

審査の結果の要旨

論文提出者氏名 内 田 誠 之

本論文は、「ヘリコプタ用ターボシャフトエンジンの開発と実用化に関する研究」と題し、8章からなっている。

我が国における航空用ガスタービンエンジンは、戦後の長い空白の後、軍用機用エンジンのオーバーホール、ライセンス生産から始まり、国産エンジンの開發生産は一部軍用機用エンジンで行われてきたものの、民間機用エンジンでは、実用化に至ったエンジンは一例もなかった。このような状況で、平成9年6月に民間航空エンジンとして国内初の運輸省航空局の型式承認を取得し、平成11年10月より実運用が開始された民間ヘリコプタ用MG5シリーズターボシャフトエンジンについて、構想立案から実用化に至る一連の開発の考え方及びその実施結果を明らかにしている。すなわち、プロトタイプエンジン開発段階におけるエンジン構想の設定、主要要素の性能・強度設計、要素試験、プロトタイプエンジンの設計、試験等開発の流れを明示し、各々の過程で実施された各種設計、最適化検討の結果、及び性能、強度、寿命、コスト、部品点数、重量等それぞれ相反する特性のバランスを取りつつ全体システムとして統合した航空エンジンの開発・設計の結果を明らかにしている。さらに、民間航空エンジン型式承認を取得した実用エンジンについて、その技術内容、試験結果等を通じて、民間航空エンジンの安全性・信頼性実証に基づく実用化へ至るまでの結果を明らかにしている。

第1章「序論」では、本研究の目的を明らかにし、エンジン開発・設計の流れの中で重点項目と最適化のポイントを示し、本論文の構成を説明している。

第2章「エンジン全体構想の設定」では、小型ターボシャフトエンジンの技術動向について、燃料消費率と出力重量比、圧縮機圧力比とタービン入口温度、エンジン出力応答性について調査している。この結果を基に、エンジンシステムとしての最適化検討をエンジン性能と熱サイクル、コストパフォーマンスと性能・強度、エンジン全体構造と形式について行い、プロトタイプエンジン全体構想に集約している。すなわち、圧縮機とタービンの全ロータは単段構成、出力850馬力、圧力比11、タービン入口温度1,100℃としている。

第3章「エンジン要素の性能」では、単段で圧力比11という世界最高の圧縮機の設計について、空力性能及び構造・強度の最適化ポイントを明らかにした上で、三次元流動解析を一部利用して設計を行った。この試作機の単体性能実験を行い、定格点ではやや目標値を下回ったものの、ほぼ満足できる性能が得られている。さらに、可変入口案内翼付き遠心圧縮機の特性を測定し、サージ余裕の増大を確認している。次に、燃焼器は従来技術の調査と流動試験等で出口温度不

均一率の小さい燃焼器を設計し、性能試験の結果目標値を上回っていることを確認している。また、高遷音速タービンの設計について、圧縮機同様に設計手順と最適化ポイントを明らかにし、高圧タービンは断熱効率 86%、出力タービンは 90%と、小型タービンとしては非常に高い目標を定めている。この目標達成のため、準三次元流動解析により翼高さ方向の速度三角形及び翼型を決定した。性能確認のため、二次元の翼列試験、環状翼列試験及び回転翼列試験を行い、ほぼ目標値を達成していることが分かった。高圧タービンは 1,100℃と高温のため翼冷却が必要であるが、翼高さ及び翼弦長が約 20mm の世界最小の動翼への冷却構造を設計し、性能試験によりほぼ満足できる冷却効率を確認している。

第 4 章「エンジン要素の構造・強度」では、圧縮機、タービンの回転機部分の低サイクル疲労寿命、翼振動、タービン動翼のクリープ寿命等の検討を行っている。圧力比 11 を単段で実現する圧縮機は周速が約 680m/s と速く、出口温度も 400℃を超えるため、材料の選定、形状、回転数、温度・応力分布、翼振動等について繰返し解析を行い、設計している。タービンも圧縮機同様の手順で繰返し解析を行い、設計している。また、航空エンジンでは過回転や過温度に対するロータ保全、ディスク破断、ディスク保護、動翼飛散時の貫通防止が必須条件であり、これらの安全確認を行い、評定値に対する余裕値を示している。さらに、このエンジンでは出力軸が高圧軸の中を貫通して減速機に結合される長軸であり、しかも出力タービンがオーバーハングする構造であるため、危険速度が定格回転数以下の領域にある。作動時の異常振動を抑制するため、油膜ダンパの効果を解析により確認している。

第 5 章「航空エンジンとしての機能」では、出力応答性、入口ディストーション及び水吸込み特性、圧縮機サージ余裕、耐環境性を論じている。すなわち、可変入口案内翼付き遠心圧縮機の採用により、圧縮機回転数を一定にしたまま案内翼の角度を急変させ、出力を急変させることが可能になった。一例として、回転数 51,000rpm(定格の 98%)で翼角度を 4 度と 55 度の間を約 1 秒で変化させた時、出力は 220 馬力(定格の 25%)と 810 馬力(定格の 95%)の間を約 1.3 秒で応答することを実証した。軸流圧縮機ではこのようなことは不可能で、この結果は世界でも例のない貴重なものである。また、航空エンジンでは機体の速度、姿勢、気象条件等による入口ディストーションや降雨時の水吸込みによる圧縮機特性の変化を調べ、サージ余裕の変化は約 2%と小さいことを確認している。さらに、可変入口案内翼の採用により最大 22%のサージ余裕が得られ、加速余裕を最大 13%確保でき、従来エンジンよりかなり大きい値を得ている。その他、耐環境性として、高・低温条件、速度、高度、鳥吸込み、氷吸込み、砂吸込み、着氷環境、外部荷重、姿勢等の検討項目を整理している。

第 6 章「MG5 プロトタイプエンジン全体設計と試験結果」では、高圧力比単段遠心圧縮機及び高遷音速タービンの試作研究結果を基に、プロトタイプエンジンを設計し、性能試験、基礎耐久試験、応答性向上試験、高空基礎試験等を実施した。エンジンは、減速機部分、高圧回転部からなるコアエンジン部分及び出力タービン部分からなるモジュール構造とし、分解・組立及び整備・点検の容易化を図っている。エンジン仕様は、30 分定格 850 馬力、連続定格 750 馬力、

圧力比 11, タービン入口温度 1,100℃, 空気流量 2.9kg/s である。基礎性能は、海面静止状態のベンチ試験で始動時間, 再始動試験, 出力と燃料消費率の関係, 圧力比, タービン温度, 空気流量等と回転数のマッチング等, 目標をほぼ達成していることを確認している。また, 高空性能として, 高度 20,000ft, 速度 0 条件における始動で, 着火まで 4 秒, アイドルまで 34 秒の結果を得ている。定常状態の性能については, 高度 30,000ft まで 10,000ft 毎にマッハ 0.5 までの結果を示している。さらに, 耐久試験では, 6 時間を一つのパターンとし, 25 回繰返す総計 150 時間耐久試験の実施が求められている。2 台のプロトタイプエンジンでは, この耐久試験を含んで総運転時間は約 3 年間で 850 時間に達している。連続運転時間は 1 台が 350 時間であった。以上の試験結果により, プロトタイプエンジンの性能が確認され, 実用化が可能となったことを示している。

第 7 章「民間ヘリコプタ用エンジンとしての実用化」では, プロトタイプエンジン及び要素の開発試験結果を反映して設計した実用エンジンの全体システム, 燃料系統, 補機・潤滑系統, 制御システムを示している。さらに, エンジンの型式承認取得のための安全性・信頼性の実証方法及び試験結果を明示し, 型式承認を得るまでの経過を述べている。

第 8 章「結論」では, 以上を総括するとともに, プロトタイプエンジンの構想設定段階における計画値とプロトタイプエンジンの性能及び実用エンジンの試験結果をまとめて比較して, 本設計手法の有効性を明らかにしている。

上記のように本論文は, ヘリコプタ用ターボシャフトエンジンの開発に際し, 構想段階における開発目標の設定方法, 開発段階における設計手順及び要素性能・構造・強度の試験結果等を明らかにし, その結果を実用機の設計システムに適用して, 国産エンジンとして初めて航空エンジン型式承認を得るまでを明らかにした点から, 機械工学, 特にガスタービン工学の発展に寄与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。