

氏 名	小 早 川 命 こ ばや かわ まこと
学位の種類	工 学 博 士
学位記番号	論 工 博 第 565 号
学位授与の日付	昭 和 47 年 11 月 24 日
学位授与の要件	学 位 規 則 第 5 条 第 2 項 該 当
学位論文題目	Studies on the Gust Response of a Wing (翼の突風応答に関する研究)
論文調査委員	(主 査) 教 授 前 田 弘 教 授 神 元 五 郎 教 授 玉 田 晃

論 文 内 容 の 要 旨

航空機の飛行に対する大気の擾乱すなわち突風の影響は、乗心地、安全性などの見地から重要であるが、この論文は、航空機の主要部材中特に翼の突風に対する応答を系統的に調べたものである。ここでは、突風として翼の進行方向すなわち一様流の方向に垂直な風速変動のみを取扱い、正弦的に変動する突風（正弦波突風）および不規則に変動する突風（ランダム突風）に対する2次元剛体翼、3次元剛体翼、2次元弾性翼、3次元弾性翼の4種の翼の応答特性を理論解析と実験の両面から追求した結果を、緒言、4章、結論にまとめている。

緒言では、本研究に関連して行われた従来の研究結果を検討してその問題点を明かにし、本研究の目的とその内容について述べている。

第1章では、先づ2次元剛体翼の正弦波突風に対する応答を、翼厚の影響を考慮して計算し、その応答関数を求めた。すなわち翼弦方向の循環分布を級数展開してもとの積分方程式に代入し、その係数を定めているが、数値例として NACA 4桁翼について計算した結果によると、翼厚の影響が可なりあらわれることが判った。次にランダム突風に対する応答は、一般化された調和解析の方法を用いて、揚力の周波数伝達関数を求めることによって調べた。この場合突風は等方性一様乱れとして、揚力の影響関数を循環分布に対する積分方程式から求めた。以上の実験は低速風洞を用いて行い、正弦波突風は風洞吹出口に設置した2次元翼列を正弦的に振動させることにより、またランダム突風は翼列のかわりに乱流格子を置くことにより発生させた。模型翼は翼型が NACA-0012、翼弦長 120 耗のものをを用い、翼に加わる空気力は3分力天秤を用いて測定した。その結果、先に述べた理論値と実験値はほぼ一致することが判った。

第2章では、3次元剛体翼の応答について調べているが、3次元翼の翼端の影響はアスペクト比を用いて表わし、理論解析には揚力線理論を用いている。先づ正弦波突風の場合には、薄翼を仮定して、翼巾方向の循環分布を級数展開することにより計算しているが、その結果任意断面の3次元翼の応答関数は、シャープズの関数にアスペクト比を含む補正項を付加した形で与えられることを示した。数値計算の結果によ

ると、アスペクト比の小さいところではこの翼端の影響が大きく表われている。ランダム突風に対する応答も2次元翼の場合と同様に求められるが、この場合には翼巾方向にも突風の位相差を考慮する必要がある。したがって、周波数伝達関数にはパラメータとして翼弦方向と翼巾方向の2方向の乱れのスケールの周波数が入り、その影響は共に大きい。実験は2次元翼の場合と同様の装置を用いて行ったが、実験結果は理論値と一層よい一致を示している。

第3章では、2次元弾性翼の応答について述べている。先ず正弦波突風に対する翼の変形モードの計算に当っては、翼の変形が弾性限界内にあり且微小であると仮定して、曲げモードおよび振りモードを級数展開し、各モードに対する方程式の解を求めた。またランダム突風に対しては、その翼に働く曲げモーメントおよび振りモーメントの周波数伝達関数を求めている。実験は翼断面がNACA-0012の弾性翼模型について行い、変形モードはジュラルミン製の薄板を使用した翼桁の変形を抵抗線歪計を用いて測定した。その結果、正弦波突風の場合には理論値は実験値とかなりよく一致するが、ランダム突風の場合には一致しないことが示される。この理由は、翼巾方向の突風の位相差の影響を考慮していないためと考察している。

第4章では、3次元弾性翼の突風応答について取扱っているが計算および実験はいずれも2次元弾性翼の場合と全く同様に行うことが出来る。ただしこの場合には、剛体翼の場合と同様にアスペクト比が翼端をあらわすパラメータとして入って来る。正弦波突風の場合の変形モードは、2次元の場合より翼の剛性に影響され易いが、アスペクト比に対しては余り変化しない。またランダム突風の場合には、剛体翼の場合と同様に翼巾方向の周波数の変化を考慮せねばならないが、その周波数伝達関数は可なりアスペクト比の影響を受けることが示される。実験値と理論値の比較を行った結果によると、正弦波突風による翼の変形モード、ランダム突風の場合の翼に働く曲げおよび振りモーメントの周波数伝達関数とも両者がよく一致することが示されている。

結論として、以上の結果が要約されている。

論文審査の結果の要旨

飛行中の航空機に対する大気の大擾乱すなわち突風の影響は、航空機の主要部材中特に翼に対して最も顕著であるが、一般に突風はランダムな性質を有するためその取扱いが困難で、その応答特性の解明は未だ充分に行われていないのが現状である。

本論文は、突風として翼の進行方向すなわち一様流の方向に垂直な風速変動のみを取扱い、正弦波突風およびランダム突風に対する2次元および3次元の剛体翼と弾性翼の応答を、理論解析と風洞実験の両面から検討して、その特性を明かにしたもので、得られた多くの成果のうち、特に注目すべき諸点は次のとおりである。

先ず2次元剛体翼の正弦波突風に対する応答関数は、平板翼の場合がシャーズによって求められているので、ここでは主として翼厚の影響について調べたが、NACA 4桁翼についての数値計算の結果によると、その影響は可なり大きいことが判った。次にランダム突風に対する応答は、突風を等方性一様乱れと仮定してその揚力の周波数伝達関数を求めているが、低速風洞内でNACA-0012の翼型の模型翼を用い

た実験結果によると、これらの理論値は実験値とほぼ一致することが示されている。また3次元剛体翼の場合には、特に翼端の影響について詳細に検討しているが、正弦波突風の場合薄翼を仮定すると、その応答関数はシャーズの関数にアスペクト比を含む補正項を付加した形で表わされることが示された。ランダム突風に対する応答も2次元の場合と同様に求められているが、この場合には翼弦方向と翼巾方向の突風の位相差を考慮する必要がある、その影響が大きいことを示している。風洞実験の結果によると、これらの理論値は2次元翼の場合より実験値と一層よく一致することが判った。

更に2次元および3次元の弾性翼の場合には、突風による翼の弾性変形の影響を考慮する必要があるが、正弦波突風の場合は、その曲げモードおよび振りモードについて計算した結果、これらの変形モードは翼の剛性に影響されるところが大で、アスペクト比に対しては余り変化しないことが明かとなった。またランダム突風に対しては、翼に働く曲げモーメントと振りモーメントの周波数伝達関数を求めているが、この場合には逆にアスペクト比の効果が大きいことが理論的、実験的に示されている。

以上要するに、この論文は航空機の翼が突風に遭遇した場合に生ずる翼面上の空気力の変化、翼の弾性変形などについて、理論的、実験的に解明したもので、航空機の運動や構造強度の安全性、乗心地などの面から重要な機体の突風応答の研究の基礎として、有益な資料と知見を与えたもので、学術上、工業上寄与するところが少くない。

よって、本論文は工学博士の学位論文として価値あるものと認める。