

論文の内容の要旨

論文題目

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

氏名 内田 誠之

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、ライセンス国産から始まり、国産開発については一部軍用機用エンジンの開発が行われてきたものの、民間機用エンジンについては、1970年代の通産省大型プロジェクトとしてFJR710ターボファンエンジン等の実験機用の開発例はあるが、実用化に至ったエンジンは一例も無い状況であった。

本論文では、このような状況の中で、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シリーズエンジンについて、先ずそのプロトタイプエンジン開発段階での、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らかにし、各々のプロセスの中で実施された各種設計、最適化検討の結果を示すと共に、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とりつつ、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する。

次に実用化段階として、国内初の民間航空エンジン型式承認を取得したMH2

000ヘリコプタ用MG5-100/-110ターボシャフトエンジン（図1に断面図、表1に主要諸元を示す）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の結果を明らかにする事により、航空エンジンの構想設定から実用化に至る一連の開発の考え方、及びその実際を明らかにする事を目的とする。

尚本エンジンは、平成11年度に、国内初の純国産民間ヘリコプタMH2000Aとして機体と共に日本航空宇宙学会賞技術賞、またエンジン単独で日本ガスタービン学会賞技術賞を受賞したものである。

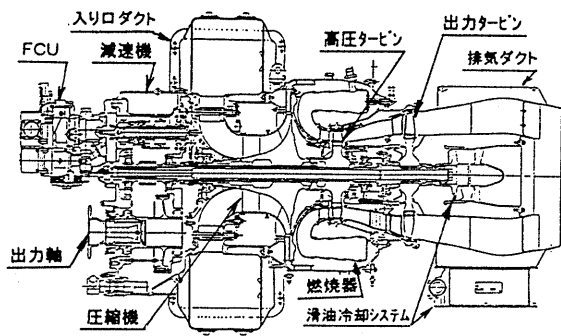


図1 MG5-110エンジン断面

表1 MG5エンジン主要諸元

		MG5-100	MG5-110
出力	2.5分片発定格	—	922SHP
	30分片発定格	840SHP	876SHP
	離陸定格	800SHP	876SHP
	連続定格	780SHP	772SHP
	連続定格(90%回転)	—	694SHP
寸法(L, W, H mm)		1154*574*675	1170*574*730
乾燥重量(Kg)		154	154
回転数	高压軸(rpm)	51600	51870
	低压軸(rpm)	32500	32500
	出力軸(rpm)	5700	5700
	出力軸(90%回転)	—	5130
作動域	高度(ft)	0~15000	
	速度(M)	0~0.3	
	気温(°C)	-3.5~標準大気+30	

本論文の対象である出力800~900馬力クラスのヘリコプタ用ターボシャフトエンジンの開発経緯は以下の通りである。

- ①：先ず、本エンジンの最大の特徴である高圧力比単段遠心圧縮機（世界最高の単段圧力比11：1）に付いては、1982年~1986年の間に圧力比12：1の単段遠心圧縮機（小型モデル、400馬力相当）の研究開発を実施した。
- ②：次に、この高圧力比単段遠心圧縮機の研究開発成果を生かして、1987年~1991年にMG5プロトタイプエンジンの開発が行われた。

このプロトタイプエンジンの開発成果を元に、ミリタリーヘリコプタ用TS1エンジン及び民間ヘリコプタ用MG5シリーズへと発展したものである。

- ③：最後に実用化として、民間ヘリコプタ用MG5の開発は1992年から開始され、1997年に-100エンジン、1999年に-110エンジンの型式が承認され、同年10月から実運用が開始されたものである。

本論文の概要は、これら一連の開発・実用化という流れの中で、特にプロトタイプエンジン開発期間中に実施された各種設計、最適化検討について、

①：エンジンの構想設定、システムとしての最適化検討、
②：エンジン全体設計に先立つ高圧力比単段遠心圧縮機、燃焼器、高遷音速タービン等主要要素の性能最適化検討、空力設計、設計の為の翼素データ取得試験（翼列特性、冷却特性等）、更には性能確認のための要素性能試験、

③：高圧力比であるが故の圧縮機、タービンの強度最適化検討、振動、応力等の強度設計、低サイクル疲労（LCF）寿命、クリープ寿命等の検討、

④：更には航空機特有の機能として、エンジン出力応答性向上、インレットディストーション、圧縮機サージ余裕等の検討

等の各プロセスにおける設計の流れ、最適化検討のポイント及びその結果について考察したものである。次にエンジン全体として、

⑤：上記設計、最適化検討の結果を、最終的にMG5プロトタイプエンジン全体設計結果として集約。試作エンジンによる地上性能、高空性能、耐久等の試験結果と、その設計の妥当性実証。

⑥：最後に民間ヘリコプタ用エンジン実用化として、MG5-100/-110エンジンの型式承認取得の為の試験等を通じて、信頼性・安全性の実証。等を明らかにしている。

本論文で明らかにする開発・設計結果は、プロトタイプエンジン開発及び民間ヘリコプタ用エンジン実用化の中で実施したものであるが、その開発・実用化の流れと、設計における最適化検討のポイントの概要は以下の通りである。

（1）先ず外国のエンジン技術動向調査として、燃費率、出力重量比、圧縮機圧力比、タービン入口温度等の主要パラメータの動向調査を行い、目標とするエンジンの狙うべき方向を定めた。

（2）次にシステム最適化の観点から、先進ヘリコプタに必要な特性、又その特性から得られるエンジンへの要求事項、最後にその要求を満たす為にはエンジン設計はどうあるべきかという検討による、エンジン概念構想の設定を実施した。

（3）又、この構想に合致する国産エンジンを開発するに当たり、自身の技術力と外国との技術ギャップを認識した上で、技術課題つまり開発重点項目を特化、

逆に従来技術で対応して開発リスクを軽減する項目を明確化した。

本エンジンの場合具体的には、単段で世界一の圧力比という事から高圧力比遠心圧縮機、高遷音速で世界最小サイズの冷却翼という事から空冷高圧タービン、更に圧縮機と可変入口案内翼を組合わせたエンジン出力応答性向上に重点を置き、出力タービン、減速機については、従来技術で対応した。

(4) 同時に、エンジンシステムの最適化という観点から、エンジン全体性能と熱サイクルのパラメトリックスタディー、エンジン全体構造、形式の比較検討、コストと性能、更には性能と強度の最適化検討を実施した。

(5) 以上の各段階での検討結果を統合して、エンジン全体構想を固めた。

(6) 次の段階として、各主要要素にブレークダウンした要素性能の最適化、具体的には、圧縮機、燃焼器、タービンの目標効率の設定と空力設計、タービン冷却設計、更には設計の為のデータ取得試験及び要素性能確認試験を行なった。

(7) また同時に、主要要素構造・強度の最適化、具体的には圧縮機、タービンのディスク、翼部、翼根部の強度設計と低サイクル疲労、クリープ等の寿命推定の他、強度の観点からインペラ、ディスク等形状の最適化検討を実施した。

(8) 更には、航空エンジン特有の機能として出力応答性、ディストーション、水吸込み、及びこれらの影響を受ける圧縮機サージ余裕の検討等を実施した。この内、エンジン出力応答性の向上については、遠心圧縮機と可変入口案内翼の組合せによる、世界に類を見ない高応答化アイデア(国内外特許取得済)を適用し、プロトタイプエンジンを用いた試験によりアイドル～定格出力間で1秒レベルの高速応答を実現した。

(9) 以上の各要素の性能・強度・機能最適化検討の統合としてプロトタイプエンジン全体設計が確定し、更にはプロトタイプエンジンとしての各種試験を通して、設計の妥当性確認が行われた。

(10) 最後に実用化という意味で、上記プロトタイプエンジンをベースに、民間航空エンジンとして型式承認を取得したMG5-100/110エンジンの設計結果、更には安全性・信頼性の実証方法、結果について示す。この実証試験の結果として型式承認が発行されたものであり、これにより開発・設計の妥当性実証が行われ、実用に供する事への信頼性・安全性が確認されたものである。

以上