

[別紙 2]

審査の結果の要旨

論文提出者名 小島孝之

修士（工学）小島孝之提出の論文は、「極超音速エアブリージングエンジンの制御に関する研究」と題し、4章からなっている。

将来の水平離着陸型宇宙往還機の実現に向けて、マッハ6程度の極超音速飛行まで作動するターボジェット系のエアブリージングエンジンの開発研究が進められている。超音速飛行用のエアブリージングエンジンの推力は、大気を取り込むインテークの性能（全圧回復率および流量捕獲率）に大きく依存する。一般的に、極超音速の空気流を取り込むインテークは、幾何学的な流路形状が同一であっても、内部流路入口部の流れの状態によって始動と不始動状態の2つのモードが存在する。インテークの全圧回復率は、始動から不始動状態へ遷移する限界において最大になり、また、その遷移はカタストロフィックに起こり、全圧回復率は急激に低下する特性を持つ。更に、2つのモード間の遷移にはヒステリシス的な現象が見られる。

宇宙往還機用のエアブリージングエンジンでは、離陸から最終の目的速度まで常に機体を加速することが要求される。すなわち、エンジンは常に最大推力を発生し、インテークが不始動へ遷移した場合には、直ちに再始動させなければならない。また、ほとんどが巡行飛行する航空機と異なり、常時加速飛行する宇宙往還機では、インテークへ流入する空気流速は非定常的に変化する。

本論文では、上述のような宇宙往還機に用いられる極超音速エアブリージングエンジンに固有の観点から、主流の空気流速が急速に変化する条件下におけるインテークの不始動回避制御と、不始動遷移後の迅速な再始動制御について研究を行っている。

第1章は序論であり、本研究の背景として極超音速エアブリージングエンジンに用いられるインテークの形態と、宇宙往還機用エンジンの制御を行う上での問題点を総括し、本研究の目的と全体構成を示している。

第2章は「インテーク始動時における不始動回避制御」と題し、宇宙往還機の加速飛行状態を模擬するため、通風中にマッハ数が連続的に変化する風洞条件（主流マッハ数 M2.2~M3.6、スイープ時間 18sec）下で実験を行い、インテークの性能指標で

ある全圧回復率と流量捕獲率を各マッハ数における最高性能の 90%以上に制御出来ることを実証している。本実験より、宇宙往還機のような急加速条件においても制御が可能であることを示し、本研究において提案したインテークのスロートマッハ数制御と終端衝撃波位置制御の方法が有効であることを示している。この実験では、終端衝撃波の位置制御系に外乱を発生させないようなインテークスロート部の抽気方法を提案するとともに、外部圧縮から混合圧縮へとインテークの圧縮形態が移行するときに、内部流路入口部に発生する剥離泡を取り除くことが必要であることを指摘し、インテークの中心体を強制的に移動する制御方法を提案している。

第3章は「インテーク不始動状態からの再始動制御」と題し、軸対称インテークと小型ターボジェットエンジンを組み合わせた超音速エアブリージングエンジンシステムにおける再始動制御の手法を構築し、超音速風洞試験によって、この手法を実証している。飛行中にインテークが不始動に遷移し、ガスジェネレーターが失火した状態を想定して、ターボジェットエンジンが着火し、インテークが再始動した後、全圧回復率、回転数、燃焼ガス温度を定格値まで回復させる再始動の制御を実証し、インテーク不始動遷移後の迅速な再始動および推力回復が可能であることを示している。また、ここでは、インテークの不始動遷移過程において、不始動遷移直後のエンジンシステムの応答性を明らかにし、不始動遷移によるタービンの破損を防止するため、不始動遷移直後に燃料を遮断する制御ロジックの有効性を示している。さらに、インテーク不始動時のバズの発生による火炎の失火現象を明らかにし、バズ回避に有効なバズマージンという制御量を提案している。

第4章は結論であり、本研究で得られた結果を要約している。

以上要するに、本論文では、ターボジェット系のエアブリージングエンジンを離陸からマッハ6程度まで加速する宇宙往還機の推進系に応用する観点から、その特性と問題点を風洞実験から明らかにし、宇宙往還機の推進系に固有の要求を満足するための新たな制御方法を提案しており、航空宇宙工学上貢献するところが大きい。

よって本論文は博士（工学）の学位請求論文として合格と認められる。