

博士論文（要約）

主翼上面エンジン配置形態の空力・空力弾性に関する研究

藤野 道格

博士論文（要約）

論文題目 主翼上面エンジン配置形態の空力・空力弾性に関する研究

氏名 藤野 道格

本論文では、航空機の主翼上面においてエンジンナセル（以下、『ナセル』と称す）を最適位置に配置することで、コンベンショナルな形態に比して全機の抵抗を軽減することができる、新しい空力設計コンセプトの『主翼上面エンジン配置形態』を提案し、各種の解析及び実験で実証されたその特長と効果について論じる。

現在の小型及び中型の航空機、特にビジネスジェット機においては、胴体後部にエンジンを取り付けるのが一般的である。しかし、この形態では、エンジンの取り付け構造部材やエンジンに係るシステムが胴体後部内に設けられるため、キャビンと荷物室の容積が犠牲になる。これは、小型機になるほど大きなデメリットとして顕在化する。主翼にエンジンを搭載することができれば、このようなデメリットを回避することが可能であるが、大型の旅客機に採用されているように主翼の下面にエンジンを配置した場合、ビジネスジェット機の機体サイズにおいては、エンジン直下のグランドクリアランスの確保が困難になること、またエンジン後流に位置するフラップを切り欠かなくてはならないというようなことも必要となるため、航空機的设计レイアウト上さまざまなデメリットが伴う。逆に、主翼の上面にエンジンを配置した場合、胴体内容積の最大化やエンジンのグランドクリアランスの確保、またフラップなどの切り欠きが不要になることによる高揚力装置の性能向上などにおいてメリットがあるが、主翼上面の流速が一樣流より高いため主翼とナセル間の空力干渉が大きくなり、特に高マッハ数域では、衝撃波が発生して造波抵抗が増加してしまうため、空力設計上の大きなデメリットとなり、高速機では主翼上面エンジン配置形態の採用は難しいというのが航空機の研究者と設計者の間における一般的な見解であった。

本論文では最初に、ナセルを主翼に対して空力的に最適な位置に配置することで、高マッハ数域でも主翼上面の造波抵抗を軽減できることを明らかにする。具体的には、ナセルリップの前面が高マッハ数域で生じる主翼上面の衝撃波の直後に位置し、かつ主翼上面からナセル下端までの高さがナセル長径（垂直方向）の $1/2 \sim 1/3$ に相当するとき、ナセルの **Blockage** 効果によって高マッハ数域における主翼上面の圧力ピーク値が低減し衝撃波が緩和され、抗力発散マッハ数を高めることができることを示す。これは、主翼とナセルという二つの

空力コンポーネントを最適な位置関係に置くことで、敢えて良好な空力干渉（favorable interference）を発生させて造波抵抗を低減し抗力発散マッハ数を高めることができるという新しい空力設計コンセプトに基づいている。この空力設計コンセプトを適用すれば、高マッハ数域における抗力発散マッハ数の低下を回避して飛行時の抵抗低減が実現でき、それと同時に胴体内の有効容積の拡大が可能となる。さらに、この最適な主翼上面エンジン配置形態を用いれば、例えば、抗力発散マッハ数が比較的低い自然層流翼型を高速機に採用することが可能となり、低中速時には自然層流翼のメリットである低摩擦抵抗特性を生かしつつ、高マッハ数域では主翼上面エンジン配置形態による造波抵抗の軽減を図ることもできる。これは、航空機の飛行ミッション全体でのより一層の抵抗低減、すなわち大幅な燃費効率の改善と飛行の高速化につながる。

次に本論文では、主翼上面エンジン配置形態におけるフラッター特性を明らかにする。通常、エンジンのような重量物を主翼に装着した場合、主翼の振動特性に大きな影響を与えるため、フラッター特性が大きく変化する。本論文で示す主翼上面エンジン配置形態ではエンジンが主翼上面後方にあり、エンジンの重心が主翼弾性軸の後方に位置する。このため、空力弾性上の不安定効果をもたらすアンバランスモーメントが生じ、空力弾性設計上クリティカルになる。そこで、最初に主翼に対するエンジン位置を変化させて、エンジンの主翼コード方向とスパン方向の各位置がフラッター速度に与える影響を検証した。エンジンが主翼弾性軸より前方にあるときフラッター速度が増加傾向を示し、またエンジンが主翼弾性軸より後方に位置するときフラッター速度が低下傾向を示すこと、そしてそのフラッター速度の変化量はエンジンがスパン方向において外翼側に位置するときほど大きくなることを示した。言い換えれば、エンジン位置がスパン方向において翼根部に近いほど、エンジンのコード方向の位置がフラッター速度に与える影響は少なくなることを実験により明らかにした。また、実機ではエンジンの重量のみならず、エンジン支持構造であるパイロンの曲げ剛性やねじり剛性、パイロンの取り付け部分の剛性などもフラッター特性に影響を及ぼす。そこで、パイロンの曲げ及びねじり剛性を変化させて、パイロン横曲げ振動数、パイロン・ヨーイング振動数及びパイロン・ピッチング振動数の変化が主翼のフラッター特性に与える影響を検証した。本論文では、ある振動数比においてフラッター特性が特有の変化を示すこと、すなわちパイロンの横曲げ振動数が主翼の非連成1次ねじり振動数の90%~100%の間にあるとき、またパイロンのヨーイング振動数が主翼の非連成1次ねじり振動数の90%付近にあるときに共にフラッター速度が最も高くなり、パイロンのピッチング振動数が、主翼の非連成1次曲げ振動数の125%付近にあるときにフラッター速

度が最も低くなることを明らかにし、主翼上面エンジン配置形態の空力弾性設計を行う際の主翼とパイロンの振動数比の設計指針を提示する。さらにエンジンセルを主翼上面に配置することによって変化する主翼の空気力がフラッター特性に与える影響を調べるため、解析及び遷音速風洞フラッター試験を行い、本論文で示す最適な主翼上面エンジン配置形態では高マッハ数域におけるフラッター速度の大きな落ち込み（Transonic Dip）が無いこと、またこの最適な主翼上面エンジン配置形態において、そのフラッター特性は、逆対称モードよりも対称モードのフラッターの方がクリティカルとなることをそれぞれ示した。

これらの解析及び実験結果により、高マッハ数域で造波抵抗を軽減する最適な主翼上面エンジン配置形態の性能上の優位性を実証するとともに、空力設計、空力弾性などの観点から設計指針を示し、実機適用における優位性を証した。

本論文で示した主翼上面エンジン配置形態は、ビジネスジェット機の商品性を構成する要素の中でとりわけ重要視されている低燃費と高速化（低抵抗化）及び居住性の向上（胴体内容積の最大化）を同時に実現することが可能であるため、高い商品性を有する次世代の小型ビジネスジェット機を実現する一つの重要な技術として位置付けられる。さらに将来的には、本論文で提案した主翼上面エンジン配置形態の空力的なメリットに加え、地上騒音の軽減、グランドクリアランスなどの制約がないことによる Ultra High Bypass Turbofan (UHB) など直径の大きいエンジンの搭載性の向上、切り欠きを持たない一体化フラップによる高揚力装置の効率向上、ランディングギアの短脚化による軽量化、また FOD (Foreign Object Damage) の最小化などが可能となることから、将来の旅客機や輸送機などへの技術応用も期待される。