

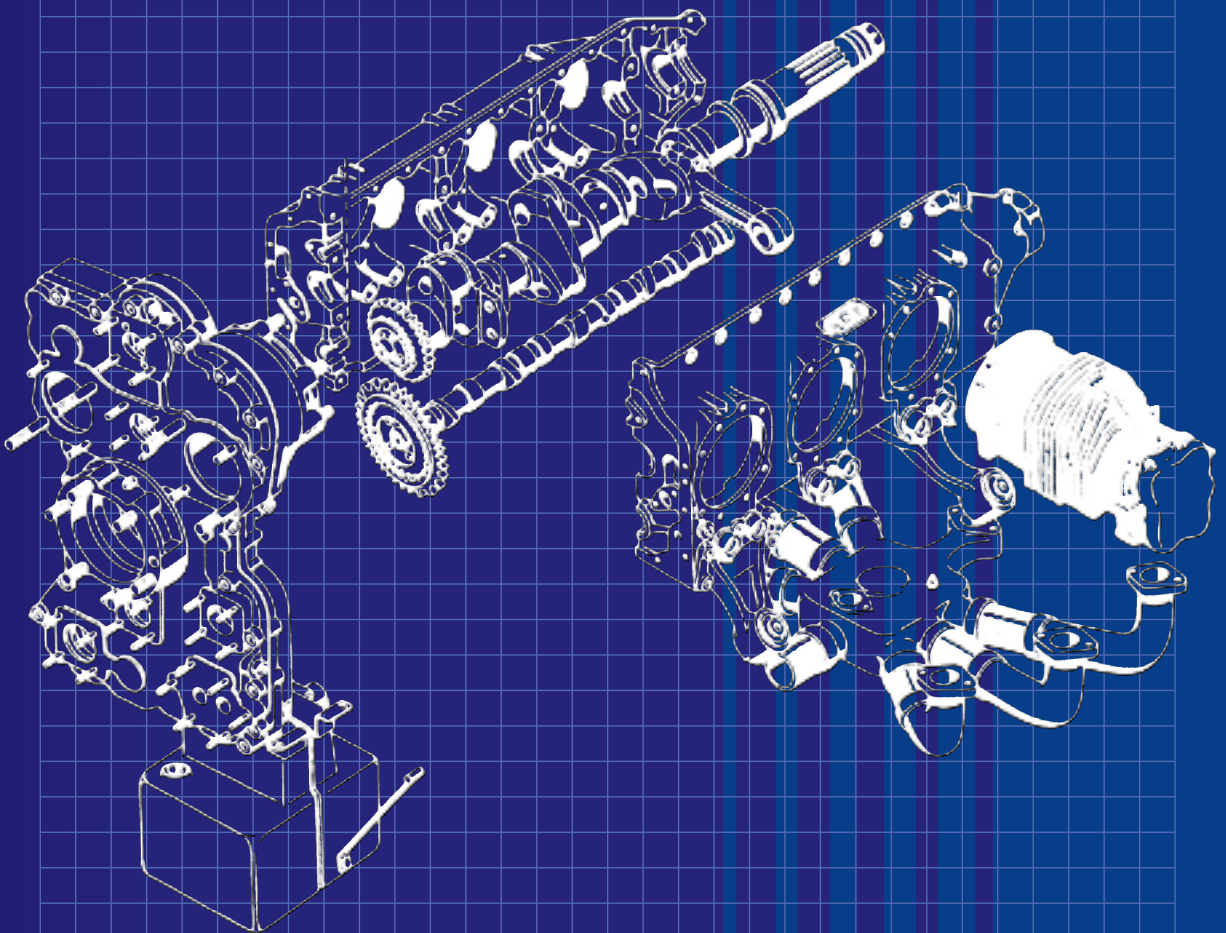
航空工学講座 5

# ピストン・エンジン

---

## Piston Engine

---



公益社団法人 日本航空技術協会

## 目 次

第1章 航空エンジンの分類と発達 .....	1
概要 .....	1
1-1 エンジンの分類 .....	1
1-2 航空エンジンの発達 .....	3
第2章 ピストン・エンジンの概念 .....	8
概要 .....	8
2-1 ピストン・エンジンの具備条件 .....	8
2-2 エンジンの各種型式および優劣度 .....	11
第3章 エンジンの熱力学 .....	16
概要 .....	16
3-1 熱量と仕事 .....	16
3-2 完全ガスの性質 .....	19
3-3 サイクル .....	22
3-4 内燃機関のサイクル .....	24
第4章 エンジンの出力および効率 .....	28
概要 .....	28
4-1 サイクルおよび行程 .....	28
4-2 4サイクル・エンジンおよび2サイクル・エンジン .....	29
4-3 シリンダ圧力とエンジン出力 .....	32
4-4 出力の計算と測定 .....	37
4-5 エンジンの効率 .....	40
4-6 エンジン出力を支配する要素 .....	43
4-7 4サイクル・エンジンのバルブ・タイミング .....	48
第5章 エンジンの構造 .....	51
概要 .....	51
5-1 一 般 .....	51
5-2 対向型エンジンの構造 .....	56

第6章 エンジンの力学	89
概要	89
6-1 ピストンの運動	89
6-2 ピストン・クランク・シャフト系に作用する力	92
6-3 エンジンの釣り合い	96
6-4 クランク・シャフトの振り振動	99
6-5 エンジンの振動	103
第7章 燃料の燃焼	104
概要	104
7-1 ガソリンの燃焼	104
7-2 正常燃焼の炎速度と燃焼圧力	108
7-3 デトネーション	111
第8章 過給装置	116
概要	116
8-1 スーパーチャージャの目的および型式	116
8-2 ギア駆動型遠心式スーパーチャージャ	118
8-3 排気駆動型遠心式スーパーチャージャ	120
8-4 過給のインジケータ線図	124
第9章 燃料制御系統	126
概要	126
9-1 燃料制御系統一般	126
9-2 フロート式キャブレタ	135
9-3 圧力噴射式キャブレタ系統	145
9-4 燃料噴射系統	148
9-5 エンジン駆動燃料ポンプ	156
第10章 点火系統	157
概要	157
10-1 点火系統一般	158
10-2 高圧マグネト系統	161
10-3 低圧点火系統	178

10-4	与圧マグネット系統	179
10-5	バッテリー点火系統	180
10-6	補助点火系統	181
10-7	点火スイッチ	186
10-8	点火ハーネス	188
10-9	点火プラグ	190
<b>第11章</b>	<b>オイルと潤滑系統</b>	<b>197</b>
	概要	197
11-1	航空用オイル	197
11-2	潤滑系統	201
<b>第12章</b>	<b>冷却系統</b>	<b>210</b>
	概要	210
12-1	熱の消散と冷却装置	210
12-2	エンジンの作動温度	210
12-3	シリンダ・ヘッド・テンプレの影響	211
12-4	シリンダ・ヘッド・テンプレの指示と制御	211
12-5	冷却系統	213
12-6	排気ガス・エジェクタ	216
12-7	強制冷却	217
<b>第13章</b>	<b>航空燃料（ガソリン）と燃料系統</b>	<b>218</b>
	概要	218
13-1	航空燃料（ガソリン）の具備条件	218
13-2	航空燃料（ガソリン）の揮発性	220
13-3	航空燃料（ガソリン）のアンチノック性	223
13-4	航空燃料（ガソリン）の規格および等級	226
13-5	燃料系統	228
<b>第14章</b>	<b>始動装置</b>	<b>230</b>
	概要	230
14-1	スタータの種類	230

第 15 章 エンジンの取付けと制御系統 .....	234
概 要 .....	234
15 - 1 エンジン・マウント .....	234
15 - 2 エンジン制御系統 .....	235
15 - 3 エンジン火災探知系統および消火系統 .....	240
第 16 章 運用と整備 .....	241
概 要 .....	241
16 - 1 定 格 .....	241
16 - 2 エンジン性能曲線 .....	244
16 - 3 運 用 .....	247
16 - 4 その他 .....	261
索 引 .....	267

# 第1章 航空エンジンの分類と発達

## 概 要

航空機の飛行に必要な推進力をつくり出す装置が航空エンジンであり、多種多様の航空機に適するよう、現在多くの型式の内燃機関が航空エンジンとして使用されている。

この内燃機関（ピストン・エンジン）が発明され大規模に発達したのは19世紀中であり、1876年 August Otto 等 によって最初の4サイクル・エンジンがつくられた。

1883年 Gottlieb Daimler により、燃料にガソリンを使用する今日のものとほぼ同じ形式の4サイクル・ガソリン・エンジンをつくり、自動車への使用に成功した。

1903年にはライト兄弟は自作飛行機に自動車用ガソリン・エンジンを改造したエンジンを装備して、最初の動力飛行に成功し、第一次世界大戦を契機に飛行機は急速に発達した。

その後飛行機の世界速度向上研究が進められ、飛行機設計の改良、エンジンおよびプロペラの改良は進んだが、航空用ピストン・エンジンが大型化の限界と、プロペラ推進による高速化の限界に達し、これに代わるべき新しい動力装置として登場したのがターボジェット・エンジンである。これは機械的には回転運動のみで高速ガスを噴出し、その反力で、プロペラに依らず大推力を得るものであった。

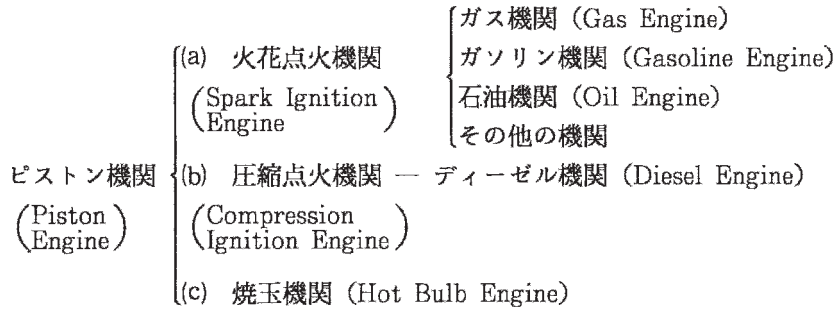
一方小出力用としては正面面積およびバランスの点で有利な水平対向型ピストン・エンジンが一般に使用され、現在に至っている。

### 1-1 エンジンの分類

航空機の飛行に必要な推力（推進力）をつくり出す装置が航空エンジンであり、多種多様の航空機に適するよう、現在多くの型式の内燃機関（炭化水素系燃料の持っている化学的エネルギーを空気との燃焼によって熱エネルギーに変え、これを機械的仕事に変換する機関）が航空エンジンとして使用されている。

航空エンジンは、作動ガス（流体）の圧縮方法、作動ガスおよび推進力を生み出すガス（流体）の種類により表 1-1 のように分類できる。

ピストン・エンジンは点火方法と燃料によって次のように分類できる。



航空ピストン・エンジンは燃料としてガソリンを使用し、ピストンの往復運動により燃料と空気の混合気を吸い込み、圧縮し、それに電気火花で点火することにより発生した熱エネルギーを、回転運動に変換し、プロペラを駆動することにより推進力をつくりだす機関である。

本章では、現在までのその発達の経過と、型式および航空機に使用するために考慮しなければならない条件について述べる。

表 1-1 航空エンジンの分類

エンジン型式	圧縮の方法	エンジン作動ガス	推進力を生み出すガス
ピストン・エンジン	ピストンの往復運動による	燃料 / 空気混合気	空気 (プロペラ駆動による)
ターボジェット・エンジン ターボファン・エンジン	タービンで駆動される 圧縮機の回転による	燃料 / 空気混合気	エンジン作動ガスと同じ
ターボプロップ・エンジン ターボシャフト・エンジン		燃料 / 空気混合気	空気 (プロペラ / 回転翼駆動による)
ラムジェット・エンジン	高速飛行によって生じる動圧による	燃料 / 空気混合気	エンジン作動ガスと同じ
パルスジェット・エンジン	燃焼から生じる圧力および弁の開閉による	燃料 / 空気混合気	エンジン作動ガスと同じ
ロケット・エンジン	燃焼から生じる圧力による	酸化剤 / 燃料混合気	エンジン作動ガスと同じ

## 1-2 航空エンジンの発達

### 1-2-1 初期のエンジン

内燃機関（ピストン・エンジン）が発明され大規模に発達したのは19世紀中である。

燃料にガスを使用する最初の4サイクル・エンジンが1876年ドイツ人 August Otto および Eugen Langen によってつくられた。

1883年にドイツ人 Gottlieb Daimler は、燃料にガソリンを使用する今日のものとほぼ同じ形式の4サイクル・ガソリン・エンジンをつくり、ドイツ人 Karl Benz もそれに似たガソリン・エンジンをつくった。

このDaimler と Benz のエンジンは自動車に使用され成功し、以後この種のエンジンは急速な進歩を遂げて、今日に至っている。

### 1-2-2 最初の航空用エンジン

19世紀中にも多くの人々が飛行機に各種のエンジンを装備し、動力飛行を試みたが、1800年代にはついに成功するに至らなかった。

1903年12月17日米国人のライト兄弟は自作の飛行機に自動車用ガソリン・エンジンを改造したエンジンを装備して、最初の動力飛行に成功した。成功の主要因としてガソリン・エンジンを選定されたことがあげられる。

表1-2は各種エンジンの馬力当たりの重量を示しているが、航空用ガソリン機関がとても軽いことが分かる。ガソリン・エンジンの重量の低さが他の機関では達成できなかった飛行機の動力飛行を成功させ、引き続き各種航空機のエンジンとして使用されてきた理由である。

表 1-2

分 類	原 動 機 名 称	出力当たり重量 kg/PS
電 動 機	軽 量 型 電 動 機	5～7
船 舶 用 原 動 機	蒸 気 機 関	80～200
	デ ィ ー ゼ ル 機 関	5～30
自 動 車 用 原 動 機	デ ィ ー ゼ ル 機 関	3～7
	ガ ソ リ ン 機 関	1.1～2.0
航 空 用 原 動 機	空 冷 式 ガ ソ リ ン 機 関	0.5～1.2
	ターボジェット機関	0.15～0.5 $\left(\frac{\text{重量 kg}}{\text{推力 kg}}\right)$
	ターボシャフト機関	0.10～0.30 $\left(\frac{\text{重量 kg}}{\text{軸出力 PS}}\right)$



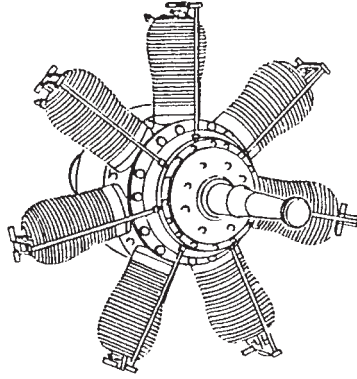


図 1-1 回転式空冷星型エンジン

### 1-2-3 航空用ピストン・エンジンの発達

ライト兄弟の成功後、第一次世界大戦を契機に飛行機は急速に発達した。

飛行機の大型化、高速化は、航空用ピストン・エンジンの高出力化、軽量化を促すこととなり、製造者は空冷方式の採用、エンジン構造への軽合金の使用、星型など重量を省くシリンダ配列の採用などにより対応した。

航空用ピストン・エンジンの発達過程で、1910年代に広く使用された形式の一つに回転式空冷星型エンジンがある。

初期の航空用ピストン・エンジンはシリンダが全部銅で作られており、飛行機の数も低かったため、空冷式エンジンにおいてはシリンダの冷却を十分に行うことができなかった。このため、クランク・シャフトを機体に固定し、クランク・ケースおよびシリンダがその周りを回転することでシリンダ冷却を行うようにしたものである（図 1-1）。

回転式エンジンは、回転部の質量が大きくそのトルクとジャイロ効果で飛行機の制御が困難となるなど、構造上、使用上において大きな欠点があるため、その後、固定式（現在使われている形式—クランク・ケースおよびシリンダが機体に固定されている）でもエンジン・カウリングの改良およびシリンダの冷却性向上で十分なシリンダ冷却が可能となったことにより、過去のものとなった。

航空用ピストン・エンジンの軽量化は、設計や工作技術の進歩、金属材料の発達などにより進められ、ライト機のエンジンにおいて 6 lb (2.7 kg) ぐらいであった馬力当たり重量は、1.2 lb (0.54 kg) ぐらいになり 1 lb (0.45 kg) を切るものも出現した。

航空機は次第に大きさ、搭載能力および速度が増加してきた。これらの増加とともに、より大きな出力への要求があり、これはエンジンとプロペラの改善によって満たされてきたが、その一方で航空用ピストン・エンジンは次第に複雑になってきた。

より多くの出力を得るために、より多くのシリンダが加えられたが、その結果としての大きさと

重量の増加は多くの点で事態を複雑にした。例えば大型エンジンは、その出力の30%以上を自身とその装備などを動かすときの抗力および冷却に使用しなければならなくなった。そのため出力がR-4360型（四重星型、28シリンダ）などにより3,500馬力に達したころ、その大型化の限界を見せ始めた。

#### 1-2-4 タービン・エンジンの出現および発達

飛行機の速度の向上については熱心な研究が進められ、飛行機設計の改良、エンジンおよびプロペラの改良によって最大750 km/hぐらゐまで達成されたが、プロペラ効率などの理由から高速化の限界に達した。

航空用ピストン・エンジンが大型化の限界に、プロペラによる推進方法が高速化の限界に達したころ、これらに代わるべき新しい動力装置として登場したのがターボジェット・エンジン（Turbojet Engine）である。ピストンの往復運動を回転運動にする複雑な構造を回避して、圧縮機（Compressor）、燃焼器（Combustor）、タービン（Turbine）の三者を組み合わせることで回転運動のみで高温高速のガスをつくりだし、その噴出の反動により推力（Thrust）を得ようとするものであった。これは飛行機からプロペラ機構を取り去って、しかも大きな推力を与え得るものであった。

ドイツのメッサーシュミットが1939年にHeS3B（推力500 kg）を付けた世界初のジェット機の飛行に成功し、1941年には英国において、ホイットルの発明によるW-1型（推力385 kg）を付けたGlobster E28/29が605 km/hで初飛行を行った。これらの成功を口火として、ターボジェットをはじめとするガスタービン・エンジンは急速に発達し、遷音速から超音速の飛行が容易に実現できるようになった。

ジェット・エンジンはその後、圧縮機の前に直径の大きいファンを取り付け、それにより燃費を大幅に改善し、騒音を減少したターボファン・エンジン（Turbofan Engine）に発展し、ボーイング747などの大型民間旅客機を実現させることとなった。

またジェット・エンジンの進歩にやや遅れ、これにプロペラを組み合わせ、ガスタービンの出力でプロペラを駆動することにより推力に変えるターボプロップ・エンジン（Turboprop Engine）、さらに同様の原理で回転翼を駆動するヘリコプタ用のターボシャフト・エンジン（Turboshaft Engine）も出現し、300～6,000馬力ぐらゐまで多くのエンジンが実用化され、従来ピストン・エンジンを使用していたプロペラ機、ヘリコプタの分野にもガスタービン・エンジンが一般に使用されるようになった。

これらのエンジンは、いずれもピストン・エンジンに比べて小型軽量の割に大きな出力（推力）が得られること、整備が容易なこと、振動が少ないことなど航空用エンジンとして多くの利点を持っていることから、現在では大型民間旅客機、大型軍用機のほとんどに、また中型飛行機、ヘリコプタの多くにガスタービン・エンジンが使用されるようになった。

### 1-2-5 最近の航空用ピストン・エンジン

航空用ピストン・エンジンは、かつては小出力用として空冷直列（正立、倒立）型・V列（正立、倒立）型・星型、大出力用として空冷多重列星型・水冷V型など数多くの形式のものが使われていた。現在の小出力エンジンは正面面積・形状およびバランスの点で有利な空冷水平対向型（ヘリコプタ用にこれを垂直に取り付ける垂直対向型もある）に移ってきている。

現在、航空用ピストン・エンジンはロシア、ポーランド、チェコスロバキアなど東欧において列型・星型が続けて製造されているほかは、ほとんど対向型（水平・垂直）だけが製造されている。

今日の水平対向エンジンの基本型は、1940年ころにコンチネンタル社によって完成し、その後ライカミング社、フランクリン社も水平対向エンジンの製造に参入した。第二次世界大戦後米国が世界の航空機のリーダーとして急成長し、小型機の生産も急増した時代を背景に、水平対向型エンジンはその本来の利点に加え、戦争中大型星型エンジンで開発された次のような技術を採用し、その性能を向上させたことにより、現在の独走態勢となった。

大戦後に採用された改良としては、半球型燃焼室、振子式ダイナミック・ダンパ、油圧タペット、プロペラ減速装置、燃料噴射系統およびスーパーチャージャ（Super Charger）などがある。

第二次世界大戦当時、軽飛行機が比較的低高度の飛行に限定されていたのに対し、こうして改良された水平対向型エンジンにより、今日では20,000 ft (6,096 m) を超えた高度でも巡航できるようになった。

なお、前述のフランクリン社は、その後、水平対向型エンジンの製造から脱落し、現在水平対向型航空用ピストン・エンジンはほとんどが米国のライカミング社（Avco Lycoming、Williamsport Div.）およびコンチネンタル社（Teledyne Continental Motors）で製造されている。

表 1-3 および表 1-4 にライカミング社製およびコンチネンタル社製の対向型エンジンの要目表を示す。

(以下、余白)

## 1-2 航空エンジンの発達

表 1-3 ライカミング社製対向型

型 式	海面上出力		気筒容積 in <sup>3</sup> (l) 気筒数	圧縮 比	燃 料 オクタン	重 量 lb (kg)	減速 比	搭 載 機 種
	離 昇 hp/rpm	連続最大 hp/rpm						
O-235-L2C	118/2,800	112/2,600	233 (3.82) 4	8.5:1	100/100	218 (99)	D	セスナ 152 パイパー PA-38
O-320-A2B	150/2,700	150/2,700	319.8 (5.2) 4	7.0:1	80/87	272 (123)	D	エアロコマンド 100 パイパー PA-28-140 セスナ 177
O-320-D2A, -D3G	160/2,700	160/2,700	319.8 (5.2) 4	8.5:1	91/96	250 (113)	D	富士 FA-200-160 セスナ 177
IO-360-B1B	180/2,700	180/2,700	361.0 (5.92) 4	8.5:1	91/96	295 (134)	D	富士 FA-200-180
HIO-360-A1A	180/2,900	180/2,900	361.0 (5.92) 4	8.7:1	100/130	315 (143)	D	ヒューズ 269B
TVO-435-A1A	260/3,200	220/3,200	434.0 (7.8) 6	7.3:1	100/130	468 (212)	DV	川崎ベル 47G3B-KH4
TVO-435-D1A, B	270/3,200	220/3,200	434.0 (7.8) 6	7.3:1	100/130	478 (217)	DV	川崎ベル 47G3B-KH4, ベル 47G3B-1
IO-540-K1B5	300/2,700	300/2,700	541.5 (8.86) 6	8.7:1	100/130	442 (200)	D	BN-2A-2
IGSO-540-B1A, C	380/3,400	360/3,200	541.5 (8.86) 6	7.3:1	100/130	532 (241)	77:120	エアロコマンド 680F, 680FL
TIO-540-R2AD	340/2,500	340/2,500	541.5 (8.86) 6	7.3:1	100/130	399 (181)	D	富士モデル 700
TIO-541-E1A4	380/2,900	380/2,900	541.5 (8.86) 6	7.3:1	100/130	595 (270)	D	ビーチ A60

表 1-4 コンチネンタル社製対向型

型 式	海面上出力		気筒容積 in <sup>3</sup> (l) 気筒数	圧縮 比	燃 料 オクタン	重 量 lb (kg)	減速 比	搭 載 機 種
	離 昇 hp/rpm	連続最大 hp/rpm						
O-200-A~C	100/2,750	100/2,700	201 (3.3) 4	7.0:1	80/87	190 (86)	D	セスナ 150
O-300-A~E	145/2,700	145/2,700	301 (4.9) 6	7.0:1	80/87	268 (122)	D	セスナ 172
TSIO-360F	200/2,575	200/2,575	360 (5.9) 6	7.5:1	100/130	385 (175)	D	パイパー PA-28R-201T
IO-470-K	225/2,600	225/2,600	471 (7.7) 6	7.0:1	80/87	400 (181)	D	ビーチ E33
GTSIO-520-F	435/3,400	435/3,400	520 (8.5) 6	7.5:1	100/130	614 (279)	0.667:1	エアロコマンド 685
IO-520-F	300/2,850	285/2,700	520 (8.5) 6	8.5:1	100/130	429 (195)	D	セスナ 207
TSIO-520-G	300/2,700	285/2,600	520 (8.5) 6	7.5:1	100/130	434 (197)	D	セスナ T207
TSIO-520-R	310/2,700	285/2,600	520 (8.5) 6	7.5:1	100/130	436 (198)	D	重量は -R, セスナ T210M, TU206G, P210N, T210N
GTSIO-520-M	375/3,350	375/3,350	520 (8.5) 6	7.5:1	100/130	545 (247)	0.667:1	セスナ 404, 421C

(以下、余白)

## 第2章 ピストン・エンジンの概念

### 概 要

航空用ピストン・エンジンに基本的で、かつ必要な具備条件は、馬力当たり重量の低いこと、高い熱効率、信頼性・耐久性、コンパクトさ、振動の少ないこと、整備性、運転の柔軟性であり、これらの諸条件を満たすために航空エンジンでは、点火系統、潤滑系統、燃料制御系統、その他の系統に特殊な装置が使用されている。

航空用ピストン・エンジンはシリンダの配列法により、いろいろな型式が生まれた。直列型、V型、星型などが、広く使用されていたが、現在わが国では一部用途機を除き空冷対向型が航空用ピストン・エンジンとして使用されている。

### 2-1 ピストン・エンジンの具備条件

航空用ピストン・エンジンに基本的で、かつ必要な具備条件は次のとおりである。

#### 2-1-1 馬力当たり重量の低いこと

エンジンの馬力当たり重量を低くすると、それだけ旅客や貨物などの有償荷重 (Payload) を増やすことができ、航空機の性能も向上できる。

前章で述べたように、航空機用エンジンとしてガソリン機関が採用された最大の理由は、馬力当たり重量が他の原動機に比べて非常に小さいことであった。

ライト機のエンジンですでに馬力当たり重量は6 lb (2.7 kg) であったが、その後、設計や工作技術の進歩と金属材料の発達によりますます軽量化が促進され、現用の航空用ピストン・エンジン (水平対向型) では1.3 lb (0.6 kg) から1.5 lb (0.7 kg) が普通となっている。

今日でも自動車用エンジンなどでは馬力当たり重量は1～2 kg ぐらいで航空用ピストン・エンジンが極端に軽くつくられていることが分かる。このことは、もちろんその使用金属材料、工作法などに相違はあるが、さらに設計における安全率が航空用の場合は非常に小さくされ、軽量化のため、その強さがぎりぎりにつくられているからである。従って、その使用面において他の内燃機関とは比較

にならないほどの慎重さを必要とし、またその整備においても細心の注意が要求される。

### 2-1-2 高い熱効率（低い燃料消費率）

熱効率が高いこと、すなわち燃料消費率の低いことは、すべてのエンジンで一般に必要とされることであるが、特に航空機にとっては重要となる。

低い燃料消費率のエンジンを使用することができれば燃料の必要量が少ない分だけ有償荷重を余分に積むことができ、また航続距離を増すこともできる。

航空機の運航経費の中で燃料費は大きなウエイトを占めているので、経済的な面でも燃料消費率が低いことは強く要求される。

### 2-1-3 信頼性・耐久性

航空エンジンは大きく変化するあらゆる飛行状態において、また悪天候下でも、いつでも規定された出力を出すことができなければならない。飛行中のエンジン故障は、単発機ではすべての出力が失われることとなり、双発機でも残りのエンジンにより飛行する能力を持つてはいるが離着陸時に故障が発生した場合には危険な状態になるなど、飛行の安全に大きな影響を与えるものである。航空エンジンの信頼性は「航空機が飛行するあらゆる飛行状態および気象状態において、故障することなく、規定された出力を出すことができること」と定義できる。

耐久性は「望ましい信頼性を維持しながら達成できるエンジン寿命（限界使用時間）の長さ」と定義できる。

航空エンジンの信頼性の基準は、監督政府機関（航空局）、エンジン製造者および航空機製造者により決定され、エンジン製造者が設計、研究および試験により、その信頼性を確立している。

耐久性については明確な基準は定められていないが、航空エンジンはすべて監督政府機関（航空局）の定めた安全規則により型式ごとにタイプ・テスト（150 時間耐久試験）を実施することとなっており、それに合格しなければ航空エンジンとして使用することはできない。このタイプ・テストは 150 時間の大部分をフルパワー（全速回転）で運転するものであり、通常の運航での使用では 1,000 時間ぐらいに相当していると考えられる。

こうしてタイプ・テストに合格したエンジンは規定されたオーバーホールを実施するまでの長時間の通常使用が可能となっている。

オーバーホールの実施間隔 TBO（Time Between Overhaul：限界使用時間）は、エンジン使用温度および使用時間中の高出力使用の割合などのエンジン運転状態、ならびにその間実施された整備の内容により変わるものであるが、標準的な使用状態に対してはエンジン製造者が型式ごとに TBO を勧告している。わが国では航空法により、航空用エンジンは決められた使用時間ごとにオーバーホールを実施することが定められており、国土交通省がエンジン製造者の勧告に基づいてエンジン型式ごとに限界使用時間を決め、官報に告示している。

航空エンジンの信頼性と耐久性は前述したようにエンジン製造者により確立されているが、この信頼性を維持していくことは整備、オーバーホールおよびエンジン運転の内容にかかっている。

運航中および定時整備における注意深い整備およびオーバーホール、ならびに製造者が定めたエンジンの運用限界を厳密に守った運転が、エンジン故障を防ぐ上で絶対に必要である。

#### 2-1-4 コンパクトさ

エンジンのコンパクトさは、前面面積を小さくし航空機の有害抵抗を少なくするために必要であり、重量を低減することにも一致する。

#### 2-1-5 振動の少ないこと

飛行機の構造部品は軽く、従ってたわみやすいので、エンジンの振動が激しい場合、時として、ある種の構造の寿命を縮める。構造が危険にならないまでも、エンジンの振動は配管や配線を傷め、エンジン自身やプロペラを損傷する。

振動を少なくする方法として、トルクの変動を少なくするためシリンダ数を増したり、回転質量の釣り合いをとるためにカウンタウエイトを利用したりする。

またカウンタウエイトの取り付けを工夫し、振子型ダイナミック・ダンパとして振り振動を減衰しているものもある。

#### 2-1-6 整備性

航空エンジンの点検・整備を確実に実施するために、整備性がよいことが必要となる。

整備性がよいエンジンはオーバーホールでも工数が少なくなることにより費用および工期が低減されるので、有利である。

#### 2-1-7 運転の柔軟性

運転の柔軟性とは、エンジンがスムーズに回転して、緩速から最大出力までのあらゆる回転数で、必要とする性能を出せる能力をいう。

航空機の飛行する範囲（高度および速度）は非常に広大なものであり、その中で遭遇する気象状態も広く変化するものである。また航空機の運動により、その飛行姿勢もはなはだしく変化する。航空エンジンはこれらのあらゆる組み合わせにおいて、適切に作動し最善の性能が得られなければならない。

これらの諸条件を満たすために航空エンジンでは、二重点火、ドライ・サンプ、特殊なキャブレタ（Carburetor）の設計、振動吸収装置、特殊な取付装置および陸上・海上エンジンでは必要とされないその他の特殊な装置が使用されている。