は, 二次元近似であるから, 実際

にロータに適用する場合には, “typical section analysis” を行うか, “strip theory” によらねばならない. ホバーでさえ, このような近似が必要なのであるから, 前進飛行時には, 非定常性の導入はさらに困難になり, より大胆な近似が用いられてきた.

文献19)や文献20)は, このような近似解析の例である. 前者は, 三次元の wake とロータの相対的位置を, $\psi=90^\circ$ で LOEWY の場合と同様に第2図に示すような二次元的配置におきなとし, LOEWY の理論を前進飛行に拡張せんとしたものである. また後者は, strip theory によりブレード上の二次元非定常空気力を半径方向に積分するものであるが, 空気力を計算する際には “fixed azimuth” の仮定を用いる. すなわち, これは特定の ψ (通例 90°) のブレードに対する空気相対速度を $-\infty < t < +\infty$ の間に適用するもので, tangential 速度の時間変化を考えないので, 運動方程式の係数が定数になり, 固定翼機の flutter 解析の手法が流用できる. これらの方法の欠点は, 空気力の ψ に関する変化を無視してしまう点で, このため定性的説明にはともかく, 実用的計算には, ほとんど利用できない²¹⁾.

このような困難さのために, harmonic airloading の場合とことなり, ブレード動安定問題では, 空気力は, 通常, wake の積分を行うことなしに求める近似値が多く用いられてきた. ブレード曲げ振り計算で代表的な近似は, 各断面を二次元的に扱い, そこで quasi steady を仮定して $C(k)=1$ (すなわち, $F=1, G=0$) とし, aerodynamic mass term を無視し, ただし振りによる damping 項を “適当に” 含める, ものである.

前進飛行時のブレード動安定の最も初期の解析の一つは, GESSOW²²⁾ の rigid flapping rotor の解析であろう. 空気力は static な計算であるが, 空気力を C_L, C_D 曲線から読ませる等, すでに現在の計算機利用プログラムの基本手順の萌芽が見られる. そののち, JENKINS²³⁾ は, これを lag の自由度まで含むように拡

第1図 Loewy の二次元モデル¹⁷⁾

第2図 SHIPMAN らの二次元モデル¹⁹⁾

張した。また、SHULMAN²⁴⁾は、flapping ブレードにつき、空気力は static であるが、ブレードの曲げの flexibility を最初に導入し、これがブレード運動の安定性にかなりの影響をもつことを示した。その後 compound heli. や stowed rotor system の出現と関連して、SISSINGH²⁵⁾は、つけ根にバネ拘束のある場合を含めた inelastic flapping blade について、static な空気力を用いた計算でその安定を論じている。Flapping 運動では、通常、 $\mu=1.5\sim 2$ 程度の値で、不安定現象が生じている。

ブレード運動に対する振り変形の影響については、初期には PERISHO²⁷⁾の解析があり、また SISSINGH²⁶⁾らは前述の文献²⁵⁾の計算を振りの自由度を含めたものに拡張し、両文献とも、振り変形がブレードの動安定を悪化させることを示した。

フラップ曲げ振りを含めた解析には、このほかに、CORNELL における理論と実験の比較²⁸⁾²⁹⁾があり、ここには、reversed flow region の影響も示されている。reversed flow の影響は destabilizing であるが、その効果は大きくない。

近年計算機の発達とともに、計算も次第に複雑大型化し、ブレードの運動は、flap 曲げ振りのみならず、lag 方向の自由度も同時に取扱われるようになった。このような例として、CRIMI の解析³⁰⁾、ARCIDIACONO らのプログラム³¹⁾等がある。これらの空気力計算は、準定常の空気力を strip theory で積分する精度のものであり、各 bay では二次元風洞試験より得た C_L , C_D , C_M 曲線より static な空気力を得、これに振りに

よる damping を準定常計算の精度で補正するといった型をとっている。ただし、“準定常”の計算法は各文献間に微妙な差があり、計算法は必ずしも統一されていないようである。すなわち、二次元非定常翼理論では、 ρ , b , U , α をそれぞれ空気密度、semichord、一樣流速度、迎角とすると、 $\pi \rho b^2 U \alpha$ なる空気力は、見かけの質量 $\pi \rho b^2$ と $U \alpha$ との積であらされる揚力で、風圧中心は 75% 弦長点にあるが³²⁾、CRIMI³⁰⁾はこれが mid chord に働いているとして揚力とモーメントを計算しており、迎角計算 $\alpha = \theta + \tan^{-1}(U_p/U_T)$ でも、 U_p は mid chord で得ているのに対し、ARCIDIACONO³¹⁾は、 $\pi \rho b^2 U \alpha$ の力は揚力には含めず、75% 弦長点に働く力としてモーメントのみに含めており、また迎角計算で U_p は 75% 弦長点の値を用いている。一方 PERISHO²⁵⁾の計算は、いわゆる static な計算に、quasi-steady の計算の α の項だけを用いており、また、SISSINGH らは、static な計算に、振りの damping として、75% 弦長点に働く $\pi \rho b^2 U \alpha$ を揚力にもモーメントの式にも含めているが、 U_p , U_T による迎角計算には、 α の影響は含まれていない。

準定常理論と実験とを比較すると、準定常理論の欠点は、フラッタ速度を大幅に過少評価することである²⁹⁾。第3図、第4図には、CORNELL における模型フラッタ実験²⁹⁾および筆者の行った同様の実験³³⁾に対する理論の比較が示される。横軸は tip speed ratio μ であり、縦軸はフラッタ速度 Ω_F を振りの固有振動数 ω_s で無次元化したもので、曲線の下側が不安定域である。第3図では GATES & DUWALDTS および

第3図 フラッタ境界に関する実験²⁹⁾と理論の比較 第4図 フラッタ境界に関する実験と理論の比較³¹⁾

CRIMI と記した曲線が、また第4図では QUASI-STEADY と記した曲線が、準定常理論によるフラッタ境界である。この図から明らかなように、準定常理論より高精度の理論が必要である。

揚力面理論の精度で、非定常空気力を求める試みの一つに文献 33) がある。これは、ブレードを半径方向に適当に分割し、各 bay での span 方向渦成分の翼弦方向分布を Glauert-Series の形に仮定して、空気力をできるだけ厳密に数値計算するもので、計算時間節約のため、各種の工夫が導入されている。第3図、第4図の UNSTEADY と記した曲線がこのような計算法

第5図 ブレード上の非定常空気力の計算例³⁴⁾

で得られた flutter boundary の例である。空気力の非定常性を厳密に考慮すれば、精度が大幅に改善されることが了解されよう。

次に準定常理論が不充分である理由を考える。第5図は、ブレードに働く非定常空気力を計算した一例³⁴⁾である。この図は、単振動の plunging を行う剛体のホバリング・ブレードについて、半径方向の揚力分布を求め、ここに二次元非定常空気力の式を fit させて、各点での等価 Theodorsen 函数 $C(k) = F + iG$ を逆算してみたものである。この計算は、75%半径の reduced freq. が 0.2 になる場合について行われたもので、図から明らかなように、ブレード上では、大まかに言って $|C(k)| \approx 0.7$ である。しかるに、もし、準定常の理論を用いれば、空気力は $C(k) = 1.0$ と近似され、これは、揚力を明らかに過大評価することになる。

また第6図は、ホバリング中のある一本の弾性ブレードを、一様な振り角だけ disturb した場合の一次曲げモード (flapping) の応答を比較したものである³⁴⁾。図から明らかなように、この場合 static な計算は論外に精度が悪く、また quasi steady の場合も、空気力が過大評価され、応答の振幅が増大している。このように空気力の過大評価が、準定常理論で、フラッタ速度が過度に過少評価される原因であると考えられる。したがって、この対策の一例として、例えば、 $C(k) =$

第6図 ブレードの transient 運動の計算例³⁴⁾

$F(k)$, 即ち, Theodorsen 函数の実部のみを用いて, 近似計算を行うことが考えられる. この場合, reduced frequency k は, ロータの半径方向位置 r , 方位角 ψ とブレード固有振動数 ω_i の函数として, 例えば次のように近似するものも一法であろう.

$$k_i = \frac{b\omega_i}{\Omega r + V \sin \psi}$$

ここで, b は semi-chord, Ω はロータ回転数, V は飛行速度で, 分母は chord 方向の空気相対速度である. 第4図の SIMP と書いた曲線がこれに対応する³⁴⁾.

3. 後 流

後流について, 現在大別して二つの問題点があると考えられる. その第1は, wake の変形に関する問題である. これは CRIMI³⁵⁾ 以後, 多くの研究が発表されている^{36)~38)}. これらの計算は, 渦面の roll up とか, 低速度域での吹き下し分布等の現象を良く説明す

PITCHING-FLAPPING FLUTTER BOUNDARIES
PITCH-FLAP RATIO = 2, VIRTUAL $\delta_p = 63.4^\circ$

第8図 wake flutter の例⁴⁰⁾

るが, 計算時間, 解の安定性等にまだ問題があり, 現状では, これをフラッタ解析に反映させるまでにはいたっていないようである.

第2のより重要な問題は, 渦の減衰に関するものである. すなわち, rigid wake を仮定した場合, 先行翼からの wake および returning wake をどの程度, 計算に含めたら良いかの問題である.

まず wake の影響が顕著な例から述べよう. 第7図は, 先述の LOEWY の理論¹⁷⁾の実験的検証の一例で³⁹⁾, 二枚ブレードの teetering-rotor の damping factor を振動数に対してプロットしたものである. 図中 $\theta = 0^\circ$, $\theta = 3^\circ$ と記された実線と破線が実験値であり, これに対し Unsteady と書かれた線が LOEWY の理論値である. また, 第8図は single blade における wake flutter の例である⁴⁰⁾. また, 文献 18) には実機の wake

第7図 wake の影響の例³⁹⁾

flutter が報告されている。

一方、これに対し、returning wake の影響がないと考えられる報告も多い。例えば、文献 41) は、単一ブレードの実験であるが、returning wake の影響を無視した classical type flutter の解析が極めて良い結果を与えている。また、文献 29), 33) の実験は、いずれも単一ブレードの実験であるが、wake flutter は生じていない。

これらの例を考えると、shed vortex は、文献 40) の例をのぞき、returning wake ではその効果は消えうせるが、ブレード枚数が二枚以上の場合には、少なくとも先行翼の wake は無視できないのではないかと推定される。一方、煙実験では、tip vortex が数回転にわたって観察され⁴²⁾、また文献 43) では、空力微係数の計算に、tip vortex が大きな影響を有することが示されたが、shed vortex については必ずしも明らかでなく、フラッタ計算にどのような計算モデルを使うべきかについては、まだ、ほとんど何も解明されていないようで、今後特に曲げ振りフラッタの解析には、先行翼の渦モデルを確立することが極めて重要であると考えられる。また、今後、胴体側の impedance を考慮した振動解析のためにも、wake の研究は重要であろう。

4. ブレード運動

フラッタ計算は通常モード法で行われ、したがって、弾性変形の取扱いは固有振動数解析とモード型の計算が主要部分になる。ブレードの運動方程式としては、たとえば文献 44) に詳細な微分方程式も導かれているが、実用的には、HOLZER-MYKLESTAD 流の計算が便利である。すなわち、ブレードを半径方向に適当に分割し、質量・慣性能率を simulate した集中マスと、これをつなぐ一様な梁で近似するもので、梁の部分には、通常、最も単純な棒の曲げ振り理論が適用される。梁の部分とマスの部分に、それぞれ、transfer matrix を定義し、計算機を使用すれば、計算は容易である。ただし、固有振動実験は、通常回転数なしの状態で行われており、この理論でロータ回転時の振動数とモードが正しく得られているか否かは必ずしも明らかではない。半径方向の分割数は、もちろん多いほど精度は高いが、常識的には 20 くらいであろう。第 9 図は固有振動計算の相対誤差と分割数の関係の一例⁴⁵⁾である。

ブレードの変形を考えるときの問題の一つは、非線型要素の取扱いである。これは、ブレード付根部のピッチ・ハウジングや、操縦系統のガタ、局部的変形等にもとづく非線型の剛性低下で、ブレードの固有振動

第9図 固有振動解析における相対誤差と分割数の関係⁴⁵⁾

第10図 非線型要素のモデル⁴⁶⁾

数は、一般に計算値を下まわる。文献 46) は第 10 図のようなモデルに対し、固有振動数 ω を、

$$\omega = \sqrt{\frac{K}{m} \left(1 + \frac{2}{\pi} \frac{x_G}{x_0 - x_G} \right)}$$

で与えている。フラッタ計算の場合、振幅 x_0 は必ずしも明らかでなく、また実機は、ガタのある系が pre-load された状態で、作動しているものと考えられる。解析上このような不確かさがあると、空気力や弾性変形をいくら精度高く求めても意味がなくなってしまう。この意味で、非線型部分の影響は、今後充分解明

されねばならない。

5. 計算時間

計算機の性能は日進日歩であり、また、プログラムも使用目的によって千差万別であって、計算時間を定量的に議論するのは、極めて困難である。ごく大まかに言えば、ヘリコプタ・ロータのフラッタは通常非周期的運動であるから、たとえば、揚力面理論の精度で transient 運動を解くには、運動の各時点で harmonic airloading と同程度計算が必要になり、フラッタ計算は、荷重計算より少くとも 100 倍以上の計算時間が必要になることになる。実際、文献 33) の例では、このような難点を避けるために、非定常空気力算出に際し、精度をおとさずに計算時間を節約するための各種の工夫が導入されている。これにくらべれば、準定常の空気力を用いた場合の計算時間は無視できる程度の大きさである。

計算時間節約のうえで重要な要素の一つは、ロータ作動点の影響である。すなわち、もしフラッタ速度がロータのトリム状態に依存すると、ロータを設計する場合に必要な計算量は膨大なものになる。筆者が準定常理論で行った計算の経験では、フラッタ速度に対する、ロータ推力、振り下げ、ピッチ角分布、ロータ迎角等の影響は小さく、実用上一つの飛行速度で、一点の計算でたりようである。このようなことが成立つ理由は、フラッタ振動数が振り振動数に近く、トリムを支配する振動数(ロータ回転数)から離れているため、両者の間の連成が小さいためと考えられる。第 11 図は、文献 47) の実験結果の一例である。この図はフラッタ回転数 ($V_{0.8R}$ に比例) と frequency ratio をコレクティブ・ピッチ角の関数としてプロットしたものであるが、ストール・フラッタの起こる以前(コレクティブ・ピッチ角 12° 以下)ではフラッタ特性は、ピッチ角にほとんど影響されていない。なお、単一ブレードの模型実験によれば、フラッタ速度は機体前進

第 11 図 フラッター特性に対するコレクティブピッチ角の影響⁴⁷⁾

速度にも影響されないように見受けられる。この点は、今後理論的裏づけが必要である。

安定判別の方法も計算時間上重要である。前進飛行時のフラッタは、一般に非周期運動であり、文献 34) では transient 運動を直接計算して安定不安定を定めているが、もっと効率の良い方法の開発が望まれる。もし、空気力を準定常と仮定し、微小振動を仮定して線型化すれば、運動方程式は、周期性を有する変数係数をもった連立微分方程式になる。CRIMI および PETERS らは、このような系に対する安定判別を論じている³⁰⁾⁴⁸⁾。

ところで、非定常空気力と弾性変形を考慮した解析では、一般に、極めて多くの iteration が含まれ、その各々の精度をバランスさせることが重要な計算技術の一つになっていて、これが計算時間に直接影響を与えている。この点に対しても、今後充分検討されねばならないが、これは、フラッタ計算だけでなく荷重計算、トリム計算にも共通の問題であり、各方面からの提言が期待される。

なお、計算機利用によって、フラッタ特性などブレードの諸特性の計算が容易になったとは言っても、設計という観点からは、まだ人間が関与していて、かつ機械化できる部分が少なくない。近い将来、ブレードを有限要素法で記述しておき、計画要求を与えると要求をみだすブレードが直接アウトプットされるようなプログラムを作成することも必要であり、また可能であると考えられる。

6. む す び

ヘリコプタ・ブレードの曲げ振りフラッタの解析について、その現況と問題点のいくつかを概観した。ここでは触れなかったが、このほかに、radial flow の影響、reserved flow region の取扱、圧縮性の影響など、まだ、ほとんど取扱い法が確立しておらず、すべて今後の課題として残されている。

ヘリコプタは近年高速化の要求著しく、このため、ブレードを極めて薄く設計する傾向にあり、フラッタ解析の重要性は今後ますます増大しよう。動的相似模型による風洞試験は、設計開発のための OR 手段としては、極めて困難かつ不経済のものであるから、この分野は、今後、次第に計算機による simulation によってかわるのではないかと考えられる。ブレード運動の安定性という見地から現在最優先で解決を要求される部分は、空気力の非定常性を厳密に考慮した計算時間の短い精度の高いプログラムを開発し、wake の振舞いを解明し、また、ブレード付根部分の非線型性に対する有効な解析法を確立することではないかと考え

られる。

参考文献

- 1) LOEWY, R.G.: Review of Rotary-Wing V/STOL Dynamic and Aeroelastic Problems, *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 14, No. 3, (1969/7), pp. 3-23.
- 2) MORDUCHOW, M. and HINCHEY, F.G.: Theoretical Analysis of Oscillations in Hovering of Helicopter Blades with Inclined and Offset Flapping and Lagging Hinge Axes, *NACA TN 2226*, (1950).
- 3) CHOU, P.C.: Pitch-Lag Instability of Helicopter Rotors, *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 3, No. 3, (1958/7), pp. 30-39.
- 4) BLAKE, B.B., BURKAM, J.E., and LOEWY, R.G.: Recent Studies of the Pitch-lag Instabilities, *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 6, No. 3, (1961/7), pp. 13-26.
- 5) GAFFEY, T.M.: The Effect of Positive Pitch-flap Coupling (Negative δ) on Rotor Blade Motion Stability and Flapping, *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 14, No. 2, (1969/4), pp. 49-67.
- 6) YOUNG, M.I.: A Theory of Rotor Blade Motion Stability in Powered Flight, *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 9, No. 3, (1964/7), pp. 12-25.
- 7) HOHENEMSER, K.H. and HEATON, P.W., Jr.: Aeroelastic Instability of Torsionally Rigid Helicopter Blades, *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 12, No. 2, (1967/4), pp. 1-13.
- 8) REED, W.H., III: Review of Propeller-Rotor Whirl Flutter, *NASA TR R-264*, (1967).
- 9) RIBNER, H.S.: Propellers in Yaw, *NACA Report No. 820*, (1945).
- 10) HOUBOLT, J.C. and REED, W.H., III: Propeller-Nacelle Whirl Flutter, *Journal of the Aerospace Sciences*, Vol. 29, No. 3, (1962/3), pp. 333-346.
- 11) BLAND, S.R. and BENNETT, R.M.: Wind-Tunnel Measurement of Propeller Whirl-Flutter Speeds and Static-Stability Derivatives and Comparison with Theory, *NASA TN D-1807*, (1963).
- 12) HALL, W.E., Jr.: Prop-Rotor Stability at High Advance Ratio, *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 11, No. 2, (1966/4), pp. 11-26.
- 13) YOUNG, M.I. and LYRWYN, R.T.: The Influence of Blade Flapping Restraint on the Dynamic Stability of Low Disk Loading Propeller-Rotors, *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 12, No. 4 (1967/10), pp. 38-42.
- 14) DONHAM, R.E., CARDINALE, S.V., and SACHS, I.B.: Ground and Air Resonance Characteristics of a Soft In-Plane Rigid-Rotor System, *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 14, No. 4, (1969/10), pp. 33-41.
- 15) LYRWYN, R.T., MIAO, W. and WORTSCH, W.: Airborne and Ground Resonance of Hingeless Rotors, *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 16, No. 2, (1971/4), pp. 2-9.
- 16) ORMISTON, R.A. and HODGES, D.H.: Linear Flap-Lag Dynamics of Hingeless Helicopter Rotor Blades in Hover, *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 17, No. 2, (1972/4), pp. 2-14.
- 17) LOEWY, R.G.: A Two-Dimensional Approximation to the Unsteady Aerodynamics of Rotary Wings, *Journal of the Aeronautical Sciences*, Vol. 24, No. 2, (1957/2), pp. 81-92.
- 18) TIMMAN, R. and van de VOOREN, A.I.: Flutter of Helicopter Rotor Rotating in its Own Wake, *Journal of the Aeronautical Sciences*, Vol. 24, No. 9, (1957/9), pp. 694-702.
- 19) SHIPMAN, K.W. and WOOD, E.R.: A Two-Dimensional Theory for Rotor Blade Flutter in Forward Flight, *Journal of Aircraft*, Vol. 8, No. 12, (1971/12), pp. 1008-1015.
- 20) ASTILL, C.J. and NIEBANCH, C.F.: Prediction of Rotor Instability at High Forward Speeds, Vol. II, Classical Flutter, *USAAVLABS TR 68-18 B*, (1969), AD 685861.
- 21) NIEBANCH, C.F. and BAIN, L.J.: Rotor Aeroelastic Instability and Transient Characteristics, *USAAVLABS TR 69-88*, (1970), AD 869035.
- 22) GESSOW, A. and CRIM, A.D.: A Method for Studying the Transient Blade-Flapping Behavior of Lifting Rotors at Extreme Operating Conditions, *NACA TN 3366*, (1955).
- 23) JENKINS, J.L., Jr.: A Numerical Method for Studying the Transient Blade Motions of a Rotor with Flapping and Lead-Lag Degrees of Freedom, *NASA TN D-4195*, (1967).
- 24) SHULMAN, Y.: Stability of a Flexible Helicopter Rotor Blade in Forward Flight, *Journal of the Aeronautical Sciences*, Vol. 23, No. 7, (1956/7), pp. 663-693.
- 25) SISSINGH, G.J.: Dynamics of Rotors Operating at High Advance Ratio, *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 13, No. 3, (1968/7), pp. 56-63.
- 26) SISSINGH, G.J. and KUCZYNSKI, W.A.: Investigations on the Effect of Blade Torsion on the Dynamic of the Flapping Motion, *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 15, No. 2, (1970/4), pp. 2-9.
- 27) PERISHO, C.H.: Analysis of the Stability of a Flexible Rotor at High Advance Ratio, *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 4, No. 2, (1959/4), pp. 4-18.
- 28) GATES, C.A. and DuWALDT, F.A.: Experimental and Theoretical Investigation of the Flutter Characteristics of a Model Helicopter Rotor Blade in Forward Flight, *AD-275107*, (1962).
- 29) GATES, C.A., PIZIALI, R.A. and DuWALDT, F.A.: Comparison of Theoretical and Experimental Flutter Characteristics for a Model Rotor in Translational Flight, *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 8, No. 2, (1963/4), pp. 14-27.
- 30) CRIMI, P.: A Method for Analysing the Aeroelastic Stability of a Helicopter Rotor in Forward Flight, *NASA CR-1332*, (1969).
- 31) ARCIDIACONO, P.J.: Prediction of Rotor Instability at High Forward Speeds, Vol. I, Steady Flight Differential Equations of Motion for a Flexible Helicopter Blade with Chordwise Mass Unbalance, *USAAVLABS TR 68-18A*, (1969), AD 685860.
- 32) 鷲津久一郎: 空力弾性学, 応用力学講座 18, 共立出版, (1957), pp. 30-31.
- 33) 加藤寛一郎: ヘリコプタ・ブレードの非定常空気力の

- 一計算法, 日本航空宇宙学会誌, 第22巻, 第247号, (1974/8), pp. 390-397.
- 34) 加藤寛一郎: ヘリコプタ・ロータ・ブレードの曲げ振動フラッタに関する研究, 学位論文, (1972).
- 35) CRIMI, P.: Prediction of Rotor Wake Flows, Proc. CAL/USAAVLABS Symposium on Aerodynamic Problems Associated with V/STOL Aircraft, Vol. I, (1966/6).
- 36) LANDGREBE, A.J.: An Analytical Method for Predicting Rotor Wake Geometry, Journal of the American Helicopter Society, Vol. 14, No. 4, (1969/10), pp. 20-32.
- 37) CLARK, D.R. and LEIPER, A.C.: The Free Wake Analysis: A Method for the Prediction of Helicopter Rotor Hovering Performance, Journal of the American Helicopter Society, Vol. 15, No. 1, (1970/1), pp. 3-11.
- 38) LANDGREBE, A.J.: The Wake Geometry of a Hovering Helicopter Rotor and Its Influence on Rotor Performance, Journal of the American Helicopter Society, Vol. 17, No. 4, (1972/10), pp. 3-15.
- 39) SILVEIRA, M.A. and BROOKS, G.W.: Dynamic-Model Investigation of the Damping of Flapwise Bending Modes of Two-Blade Rotors in Hovering and a Comparison with Quasi-Static and Unsteady Aerodynamic Theories, NASA TN D-175, (1959).
- 40) DAUGHADAY, H., DUWALDT, F. and GATES, C.: Investigation of Helicopter Blade Flutter Load Amplification Problems, Journal of the American Helicopter Society, Vol. 2, No. 3, (1957/7), pp. 27-45.
- 41) GOLAND, L.B., PERLMUTTER, A.A.: A Comparison of the Calculated and Observed Flutter Characteristics of a Helicopter Rotor Blade Having Both Control System and Blade Flexibility, Forrestal Research Center, Princeton University, Report No. 333, (1955).
- 42) JENNEY, D.S. and OLSON, J.R.: A Reassessment of Rotor Hovering Performance Prediction Methods, Journal of the American Helicopter Society, Vol. 13, No. 2, (1968/4), pp. 1-26.
- 43) TAKASAWA, K.: On the Aerodynamic Damping Moment in Pitch of a Rigid Helicopter Rotor in Hovering, Part I and Part II, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 16, No. 31, (1973), pp. 19-36, and Vol. 16, No. 32, (1973), pp. 77-101.
- 44) HOUBOLT, J.C. and BROOKS, G.W.: Differential Equations of Motion for Combined Flapwise Bending, Chordwise Bending, and Torsion of Twisted Nonuniform Rotor Blades, NACA Report 1346, (1958).
- 45) 山本雄三, 安東茂典, 石垣裕嗣: ヘリコプタ・ブレードのための動的制振器の解析, 日本航空宇宙学会誌, 第21巻, 第235号, (1973/8), pp. 461-468.
- 46) 山川栄一, 宮下純一: ヘリコプタ・ブレードの固有振動数の一計算法, (非線型要素がある場合), 昭和47年度飛行機シンポジウム講演集, (1972), pp. 130-131.
- 47) BROOKS, G.W. and BAKER, J.E.: An Experimental Investigation of the Effect of Various Parameters Including Tip Mach Number on the Flutter of Some Model Helicopter Rotor Blade, NACA TN 4005, (1958).
- 48) PETERS, D.A. and HOHENEMSER, K.: Application of the Floquet Transition Matrix to Problems of Lifting Rotor Stability, Journal of the American Helicopter Society, Vol. 16, No. 2, (1971/4), pp. 25-33.

失速フラッタの解析*

宮 崎 崇 夫**

1. ま え が き

ヘリコプタの発達に伴って, 高速化や高重量化の要求があるとき, その障害の一つにブレードや操縦系統に大きな変動荷重を生ずる失速フラッタ (stall flutter) がある。失速フラッタには固定翼のフラッタから想像されるような瞬時の破壊はないにしても, 大きな変動荷重がロータ1回転につき1~2回あらわれるためブレードや操縦系統の疲労寿命を低下させる。ヘリコプタのロータ・ブレード失速フラッタはリミット・サイクルを有する自励振動 (厳密にはコンプレッサやタービ

ン・ブレードと同じく軸対称流れのホバリング場合のみで, 前進飛行の非対称流れではロータ1回転の1部分でしか発生しない) であり, その発生原因は dynamic stall およびこれに伴う複雑な翼面上の流れにあるとされている¹⁾。

失速フラッタの解析にはブレードの弾性的取扱いやロータ後流による非一様誘導速度等の考慮も必要であるが, これらは他に譲りここでは最も重要な dynamic stall —失速領域を含む非定常空気力—の取扱いを中心に紹介する。

2. 失速フラッタと dynamic stall

解析の紹介にさきだち失速フラッタ現象およびそのメカニズムの概略を述べておく。第1図は hinged ロータの動的相似型による前進速がある場合の風洞試験

* 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6月10日原稿受理 Stall-Flutter Analysis

** 富士重工業株式会社 航空機技術本部 Takao MIYAZAKI