

論文の内容の要旨

論文題目 スマート構造による翼列フラッターの能動制御に関する研究

氏 名 賀澤 順一

ジェットエンジンにおける圧縮機の負荷は年代と共に増加の傾向にある。圧縮機での負荷の増大はサージや旋回失速、翼列フラッターといった非定常流不安定現象を引き起こすことから、これら为了避免するためにその作動範囲が制限される。サージや旋回失速については、これを制御しようとする研究が近年盛んに行なわれ、不安定現象の発生を予知してこれを回避する、あるいは能動制御により積極的に作動範囲を拡大する空力技術が種々の成果を上げて来た。同様に非定常流不安定現象である翼列フラッターについても、その制御について可能性が示されている。こうした能動的な制御に関する技術が向上すれば、ジェットエンジンの更なる高効率化が期待できる。一方、最近の構造材料技術では、電気信号等によって材料の形状や構造特性を制御する、いわゆるスマート構造の研究が進展している。スマート構造を実現するデバイスとしては、圧電素子や形状記憶合金、電磁流体など様々なものが存在する。これらのデバイスを翼列フラッターの制御に応用することができれば、直接翼の構造特性を変化させることができるため、信頼性の高い制御が可能であると考えられる。

本研究では、スマート構造を用いた翼列フラッターの能動制御について、その可能性を数値解析及び実験によって検討することを目的とする。数値解析によって、制御の有効性を検討し、有効性の確認できた方法について、スマート構造を用いて実現可能かどうかを解析した。

数値解析を用いて、翼列フラッターの制御のような動的な解析を行う場合、翼列フラッターの発生を模擬する必要がある。このため、本研究では、流体数値解析法と構造数値解析法を組み合わせた、流体・構造連成数値解析法を採用することとした。連成の手順は以下のとおりである。すなわち、流体数値解析により翼にかかる非定常空気力を求め、求めた非定常空気力を用いて、構造数値解析により翼の変位を計算する。この翼の変位に応じて格子を移動させて、移動後の格子を用いて再び流体数値解析を行う。

流体数値解析は基礎方程式を2次元オイラー方程式とし、空間方向の離散化にはHarten-Yeeの2次精度風上型TVD法を、時間方向の離散化にはLU-ADI法を採用した。このコードを用いて他の研究者による解析と比較し、検証を行った結果、双方の結果は良く一致し、採用した流体数値解析コードが、振動翼列周りの流れ場を妥当に解けることを確認した。構造数値解析では、翼を剛体と仮定し、外力による翼型の変形はないものとし、翼の振動モデルは1自由度並進振動を仮定したバネ-マス系とした。また、翼の振動方向は任意に変えられるようにした。

解析は亜音速流れの条件と遷音速流れの条件で行った。亜音速流れの条件では、入口マッハ数0.7、流入角 55° とした。影響係数法によって翼振動安定解析を行い、翼振動が不安定となる条件を見つけた。この条件で流体・構造連成数値解析を行った結果、翼振動振幅が発散していく様子を捉えることができた。これにより、亜音速流れの条件において、流体・構造連成数値解析法によって翼列フラッターが模擬できることが確認できた。更に、翼列中各

翼の固有振動数が数%異なる場合に、翼列フラッターの発生を抑えられる現象（mistuning 効果）が捉えられるかを調べるために、翼列中一枚おきに固有振動数が 5%大きい翼が存在する場合について、流体・構造連成数値解析を行い、翼振動が不安定となる条件においても、翼振動振幅の発散を抑えられることが確認できた。この結果より、翼の固有振動数を変化させる制御が有効ではないかと考え、振動振幅が発散する時刻に、翼列中 1 枚おきに翼の固有振動数を 5%増加させる制御を行ったところ、翼振動振幅の発散を抑えることができた。このような制御は形状記憶合金を用いて実現可能であると考えられる。形状記憶合金は通電加熱することで剛性が変化するデバイスである。これを確かめるために、CFRP 製の平板翼に形状記憶合金を貼り付け、通電加熱したところ、SMA 表面温度が約 60℃の時に平板翼の固有振動数を約 5%増加させることができた。

遷音速流れの条件では、入口マッハ数 1.25 として解析を行った。この条件では翼間に強い衝撃波が生じる。影響係数法によって翼振動安定解析を行い、翼の振動方向が翼振動の安定性に支配的であることを確認した。更に、翼面上非定常空力仕事分布を調べた結果、翼間衝撃波が入射する位置に大きなピークが存在することがわかり、翼間衝撃波の挙動によって誘起される非定常空力仕事も、翼振動の安定性に支配的であることもわかった。また、翼振動が不安定となる振動方向で、流体・構造連成数値解析法を用いて計算を行ったところ、翼振動振幅が発散していく様子が捉えられ、翼間衝撃波を伴う遷音速流れの条件でも、流体構造連成数値解析法によって翼列フラッターの模擬が可能であることが確認できた。

翼振動安定解析結果より、翼の振動方向が翼振動の安定性に支配的であったことから、これを制御パラメーターとして解析を行った。翼列中 1 枚おきに振動方向が異なる翼が配置されている場合を模擬し、翼間位相差 90° で振幅一定の強制振動をさせ、翼面上非定常空力仕事分布を調べた。その結果、振動方向 143.42° の翼では制御しない場合と翼面上非定常空力仕事分布に変化はなかったが、振動方向 120° とした翼では、翼間衝撃波によって誘起される非定常空力仕事が正から負となり、励振力から減衰力に変化した事がわかった。この結果より、振動方向を 1 枚おきに变化させる制御が有効であると考えられたため、流体・構造連成数値解析法によって解析を行った。その結果、この制御によって翼振動振幅の発散を抑えることが可能であることが確認できた。

更に効果的に翼列フラッターを制御するために、翼間衝撃波の挙動を制御する方法として、翼後縁をフラップのように振動させる制御を考案し、解析した。このような制御は piezo 素子を用いて実現可能であると考えられる。これを確認するために、翼弦長 50mm の平板翼に piezo 素子を貼り付け、交流電圧をかけたところ後縁で 0.1mm 程度の振幅が観察された。

後縁を振動させると、それによって圧力擾乱が生じ、その擾乱によって流れ場に影響が生じると考えられたため、翼振動と後縁振動との位相差 δ をパラメーターとして、翼を振幅一定で強制振動させて解析を行った。解析の結果、 $\delta = 45^\circ$ で制御の効果が最も高く、 $\delta = -135^\circ$ では翼振動振幅の発散を助長する可能性があることがわかった。従って、 δ は最適化する必要があることがわかった。また、後縁振動による流れ場及び翼面への影響を詳細に調べたところ、後縁振動によって翼型が変形し、それによって翼面上圧力分布が変化して圧力擾乱を生じ、その圧力擾乱が衝撃波の挙動を変化させていることがわかった。これらの結果より、後縁振動による翼列フラッターの制御は有効であると考え、流体・構造連成数値解析法を用いて解析した。その結果、 $\delta = 45^\circ$ の時には、振動振幅の発散を抑制することができ、 $\delta = -135^\circ$ の場合には振動振幅の発散を助長してしまうことがわかった。また、 $\delta = +45^\circ$ とし、翼の持つ全エネルギー（=翼の運動エネルギー+翼の構造エネルギー）がある一定値以上の場合のみ後縁振動がオンとなるようなオン-オフ制御を適用したところ、振動振幅の発散を抑えつづけ

ることができた。これらから、翼列フラッターの能動制御法として後縁振動による制御は非常に有効であることがわかった。

数値解析の結果を踏まえ、 piezo素子を貼り付けた翼を用いて実験を行った。piezo素子を貼り付けた翼の振動は、翼全体が振動するものの、前縁で振幅が小さく、後縁で振幅が大きいものであった。これは、後縁振動とは異なるが、それに近い振動形態であるため、この翼による翼列フラッターの能動制御法について、風洞実験で検討することとした。風洞実験では、翼自体の振動と、piezo素子による振動とを同時に行うことができないため、翼自体の振動によって誘起される非定常空気力と、piezo素子の振動によって誘起される非定常空気力とを別々に計測し、線形的に重ね合わせることによって制御の効果を調べる。テストセクションは7枚の翼が設置された直線翼列となっており、このうち中央の翼は並進振動をさせることが可能になっており、中央の翼から上流側、下流側ともに2枚ずつは非定常空気力を測ることができる。piezo素子による振動の影響を調べるときは、中央の翼を、piezo素子を貼り付けた翼と入れ替えて実験を行う。中央の翼を並進振動させ、振動翼、及び周囲の翼にかかる非定常空気力を計測し、影響係数法を用いて翼振動安定解析を行ったところ、無次元振動数 0.0078、翼間位相差 40° において翼振動が不安定になるという結果を得た。また、同じ無次元振動数において、piezo素子による振動の影響を計測し、翼振動とpiezo素子による振動の位相差 δ を考慮して重ね合わせを行った結果、 $\delta = 90^\circ$ の場合に制御の効果が最も高いということが確認できた。このことから、風洞実験によって、piezo素子による翼列フラッターの制御の可能性を示すことができた。

以上、数値解析及び風洞実験の結果より、piezo素子による翼列フラッターの制御が有効であると言える。