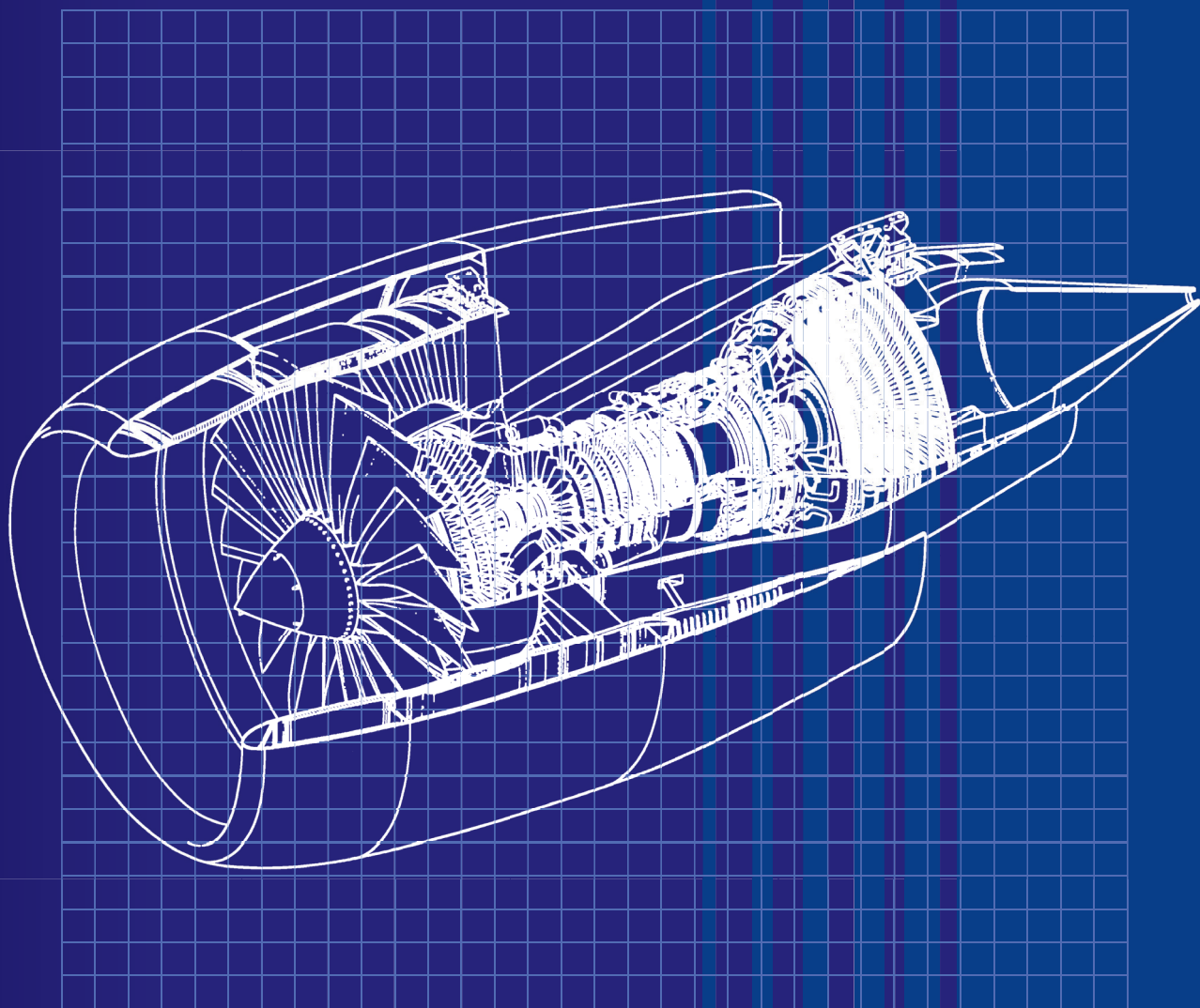


タービン・エンジン

Turbine Engine



まえがき

1950年代にその高速性の魅力から旅客機の動力としてジェット・エンジンが導入されて以来、約60年あまりの間に航空機用タービン・エンジンはめざましい発展を遂げてきました。タービン・エンジンの持つ固有の欠点は、継続的な努力による各種新技術の研究開発により着実に改善が図られており、特に1960年代末の広胴型旅客機の開発に伴って開発された高バイパス比ターボファン・エンジンの出現によってこれらは大きく改善されました。現在、旅客機の動力は高バイパス比ターボファン・エンジンが主流となっており、また回転翼航空機においても従来のピストン・エンジンに代わってタービン・エンジンがいまや主流となっています。

タービン・エンジンの発展は性能面での高性能化はもとより、性能劣化対策や整備性向上のための構造上の改善、エンジン制御の電子制御化のほか環境対策およびエンジン状態の監視手法の面でも向上が図られており、最近は特に燃料消費率の向上にめざましいものがありますが、これらの改善は今後とも継続されると考えられます。

本航空工学講座はタービン・エンジンの原理、構造を中心に現代のタービン・エンジンについて航空整備士として知っておくべき内容を学科試験ガイドの最新のシラバスに沿って記述編集したものです。したがって、難しい数式や専門的理論説明はできるだけ避けて現象の物理的内容の説明およびエンジンの構成及びその理由を中心に解説しています。また本航空工学講座は「タービン・エンジン」として、ジェット・エンジン以外にもターボシャフト・エンジン、ターボプロップなどの軸出力タービン・エンジンにも範囲を広げています。

本航空工学講座は初版出版から4回の改定を重ねて来ましたが、タービン・エンジンのめざましい発展の中で、可能な限り最新の情報に基づいた内容を解説したいと心がけており、またジェット・エンジン以外の軸出力タービン・エンジンの解説についてもまだまだ十分ではなく今後とも可能な限り解説を追加したいと考えています。

第5版の改定では、読者の皆さんからの要望に基づく修正、最近の国家試験問題の内容から補足が必要と思われる内容や図の追加、発展のめざましいタービン・エンジンにおいて近い将来を目標に現在研究開発が行われているエンジンの方向性の概要を紹介するための新たな章の追加、および最近の国家試験の出題形式に合わせた練習問題の追加などを中心に改定を行いました。

本書が、航空機やタービン・エンジンの整備に携わっておられる方や、エンジンに興味を持っておられる方に少しでも役立つことがあれば幸いです。

最後に、本書の記述にあたり資料提供などのご協力を頂いた関係者の皆様にお礼を申し上げます。

2013年10月
著者記

航空工学講座

[7]

タービン・エンジン

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特徴	1
1-1 航空エンジンの分類	1
第2章 エンジンの概念	2
2-1 動力装置の具備条件	2
2-2 各種型式の特徴	3
2-2-1 ピストン・エンジン	3
2-2-2 タービン・エンジン	4
2-2-3 ダクト・エンジン	4
2-2-4 ロケット・エンジン	6
第3章 熱力学	7
3-1 熱量と仕事	7
3-1-1 温 度	7
3-1-2 熱 量	8
3-1-3 気体の比熱	8
3-2 完全ガスの性質と状態変化	9
3-2-1 完全ガスの定義および性質	9
3-2-2 完全ガスの状態変化	9
3-3 質量の保存	12
3-4 エネルギーの保存	13
3-5 内燃機関のサイクル	14
3-5-1 熱力学の第二法則	14
3-5-2 サイクルと熱効率	14
3-5-3 内燃機関のサイクル	16
3-5-4 タービン・エンジンのサイクル	19
3-6 単 位	20
第4章 タービン・エンジンの概要	22
4-1 推進の原理	22
4-2 タービン・エンジンの分類と特徴	23

II

4-2-1	タービン・エンジンの特徴	23
4-2-2	タービン・エンジンの分類	25
	(1) ターボジェット・エンジン	25
	(2) ターボファン・エンジン	26
	(3) ターボプロップ・エンジン	27
	(4) ターボシャフト・エンジン	29
4-3	最新の民間航空機用タービン・エンジンの発達の推移	30
第5章 タービン・エンジンの出力		35
5-1	タービン・エンジンの推力と軸出力	35
	5-1-1 出力と馬力	35
	5-1-2 エンジン性能を表すパラメータ	40
	5-1-3 推力と馬力の計算例	42
5-2	推力・軸出力設定のパラメータ	45
5-3	出力に影響を及ぼす外的要因	46
	5-3-1 大気状態の影響：気温、気圧、湿度	46
	5-3-2 飛行速度の影響	47
	5-3-3 飛行高度の影響	48
	5-3-4 レイノルズ数効果	49
5-4	タービン・エンジンの効率	49
	5-4-1 タービン・エンジンの効率・向上策	50
	5-4-2 エンジン効率の計算例	53
5-5	タービン・エンジンの一般特性	55
	5-5-1 エンジン内部の作動ガスの流れ状態	55
	5-5-2 エンジン・パラメータの種類	57
	5-5-3 エンジン定格	59
	5-5-4 回転翼航空機の定格	61
	5-5-5 エンジン性能の修正	62
	5-5-6 エンジン性能曲線	64
5-6	エンジンのステーション表示	64
5-7	減格離陸推力	66
5-8	推力増強法	67
	5-8-1 水噴射	67
	5-8-2 再加熱（アフターバーナ）	67

5-9 エンジン使用時間とエンジン使用サイクル	68
第6章 タービン・エンジン本体の基本構成要素	70
6-1 基本構造一般	70
6-1-1 基本構造	70
6-1-2 構造上の用語と構造区分	73
6-1-3 モジュール構造	74
6-1-4 エンジンの状態監視のための構造	76
6-1-5 エンジン・マウント	78
6-1-6 軸受とシール	79
6-1-7 出力軸減速装置	84
6-2 エア・インレット	87
6-2-1 エア・インレットの概要	87
6-2-2 エア・インレット・ダクトとディフューザ	88
6-2-3 可変エア・インレット・ダクト	90
6-2-4 ターボプロップ/ターボシャフトのエア・インレット	90
6-2-5 エア・インレット・セクション	91
6-3 ファンおよびコンプレッサ	92
6-3-1 ファン	92
6-3-2 コンプレッサの種類と構造	95
6-3-3 軸流式コンプレッサの作動原理	99
6-3-4 コンプレッサの性能	100
6-3-5 コンプレッサの作動特性	101
6-3-6 コンプレッサのストール	104
6-3-6-1 ストールの現象	104
6-3-6-2 ストールの原因	104
6-3-7 コンプレッサのストール防止構造	105
6-3-8 コンプレッサの構成	107
6-3-8-1 コンプレッサ前方支持構造	107
6-3-8-2 コンプレッサ・ロータ	108
6-3-8-3 コンプレッサ・ステータ	109
6-3-8-4 コンプレッサ後方支持構造	111
6-3-9 コンプレッサの性能回復	111
6-3-10 ディフューザ・セクション	112

IV

6-4	燃焼室	113
6-4-1	燃焼室の種類と特徴	113
6-4-2	燃焼室の作動原理	115
6-4-3	燃焼室の性能	117
6-4-4	燃焼室の構成	119
6-5	タービン	120
6-5-1	タービンの種類と特徴	120
6-5-2	タービンの作動原理	122
6-5-3	タービンの性能	125
6-5-4	タービンの構成	125
6-5-4-1	タービン・ノズル	126
6-5-4-2	タービン・ロータ	127
6-5-4-3	空冷タービン・ブレードおよびノズル・ガイド・ベーン	129
6-5-4-4	パワー・タービン	130
6-5-4-5	タービン・ケースおよび構造部	132
6-6	排気系統	133
6-6-1	排気ダクトと排気ノズル	133
6-6-2	排気消音装置	135
6-6-3	逆推力装置	135
6-6-4	アフタ・バーナ	137
6-6-5	ターボプロップ/ターボシャフトの排気系統	138
6-7	アクセサリ・ドライブ	139
6-7-1	アクセサリ・ドライブ一般	139
6-7-2	補機駆動機構	141
6-7-3	回転翼航空機のアクセサリ・ドライブ	142
6-8	バイパス・セクション	143
第7章 タービン用燃料および滑油		144
7-1	ジェット燃料一般	144
7-1-1	ジェット燃料の具備すべき要素	144
7-1-2	蒸留曲線	146
7-1-3	発熱量	147
7-1-4	気化性および安定性	147
7-1-5	燃料の規格と成分	148

7-1-6	緊急代替燃料使用時の制約	150
7-2	タービン・エンジン用滑油一般	152
7-2-1	タービン・エンジン用滑油の具備条件	152
7-2-2	滑油の規格および成分	153
第8章	タービン・エンジンの各種系統	156
8-1	エンジン燃料系統	156
8-1-1	エンジン燃料系統一般	156
8-1-2	燃料ポンプ	158
8-1-3	燃料制御系統	159
8-1-3-1	電子制御式 (FADEC) 燃料系統	160
8-1-3-2	油圧機械式 (FCU) 燃料系統	162
8-1-3-3	ターボプロップ/ターボシャフト・エンジン燃料制御系統	164
8-1-4	燃料分配系統	166
8-1-5	燃料指示系統	172
8-2	点火系統	174
8-2-1	点火系統の概要	174
8-2-2	イグニッション・エキサイタ	175
8-2-3	ハイテンション・リードおよび点火プラグ	176
8-3	エンジン空気系統	178
8-3-1	エンジン空気系統概要	178
8-3-2	エンジン内部冷却空気系統	178
8-3-3	性能向上および性能維持構造	178
8-3-3-1	コンプレッサ・ボア・クーリング	179
8-3-3-2	アクティブ・クリアランス・コントロール	180
8-3-4	エンジン防氷系統	181
8-3-4-1	エンジン防氷系統一般	181
8-3-4-2	エンジン防氷系統の構成と作動	182
8-4	エンジン制御系統	184
8-4-1	飛行機のエンジン・コントロール・システム	184
8-4-2	回転翼航空機のエンジン・コントロール・システム	184
8-4-3	FADEC システムの機能と構成	185
8-4-4	回転翼航空機の FADEC	189
8-5	エンジン指示系統	191

VI

8-5-1	エンジン指示系統概要	191
8-5-2	推力指示系統	192
8-5-3	軸出力指示系統	194
8-5-4	回転数指示系統	196
8-5-5	排気ガス温度指示系統	197
8-5-6	振動計 (AVM)	198
8-5-7	EICAS (Engine Indication and Crew Alerting System) およびIIDS (Integrated Instrument Display System)	199
8-6	エンジン滑油系統	202
8-6-1	エンジン滑油系統一般	202
8-6-2	滑油タンク	204
8-6-3	主滑油ポンプと排油ポンプ	205
8-6-4	滑油フィルタ	206
8-6-5	マグネティック・チップ・デテクタ	208
8-6-6	滑油冷却器	208
8-6-7	滑油指示系統	209
8-7	エンジン始動系統	211
8-7-1	始動系統概要	211
8-7-2	スタータ	211
8-7-3	スタータ空気閉止弁	213
第9章 タービン・エンジン材料		214
9-1	タービン・エンジン材料一般	214
9-2	代表的タービン・エンジン材料の概要	217
9-3	タービン・エンジン材料の特異現象	220
9-3-1	クリープ現象の概念と運用上の問題	220
9-3-2	ロー・サイクル・ファティーグ	221
9-3-3	チタニウム・ファイア	222
第10章 エンジンの試運転		223
10-1	一般	223
10-1-1	エンジン・パラメータの指示	223
10-1-2	運転時のエンジン前方・後方危険範囲	224
10-2	エンジン静止状態の機能点検	224

10-2-1	エンジン・モータリング	225
10-2-2	オーラル・チェック	225
10-3	始動	226
10-3-1	始動操作（ノーマル始動、空中始動操作、寒冷地の始動法）	226
10-3-2	不完全始動	227
10-4	アイドル運転時の点検（アイドル回転数、排気温度、燃料流量、油圧、油温）	228
10-5	離陸出力点検	228
10-5-1	離陸出力セッティングの理念およびセッティング決定方法	228
10-5-2	離陸出力運転	229
10-5-3	離陸出力運転上の注意事項	229
10-6	エンジン停止	230
10-6-1	エンジン停止操作	230
10-6-2	停止時の注意事項	230
10-7	異常状態発生時の操作	230
10-7-1	エンジン火災	230
10-7-2	化学消火剤	231
10-7-3	エンジン・ストール	231
10-7-4	排気ガス温度の異常上昇	231
10-7-5	オーバ・スピード	232
10-7-6	滑油系統の異常	232
10-7-7	フレイム・アウト	232
10-8	エンジンの性能試験	233
10-8-1	試験の概要	234
10-8-2	エンジン性能試験	234
10-8-3	性能計算と性能曲線	235
10-8-4	エンジン・トリム	237
第11章 エンジンの状態監視手法		238
11-1	フライト・データ・モニタリング	238
11-1-1	フライト・データ・モニタリングの概要	238
11-1-2	トレンド・モニタリングの基本的な方法	239
11-1-3	トレンド・データの変化	240
11-1-4	滑油消費量のモニタリング（監視）	240
11-2	ボア・スコープ点検	241

VIII

11-3	マグネチック・チップ・デテクタ (MCD) の点検	243
11-4	滑油の分光分析 (SOAP) 検査	244
11-5	エンジンの故障と解析	245
11-5-1	故障探求の論理	245
第12章	環境対策	248
12-1	騒音	248
12-1-1	エンジン騒音の発生源	248
12-1-2	エンジン騒音の基準と評価方法	249
12-1-3	騒音低減対策	252
12-2	排出規制	256
12-2-1	排出物	257
12-2-2	排出物質の低減対策	259
第13章	次世代タービン・エンジン	262
13-1	亜音速輸送機用エンジン	262
13-1-1	ギアード・ターボファン・エンジン (Geared Turbofan Engine)	263
13-1-2	プロップファン (Propfan)	264
13-2	超音速輸送機／極超音速輸送機用エンジン	264
13-2-1	可変サイクル・エンジン (Variable Cycle Engine)	265
13-2-2	コンバインド・サイクル・エンジン (Combined Cycle Engine)	265
	練習問題	267
	解答	278
	索引	279
	略語説明	287
	参考文献	290

※改定箇所については欄外に傍線を入れてあります。

第1章 エンジンの分類と特徴

1-1 航空エンジンの分類

航空機の動力として使用されるエンジンを**航空エンジン**（Aero-Engine または Aircraft Engine）とよび、表1-1のように基本的にピストン・エンジン、タービン・エンジン、ダクト・エンジン、およびロケット・エンジンの4種類に分類される。

航空エンジンは、基本的にプロペラまたは回転翼を駆動して推力を得る**軸出力型エンジン**（Shaft Power Engine または Torque Producing Engine）と、排気ジェットまたは排気ジェットとファン排気の両方の反力により直接推力を得る**ジェット推進エンジン**（Jet Propulsion Engine または Reaction Propulsion Engine）に大別できる。航空機用動力として、ピストン・エンジンとタービン・エンジンが広範囲に使用されている。

ピストン・エンジンは軸出力型エンジンで、タービン・エンジンは排気ジェットの反力により直接推力を得るジェット・エンジン（Jet Engine または Thrust Producing Engine）と、軸出力によりプロペラまたは回転翼を駆動することによって推力を得る軸出力タービン・エンジン（Shaft Power Turbine Engine または Torque Producing Turbine Engine）に分類される。ダクト・エンジンはジェット推進エンジンに分類されるが、実験機やミサイルの動力に使われた事例があるものの現在のところ実用化はされていない。ロケット・エンジンは宇宙航行用ロケットおよびミサイルの動力として使われており、ジェット推進エンジンに分類される。

表1-1

航空エンジン	ピストン・エンジン		
	タービン・エンジン	ジェット・エンジン	
		軸出力タービン・エンジン	
		ターボジェット・エンジン	ターボファン・エンジン
			ターボプロップ・エンジン
			ターボシャフト・エンジン
	ダクト・エンジン		ラムジェット・エンジン
ロケット・エンジン		パルスジェット・エンジン	

第2章 エンジンの概念

2-1 動力装置の具備条件

動力として航空機に装備される航空エンジンは、次のような条件を具備していることが求められる。

a. 出力に対して小型・軽量であること

より多くの有償荷重（乗客や貨物）またはより長い航続距離を可能とするために、エンジンは出力に対して可能な限り小型・軽量であることが求められる。また航空機の抵抗を減らすために前面面積の小さいことが求められる。出力に対する重量は、通常、推力重量比（Thrust Weight Ratio：単位推力当たりの重量）により比較がなされる。

b. 燃料消費が少なく安価な燃料が使用できること

少ない搭載燃料で有償荷重を増やしたり同じ搭載燃料で長い航続距離を得るために、燃料消費率が低いことが要求される。また航空機の運航コストで大きな割合を占める燃料費を低減するためにも燃料消費が少なく安価な燃料が使用できることが要求される。通常、燃料消費の比較は、1時間当たりに消費される単位出力当たりの燃料の重量を表す燃料消費率（SFC：Specific Fuel Consumption）が使われる。燃料消費が少ないと運航コストが減少するほか、CO₂削減などの環境適合性にも寄与する。

c. 信頼性・耐久性が優れていること

航空エンジンは長時間の使用に耐え、飛行中のエンジン停止を伴う重大故障の発生頻度が少ないことが求められる。通常、信頼性の指標として飛行中のエンジン空中停止率（Engine In-Flight Shutdown Rate：エンジン運転1,000時間当たりの発生件数）が使われる。

d. 振動が少ないこと

振動の発生は機体構造や装備品などの疲労強度の確保や寿命に影響を与えるだけでなく、航空機の快適性が損なわれるため、振動の少ないことが求められる。

e. 運転が容易であること

外気条件や気象条件、飛行姿勢の変化などによる影響が少なく、運転が容易で緩速から最大出力

までの間で必要な性能が得られる能力を有し、安定した運転が続けられることが求められる。

f. 整備性が良いこと

エンジンの故障の発生を予防し最良の状態ですべて運転するためには、日常のエンジンの保守点検作業などが容易に行えることが重要であり優れた整備性が求められる。

また現代のエンジンでは、エンジンの状態監視に基づいて必要部分のみを取り卸して分解整備する方式が適用されており、整備性の良いことが重要な要素となる。

g. 環境適合性が優れていること

航空エンジンにおいては、航空機騒音の低減および有害排気成分の削減といった環境適合性が強く求められており、この規制は今後さらに厳しくなる可能性がある。また環境適合性は航空機の就航路線にも影響する要素ともなり得る。

2-2 各種形式の特徴

2-2-1 ピストン・エンジン

ピストン・エンジン (Piston Engine) は、シリンダ内に吸入した燃料と空気の混合気を間欠的に燃焼させて発生する熱エネルギーによりピストンを往復運動させ、コネクティング・ロッドを介してクランク軸で回転運動に変換して軸出力を得る内燃機関である。軸出力によりプロペラまたは回転翼を駆動して航空機の推力を得る。ピストン・エンジンはレシプロ・エンジン (Reciprocating Engine) ともよばれる。

通常、航空用ピストン・エンジンにはガソリンを燃料とするガソリン・エンジンが使われており、ディーゼル・エンジンは圧縮比が高いことから必然的に重量が重くなるため、航空機用としては一部の例外的な使用以外には使われていない。

ピストン・エンジンは、大きな出力を得ることと円滑な作動のために複数のシリンダが使われ、シリンダの配列により放射状配列の星型エンジン、水平対向型、V字型、X字型などの様々な型式があり、またシリンダの冷却方法により空気冷却の空冷式エンジンと液体冷却の液冷式に分類される。

航空用ピストン・エンジンは、次第にタービン・エンジンにとって代わられてきており、現在は150~500馬力程度の空冷式エンジンが一般的になっている。

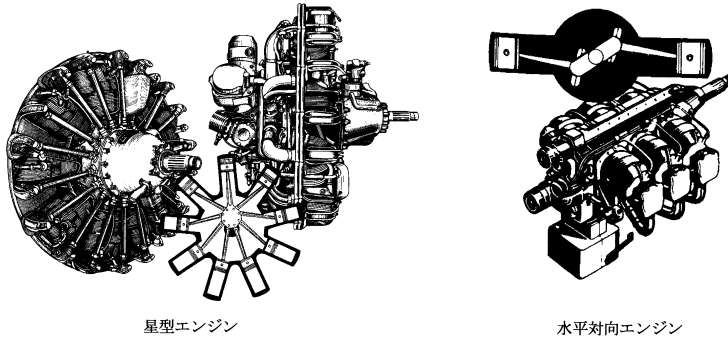


図2-1 ピストン・エンジン

2-2-2 タービン・エンジン

タービン・エンジン (Turbine Engine) は、吸気、圧縮、燃焼、膨張および排気の各行程の仕事を機能的に配置された個別の構成要素で行うことによって連続的に出力を出すよう設計されたエンジンである。

タービン・エンジンは、排気ジェットの反力を直接航空機の推進に使うジェット・エンジンと、発生ガスを軸出力に変換して取り出しプロペラまたは回転翼を駆動して推力を得る軸出力タービン・エンジンに分類される。

ジェット・エンジンにはターボジェット・エンジンおよびターボファン・エンジン、軸出力タービン・エンジンにはターボプロップ・エンジンとターボシャフト・エンジンがある。

タービン・エンジンは、エア・インテークから吸入された空気を機械的圧縮機により圧縮して燃焼室に送り込み、燃料が噴射されて出来た混合気を等圧連続燃焼させることにより空気流に熱エネルギーが与えられる。高温高圧となった燃焼ガスを膨張させてタービンを回転させることにより圧縮機を駆動した後、エネルギーの残っている燃焼ガスを排気ノズルから高速で大気中に排出させて反力により推力を得るか、またはフリー・タービンを駆動して軸出力を取り出す働きをする。

タービン・エンジンについては、第4章以降に詳細を説明する。

2-2-3 ダクト・エンジン

ダクト・エンジン (Duct Engine) は、エンジン内に機械的回転部分を持たず高速飛行時のラム圧とダクトの形状により十分な圧縮圧力が得られることを利用したエンジンで、ラムジェット・エンジンとパルスジェット・エンジンの2種類がある。

a. ラムジェット・エンジン

ラムジェット・エンジン (Ramjet Engine) は原理的に最も単純なエンジンである。高速飛行時にエンジンと空気の相対速度によって発生するラム・エアを、ダクトが形成するディフューザを通過する間に圧力を上昇して燃焼室に送り込み、燃料を供給して燃焼させる。これにより発生する高

温高压ガスを、エンジン後部のノズルから飛行速度より大きな速度で排出させてその反力で推力を得る。

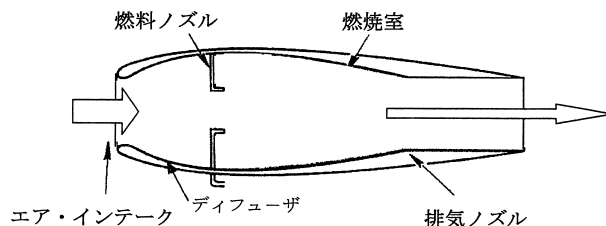


図2-2 ラム・ジェット

燃焼室圧力は外気圧より大きくなければならないため、エンジンと大気間に相対的動きがなければ必要なラム圧が確保出来ずエンジンは推力を発生しないため、所定のラム圧が得られる速度に達するまで他の手段で加速する必要がある。相対速度が増加するにしたがってエンジン内部の圧力は上昇し、燃料経済性が改善される。ラム・ジェット・エンジンの有効性は遷音速または超音速の領域にある。この型式のエンジンの主な利点はその単純さにあり、可動部品がないことと高速飛行において有効なことにある。

現在、将来の超音速旅客機の動力としてラム・ジェットを応用したエンジンの研究が行われている。

b. パルス・ジェット・エンジン

パルス・ジェット・エンジン (Pulsejet Engine) はラム・ジェット・エンジンの改良型で、ラム・ジェットのエア・インタークにラム圧と燃焼による背圧によって交互に開閉を繰り返す開閉弁を設けたものである。

ラム圧で押し開かれた開閉弁から送り込まれる空気に燃料を供給して燃焼すると、膨張による燃焼室の圧力上昇により開閉弁が閉じて後方ノズルから高温高压ガスを排出する。これを間欠的に繰り返して推力を得る。パルス・ジェット・エンジンは原理的には静止状態で始動することができる。しかしこのエンジンは、非常に大きな騒音と振動を発生する欠点を持っており、低速時の燃料消費は多いが、高速においてはラム・ジェット・エンジンより有効と考えられている。

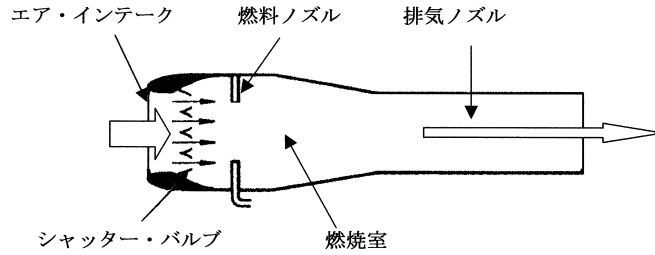
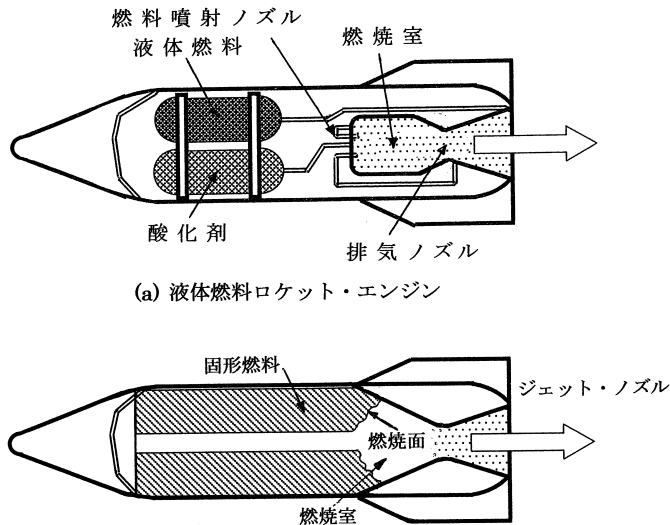


図2-3 パルス・ジェット

2-2-4 ロケット・エンジン

ロケット・エンジン (Rocket Engine) は、エンジンの作動に大気中の空気は使用せず内蔵した燃料と酸化剤とを混合して燃焼させ、発生する高温高速ガスをノズルから噴出させてその反動で推進する自蔵型動力である。したがって、空気の全くない宇宙空間でも航行できるのが特徴である。また、燃焼によるエネルギーの大部分を浪費することなく噴流に使用できるため、ジェット推進エンジンの中で最大の推力を出し得るが、単位推力当たりの推進剤の消費は大きく作動時間が短い欠点がある。

ロケット・エンジンは固体燃料を用いた固体ロケット・エンジン (Solid Fuel Rocket Engine) と液体燃料を用いた液体ロケット・エンジン (Liquid-Fuel Rocket Engine) に大別される。固体ロケット・エンジンは構造が簡素で取り扱いが容易であり、また液体ロケット・エンジンは出力の制御が可能であるため、実用においてはそれぞれの長所を生かしてこれらを組み合わせた多段式ロケットが使われている。



(a) 液体燃料ロケット・エンジン

(b) 固形燃料ロケット・エンジン

図2-4 ロケット・エンジン

第3章 熱力学

タービン・エンジンがどのように作動するかを理解するために、ターボ推進装置に関連する熱力学の基本的な法則を知っておかなければならない。タービン・エンジンは数々の原理や法則に基づいて熱量を機械的仕事に変換する機械であり、熱エネルギーを仕事に変換する原理を理解しておく必要がある。

ここでは、複雑な数式は出来る限り減らして、エンジン性能に係わる初歩的原理を説明する。

3-1 熱量と仕事

3-1-1 温度

温度の単位には、通常、**摂氏温度**（°C）と**華氏温度**（°F）が使われている。

摂氏温度（°C）は、標準大気圧における水の氷点を 0°C、水の沸騰点を 100°C としてその間を 100 等分した単位であり、華氏温度（°F）は水の氷点（0°C）を 32°F、水の沸騰点（100°C）を 212°F としてその間を 180 等分した単位である。

また、理論的最低温度である**絶対零度**は、物質分子の熱運動が完全に停止する時、すなわち圧力が零になるときの温度であり摂氏では−273.15°C、華氏では−459.67°Fに相当し、この**絶対零度**を基準とした温度単位を絶対温度 (Absolute Temperature)とよぶ。

通常、摂氏絶対温度を**ケルビン** (Kelvin) とよび、単位は °K で表し、目盛間隔は摂氏温度と同じ (1°C=1°K) である。また華氏絶対温度を**ランキン** (Rankin) とよび、単位は °R で表し、目盛間隔は華氏温度と同じ (1°F=1°R) である。各温度の関係は次式で表される。

$$\begin{aligned}^{\circ}\text{C} &= \frac{5}{9} (^{\circ}\text{F}-32)、\quad ^{\circ}\text{F} = \frac{9}{5} ^{\circ}\text{C}+32 \\ ^{\circ}\text{K} &= ^{\circ}\text{C}+273.15、\quad ^{\circ}\text{R} = ^{\circ}\text{F}+459.67\end{aligned}$$

SI 単位 (国際単位系) では、温度は摂氏絶対温度ケルビンが使われ、単位は [°] の付かない [K] で表される。

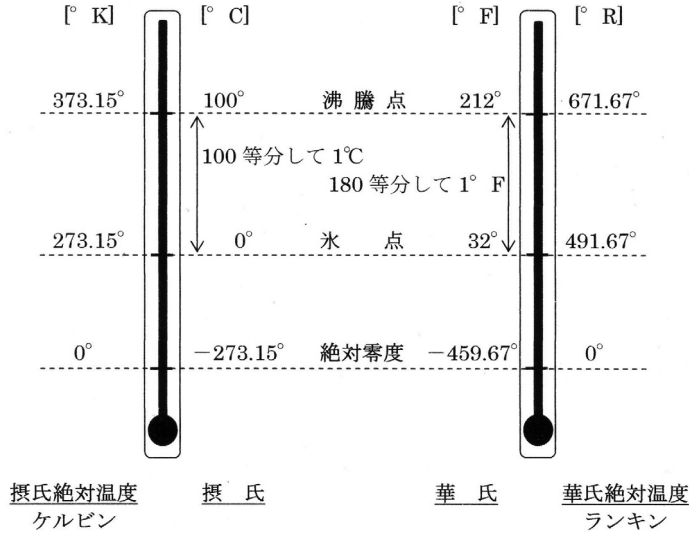


図3-1 各温度単位の関係図

3-1-2 熱量

標準気圧の下で 1 g の水の温度を 1 °C だけ高めるのに必要な熱量を 1 カロリ (cal) といい、工業単位ではキロカロリー (kcal: 1kcal=1,000 cal) が用いられる。

同様、標準気圧の下で 1 lb の水の温度を 1 °F だけ高めるのに要する熱量を 1 Btu (British Thermal Unit: 英国熱量単位: 1 Btu=0.252 kcal) という。

SI 単位では熱量の単位にはジュール (J: 1 J=0.000239 kcal) が使われる。

3-1-3 気体の比熱

1 kg の気体 (ガス) の温度を 1 °C だけ高めるのに要する熱量を比熱 (Specific Heat) という。単位は kcal / kg°C で表される。比熱には気体 (ガス) を一定容積に保った状態での定容比熱と、一定圧力の下における定圧比熱がある。

a. 定容比熱

容積一定の密閉容器内で 1 kg の気体 (ガス) の温度を 1 °C 高めるのに要する熱量を定容比熱 C_v という。この状態では加えられた熱量により温度の上昇とともに圧力が上昇するため、加えられた熱量はすべて内部エネルギーとして貯えられる。

b. 定圧比熱

圧力一定の状態において 1 kg の気体 (ガス) の温度を 1 °C 高めるのに要する熱量を定圧比熱 C_p という。圧力一定状態で気体 (ガス) を加熱すると、温度の上昇とともに膨張により外部へ仕事をするため、容積一定の場合より膨張仕事分だけ余分に熱量を要する。したがって、定圧比熱の方が定容比熱より大きく、 $C_p > C_v$ となる。

c. 比熱比

定容比熱と定圧比熱の比を**比熱比**とよび、 $\frac{C_p}{C_v} = \kappa$ で表わされる。

3-2 完全ガスの性質と状態変化

3-2-1 完全ガスの定義および性質

a. ボイル・シャルルの法則

一般に、気体は一定温度における一定質量の状態では、気体の容積はこれに加わる絶対圧力に反比例し〔**ボイルの法則** (Boyle's Law)〕、圧力一定の状態では一定質量の気体の容積はその絶対温度に正比例する〔**シャルルの法則** (Charles's Law)〕性質を持っている。

これらの二つを組み合わせたものを**ボイル・シャルルの法則** (Law of Boyle and Charles) といい、気体は、一定質量の気体の容積は圧力に反比例し、絶対温度に正比例する性質を持っており、次式で表される。

$$Pv=RT \quad \text{または} \quad PV=GRT$$

P：気体の絶対圧力 (kg/m² または lb/ft²)

v：気体の**比容積** ($\frac{V}{G}$ ：単位重量の気体の占める容積) (m³/kg または ft³/lb) (m³/kg または ft³/lb)

R：気体の種類による**ガス定数** (kg・m/kg・°K または ft・lb/lb・°R)

T：絶対温度 (°K または °R) V：体積 (m³ または ft³) G：気体の重さ (kg または lb)

b. 完全ガスの性質

一般に、上記のボイル・シャルルの法則を満足し、比熱が温度、圧力によって変化しない定数である気体を**完全ガス** (Perfect Gas) または**理想気体** (Ideal Gas) とよんでいる。内燃機関やガスタービンの作動ガスなどは、ボイル・シャルルの法則を満足し、比熱は常温以上では完全ガスにほとんど近い性質を持っていることから完全ガスと同等に取り扱われている。

3-2-2 完全ガスの状態変化

完全ガスの状態変化には、等温変化、定圧変化、定容変化、断熱変化およびポリトロープ変化がある。

a. 等温変化

気体が温度一定の状態で行う変化を**等温変化** (Isothermal Change) という。前出のボイル・シャルルの法則の式において温度 T が一定であるので、等温変化は次の式で表される。

$$Pv = \text{一定}$$

等温変化では、外部から得る熱量はすべて外部への仕事に変わる。

b. 定圧変化

気体が圧力一定の状態で行う変化を**定圧変化** (Isobaric Change) という。ボイル・シャルルの法則の式において圧力 P が一定となるので、定圧変化は次の式で表される。

$$\frac{V}{T} = \text{一定}$$

定圧変化では、外部から得た熱量はその一部が内部エネルギー (U) の増加となり、残りが外部への仕事に変わる。

熱力学では、内部エネルギーと外部への仕事量を合わせた状態を考え、作動流体が一つの状態から他の状態に変遷する総エネルギーを表現する熱力学的量を**エンタルピ**と名付けている。

$$[\text{エンタルピ (i)}] = [\text{内部エネルギー (U)}] + [\text{仕事量 (APV)}]$$

$$A : \text{仕事の熱当量 (Heat Equivalent of Work : 1J=0.2389 cal)}$$

定圧変化では、外部から得る熱量はすべてエンタルピの変化となる。

c. 定容変化

気体が容積一定の状態で行う変化を**定容変化** (Isochoric Change) という。ボイル・シャルルの法則の式において v または V が一定となるので、定容変化は次の式で表される。

$$\frac{P}{T} = \text{一定}$$

定容変化では、外部から得る熱量はすべて内部エネルギーとなる。

d. 断熱変化

気体の圧縮または膨張において、外部との熱の出入りを完全に遮断した状態で行われる変化を**断熱変化** (Adiabatic Change) という。内燃機関の圧縮行程と膨張行程は断熱変化と見なされる。

断熱変化では周囲からの熱の出入りが遮断された状態に変化させるため、変化により予め持っている内部エネルギーが変化し、仕事量は内部エネルギーの差によって求められる。すなわち、断熱圧縮では圧縮熱により内部エネルギーは増加し、断熱膨張では膨張に必要な熱を内部エネルギーから得るため内部エネルギーが減少することから、内部エネルギーの変化量から仕事量が求められる。