

HP『海軍砲術学校』公開資料

航 空 機 一 般 ス タ デ ィ ガ イ ド

海上自衛隊幹部候補生学校

<http://navgunschl.sakura.ne.jp/>

## 航空機の構造

### 1 航空機の構造の歴史

第1次大戦頃までの飛行機はほとんど全部が木製骨組に羽布張り外皮のいわゆる木製飛行機で、接続部や補強部などの重要な箇所のみ金属を使っていた。

1925～1930 昭和の初め頃には鋼管溶接の骨組に木製の整形材を組合せた木材と金属混合製の機体や全木製の張殻構造の機体などが一般に使われるようになった。

2次大戦頃には、飛行機はほとんど全金属製となり、外皮も舵面などを除いて全部が軽金属板でおおわれ、すこしでも抵抗をへらして速度を出すために、沈頭鋸なども使用されるようになった。

もちろん、構造だけでなく金属材料そのものも非常な進歩をとげ、今日に至っている。

### 2 航空機材料と構造

#### (1) 基本的条件

ア 軽く、しなやか

イ 空力的にすぐれた構造にすることができる。

#### (2) 金属材料

ア 性質

	比重	引張り強さ $kg/mm^2$	弾性係数 $kg/mm^2$	使用温度
Mg合金	鋼の1/3	30	$4.5 \times 10^3$	
Al合金	" 1/3	50	$7 \times 10^3$	150℃以下
Ti合金	" 1/2	90	$1 \times 10^4$	150～430℃
鋼		50～100	$2 \times 10^4$	

イ 使用例 ( P2V-7 )

使用個所	使用材料
胴 体	Al 合金
主 翼	〃
尾 翼	〃
脚	特殊鋼
ボンベイドアー	Mg 合金
ホイール	〃

(3) 構造の種類

ア 枠組構造

荷重を枠組(骨組)だけで支える。

イ 応力外皮構造

荷重を枠組(骨組)+外皮で支える。

ウ サンドイッチ構造

原 理：

使用個所：

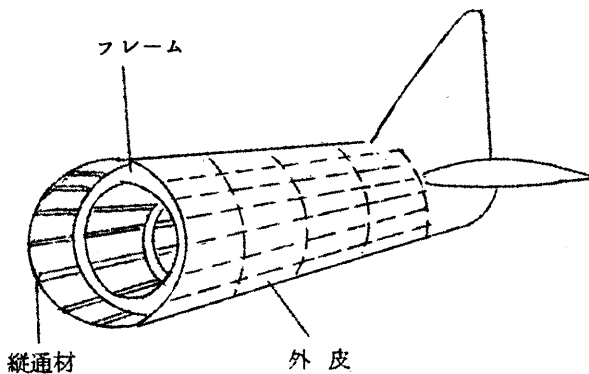
エ フェール・セーフ構造

Fail：

Fail Safe：

(4) 胴体構造

ア 概要



胴体は骨組（縦通材，フレーム）+外皮から成り，胴体にかかる荷重はこれらが一体となつて受けもつている。

このように外皮にも強度をもたせる構造が応力外皮構造であり，軽くて丈夫に作れるのが特徴である。

現在の航空機はほとんどの構造を採用している。

イ 与圧室

ウ 艇体

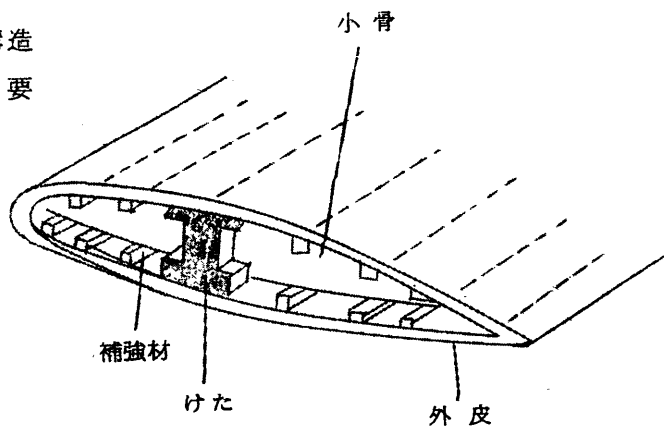
艇体上部……応力外皮構造

艇体下部……船体構造

(5) 主翼

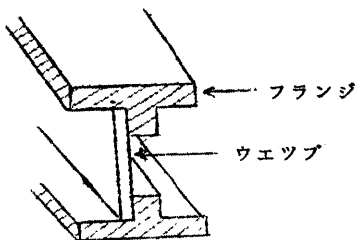
ア 主翼の構造

(ア) 概要



(イ) けた

翼構造の基本となるもので、翼の付根から翼端に向つて2～3本通つている。



(ウ) 小骨

翼型を正しく保つためのもので、けたに直角又は斜めに取付けられその上に外皮を張りつける。



イ 主翼と胴体の結合

- (ア) 内翼と胴体をボルトで結合する。
- (イ) 内翼が胴体を貫通している。

ウ 翼内燃料タンク

- (ア) インテグラル・タンク
- (イ) 金属性タンク
- (ウ) 可撓性タンク ( Cell tank )

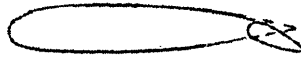
エ フラップ ( Flap )

翼の後縁を下へ折曲げるようにして、必要に応じ高い揚力を得る装置である。

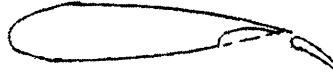
フラップは種々の形式があるが、その構造は主翼を小さくしたものと考えてよい。

作動方法は小型機では電動式、大型機では油圧式が用いられている。

単純フラップ



フアウラー・フラップ



オ 補助翼 (Aileron)

作動は左右非対称である。

翼端付近の後縁についている。

構造は主翼と同じくけた、小骨、外皮からできている。

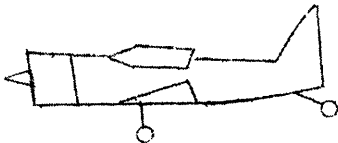
(6) 尾翼構造

主翼の寸法を小さくしたものと考えてよい。

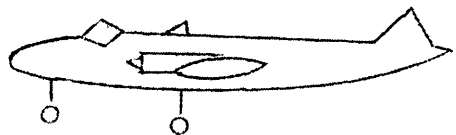
尾翼は安定板と動翼に分けられる。

(7) 着陸装置

ア 前輪式と尾輪式



尾輪式



前輪式

前輪式の特徴

(ア) 滑走距離が短かくてすむ。

(イ) 視界がよい。

(ウ) 方向安定がよい。

(エ) 急ブレーキが効く。

(オ) ジェット機の排気ガスは地面にあたらない。

上記の理由により最近の航空機はすべて前輪式を採用している。

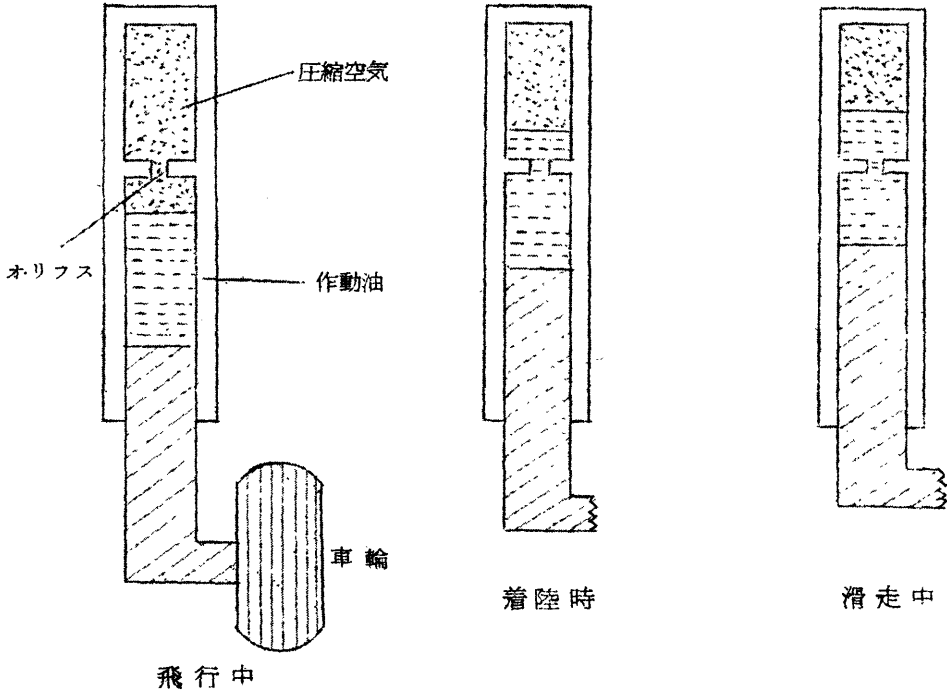
イ 緩衝装置 ( Shock strut )

着陸時、機体に加わる衝撃荷重  
地上走行時の振動荷重 } を吸収する。

タイヤだけだと衝撃力を和らげる働きはするが飛行機が接地したときに、ゴムまりのように大きくバウンドしてなかなか減衰しないので、緩衝装置によつて接地時の運動エネルギーを吸収してしまふ必要がある。

緩衝装置としてオレオ緩衝装置が現在主用されている。

オレオ緩衝装置



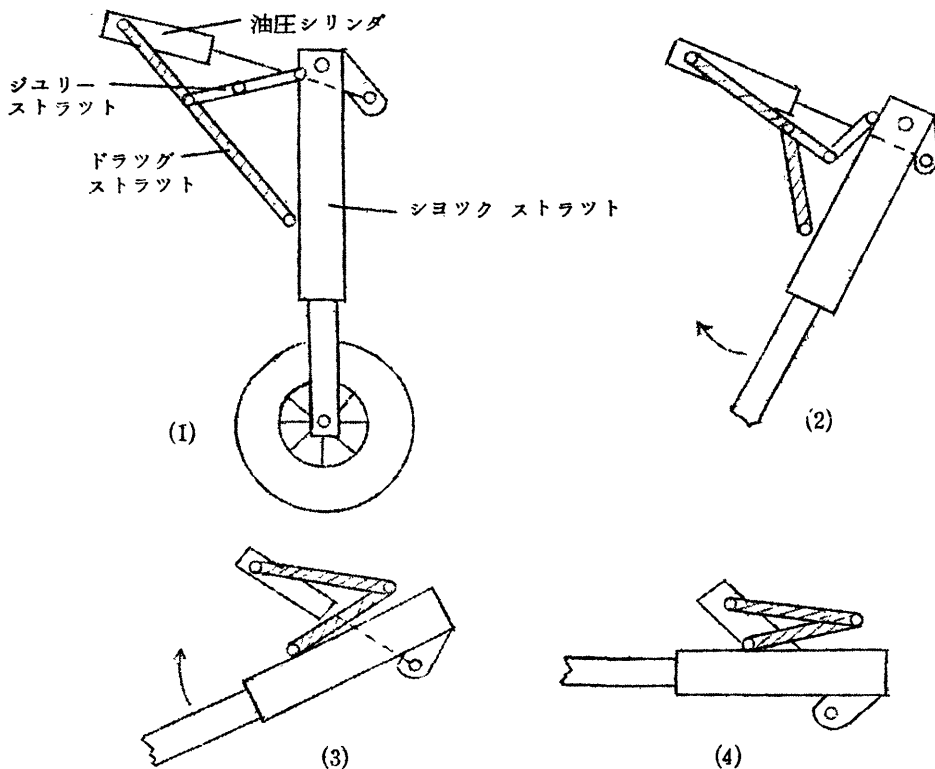
ウ 脚引込装置

航空機 ( 小型機を除く ) は有害抵抗をできるだけ少なくするために、飛行中は脚を機体の中に引込むようになっている。

この引込装置の作動方法には油圧式及び電動式があるが油圧式が最も多く用いられている。

脚の格納場所もエンジン・ナセル、胴体及び翼等いろいろある。

P2V-7 主脚の引込装置



(8) 操縦系統

人力又は機械力による操舵力を確実に舵面に伝えなければならない。

そのため配置に当つては

できるだけ直線にする。

摩擦を少なくする。

整備点検ができやすくする。

操舵力を伝える方法としては

ア 索

イ 押引管

ウ チェーン

エ エトーション・チューブ

オ これらの組合せ



## 航空原動機

### 1 航空原動機の具備すべき条件

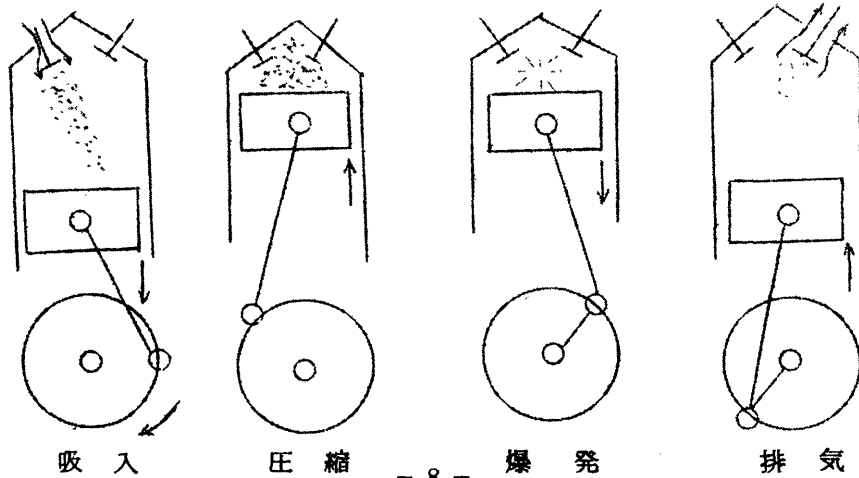
- (1) 信頼性が高いこと。
- (2) 耐久性があること。
- (3) コンパクトであること。
- (4) 馬力当たりの重量が小さいこと。
- (5) 比出力が高いこと。
- (6) 安価であること。
- (7) 熱効率の高いこと。
- (8) 振動の少ないこと。
- (9) 整備が容易なこと。
- (10) 運転に柔軟性があること。

### 2 原動機の種類

- (1) レシプロ・エンジン
- (2) ガスタービン・エンジン

### 3 レシプロ・エンジン

#### (1) 作動原理



(2) 冷却方式

空 冷

水 冷

(3) シリンダの配列

ア 直列型

イ 水平対向型

ウ V 型

エ 星 型

(4) 海上自衛隊の航空機の使用エンジン

メンター

KM-2

ビーチ 65

ベル 47

} 水平対向型 6 気筒

R 4 D

S 2 F

HSS-1

} 星型 9 気筒 ( 単列 )

P 2 V - 7

星型 18 気筒 ( 複列 )

(5) レシプロ・エンジンの性能

$$\text{馬力 ( B.H.P )} = K \times \text{トルク} \times \text{RPM}$$

トルクは吸気圧力に比例するから

$$\text{馬力} = K \times \text{トルク} \times \text{RPM} = A \times \text{吸気圧力} \times \text{RPM}$$

A, K は比例定数

P2V-7では飛行中の発生馬力をトルク・メーターの読みと回転計の読みから知ることができる。

$$B.H.P = \frac{\text{トルク・メーターの読み} \times \text{RPM}}{142}$$

トルク・メーターが装備されていない他のレシプロ機では、吸気圧力と回転数から知ることができる。

## (6) 過給器

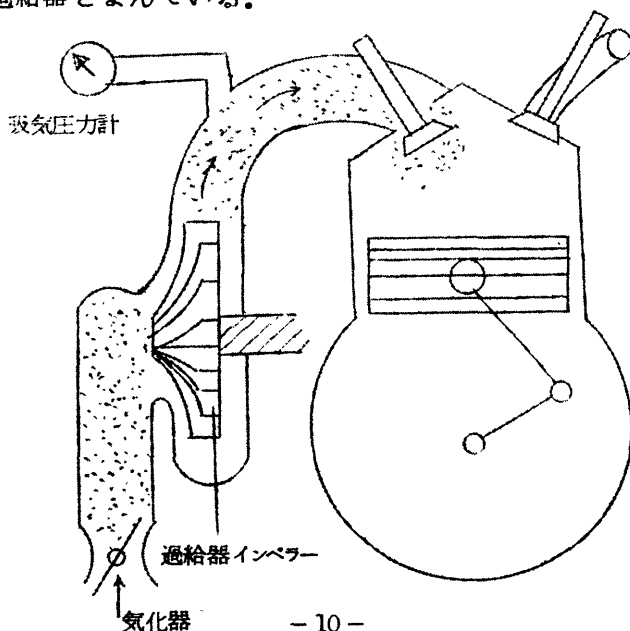
$$\text{馬力} = A \times \underbrace{\text{吸気圧力}}_{\text{混合気の質量}} \times \text{RPM}$$

↓  
質量 = 密度 × 体積 (空気量)

発動機は高空に行くに従って空気密度が減少する結果、出力が低下する。これは密度の低下によつて、シリンダ内に吸込まれる空気の質量が減少するためである。

出力低下を補うために空気ポンプをつけてシリンダの吸込む空気量を増してやる。

そうすると、高々度でも地上とほとんど同じ出力が得られる。この空気ポンプを過給器とよんでいる。



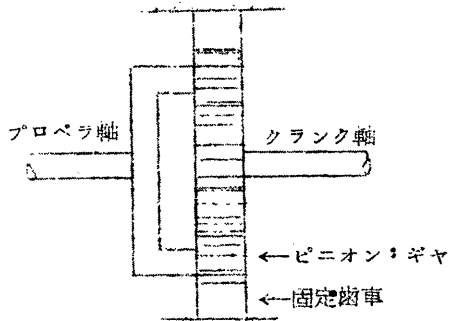
4 減速装置

エンジンの速い回転をクランク軸から直接プロペラに伝えると、プロペラの回転速度が必要以上に速くなって、プロペラ先端速度が音速以上になり衝撃波のためにプロペラ効率が低下する。

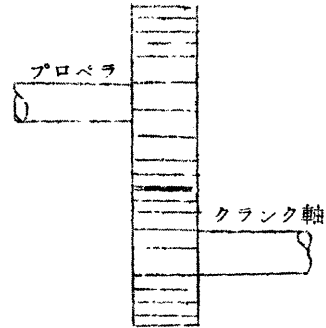
このため、クランク軸とプロペラの間に減速装置を配して回転数を低くしてプロペラ効率を高くしている。

レシプロ・エンジン            2 : 1

ターボ・プロップ            10 : 1



遊星歯車式

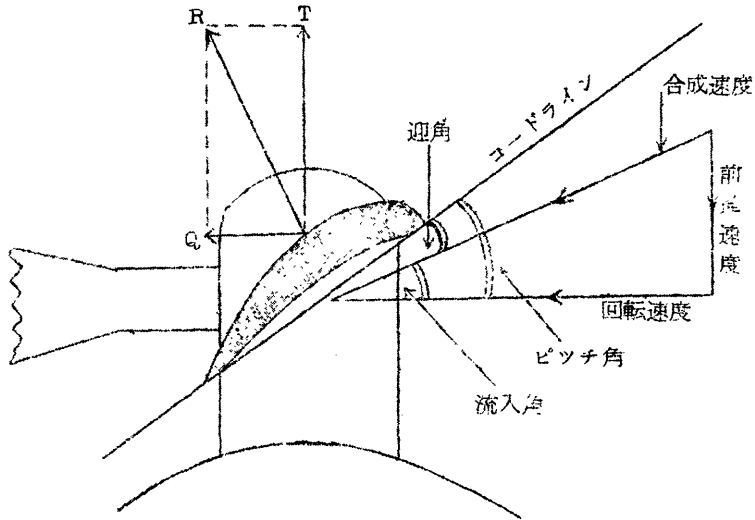


平歯車式

5 プロペラ

(1) プロペラに作用する空気力

プロペラ・ブレードの断面は翼型をしており、翼型の性質がプロペラ・ブレードでもそのまま適用する。



プロペラ・ブレードに空気が当たるとそこにはベルヌーイの定理による空気力 $R$ が生じる。この $R$ のうち飛行機の前進方向の分力 $T$ が実際に飛行機を前進させる力、すなわち推力となる。

(2) プロペラ効率

エンジンの軸馬力の総てがプロペラを介して推力になるわけではなく、一部はプロペラがただ空気をかき回すのに使われたり、一部はプロペラの発生する音となつて失われてしまう。

こういった無駄な馬力を除いたものが実際に飛行のために役立つ推力となる。実際に推力となる馬力を推力馬力という。

$$\text{プロペラ効率} = \frac{\text{推力馬力}}{\text{エンジンの軸馬力}} \quad 80 \sim 85\% \text{である。}$$

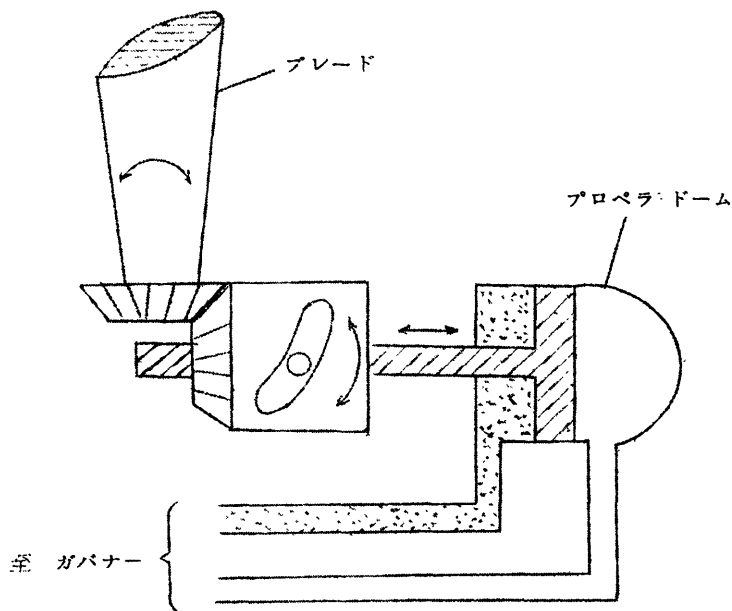
例 P2V 搭載のエンジンの最大馬力は 3,750 馬力であるのでプロペラ効率を 80% とすると飛行に役立つ推力馬力は  $3,750 \times 0.8 = 3,000$  馬力となる。

(3) 可変ピッチ

プロペラは飛行中常に高いプロペラ効率を得られるように、飛行速度に応じてピッチを変えられるようになっている。

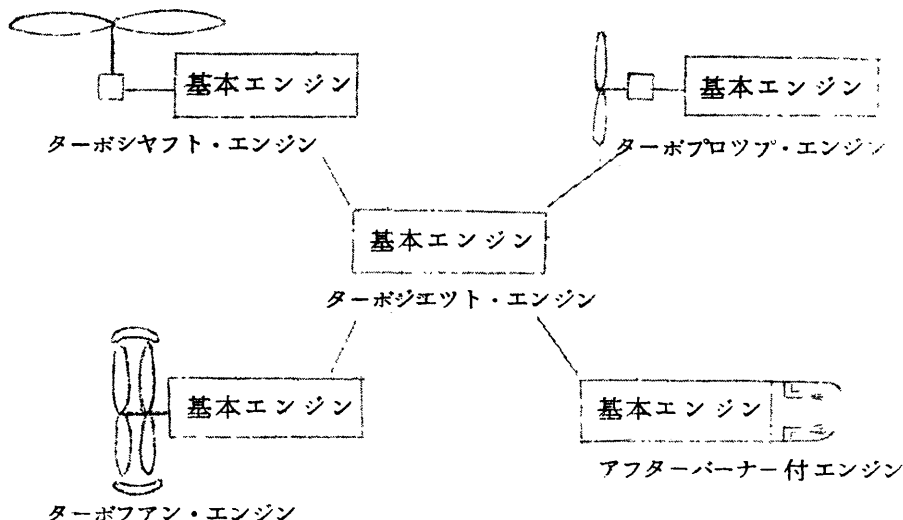
このピッチ変換機構を持つプロペラを可変ピッチ・プロペラと呼んでいる。現在の飛行機はほとんどこの可変ピッチ・プロペラを装備している。

(4) 可変ピッチ機構



6 ガスタービン・エンジン

(1) 種類



(2) 特徴

利 点

- ア 高速・高々度における効率がよい。
- イ 重量や前面面積の割りに出力が大きい。
- ウ 振動が少ない。
- エ 構造が簡単 → 整備が容易
- オ 暖機運転の必要がない。

欠 点

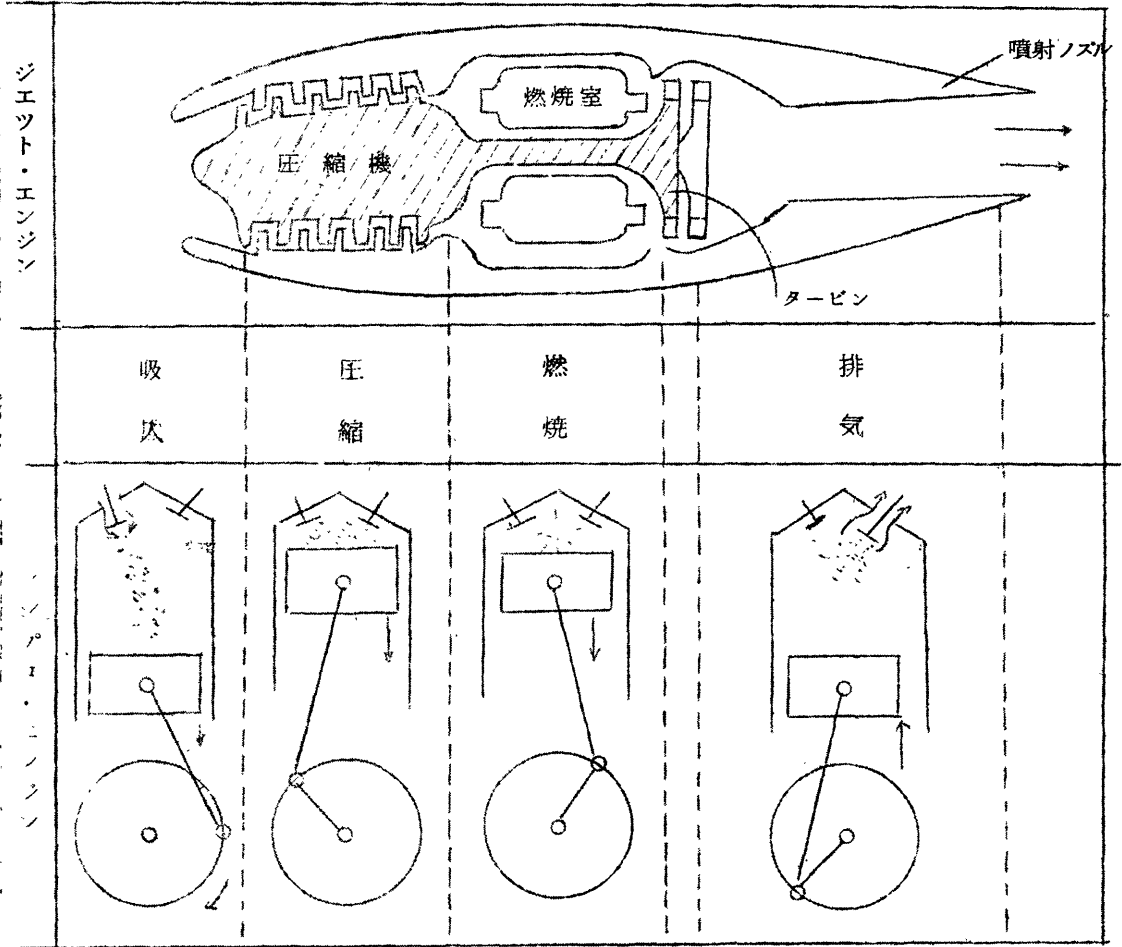
- ア 燃料消費が大
- イ 低速時の馬力が小さく、離陸距離が長い。

(3) 作動概要

- ア 圧縮した空気の中に燃料を噴射して、連続的に燃焼させ多量の高温、高圧ガスを発生させる。
- イ このガスを後方に噴射して推力を得る（ニュートンの第3法則）

# HP『海軍砲術学校』公開資料

- ウ ガスの力の一部を使用してタービンを回わす。
- エ タービンと接続している圧縮器で空気を圧縮する。
- オ このア→イ→ウ→エ作動を連続して繰り返す。



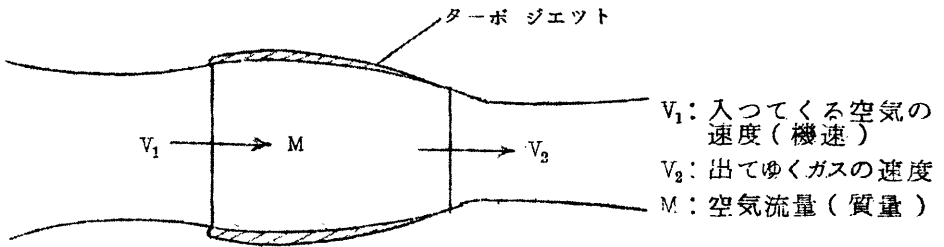


(4) 推 力

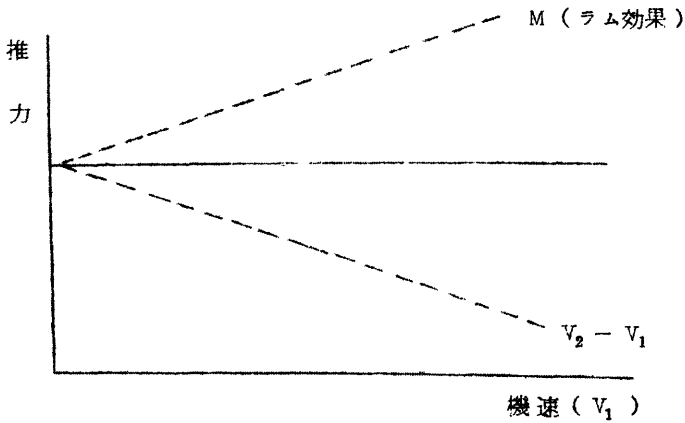
レシプロ・エンジンの性能を表わすのに馬力という単位を使うが、ジェットエンジンの性能は推力 (kg, lb) で表わす。

推力の大きさを求めるのにニュートンの第2法則が用いられる。

力 = 質量 × 加速度 (毎秒の速度の増加量)



$$\text{推力} = M (V_2 - V_1)$$



(5) 馬力と推力

ジェット機が飛行中は推力を馬力に換算することが可能である。

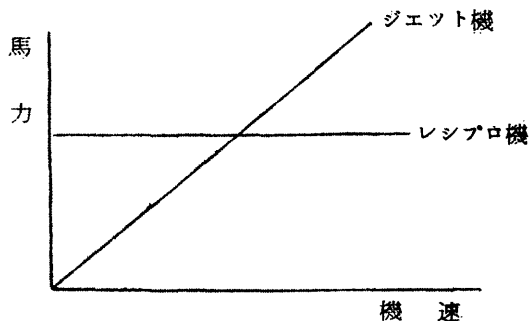
$$\text{仕事} = \text{力} \times \text{距離}$$

$$\text{出力} = \text{仕事} \div \text{時間} = \text{力} \times \underbrace{\text{距離} \div \text{時間}}$$

$$\begin{array}{ccc} \downarrow & & \downarrow \\ \text{推 力} & & \text{速 度} \end{array}$$

$$\text{出力 (毎秒)} = \text{推力 (kg)} \times \text{速度 (m/s)}$$

$$\text{推力} \cdot \text{馬力} = \frac{\text{推力 (kg)} \times \text{速度 (m/s)}}{75} \quad \because 1\text{HP} = 75\text{kg} \cdot \text{m/s}$$



例 F-104が最高速度で飛行しているとき、どれくらいの推力・馬力を出しているかを計算してみると。

エンジン J-79 ……推力 7,000 kg

最高速度 …… マッハ 2.2, 750 m/s

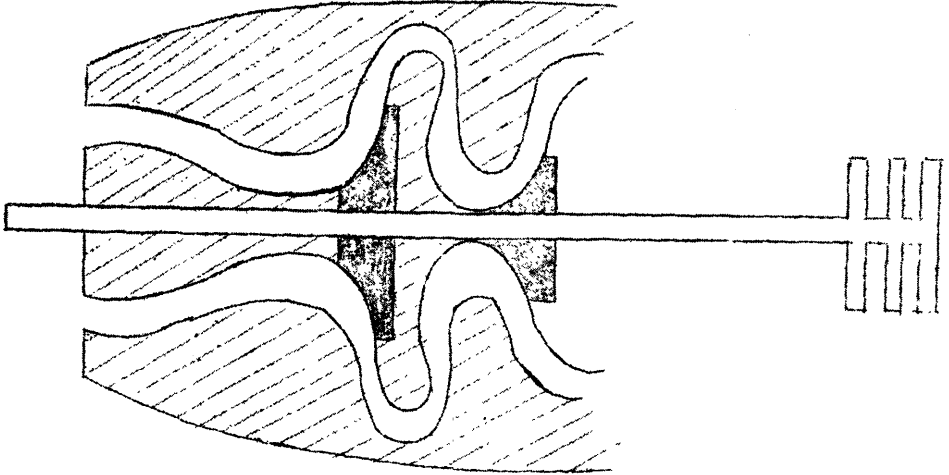
$$\text{推力} \cdot \text{馬力} = \frac{7,000 \times 750}{75} = \underline{\underline{70,000 \text{ 馬力}}}$$

(6) ガスタービンの構造

ア コンプレッサー

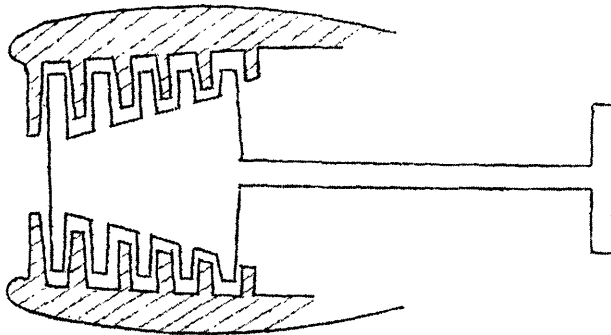
大量の空気を吸込み、これをできるだけ高く圧縮する。

(ア) 遠心式



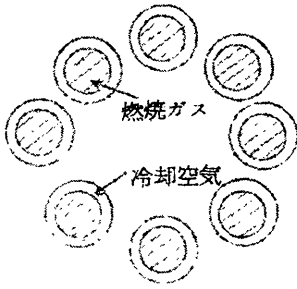
R.R.Dart 10

(イ) 軸流式

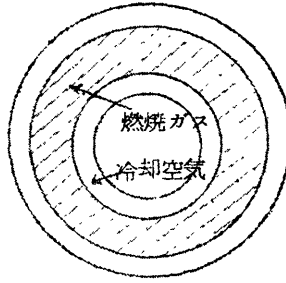


イ 燃焼室

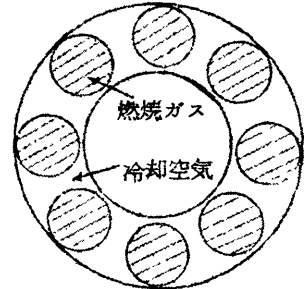
コンプレッサーで圧縮された空気は燃焼室へ送り込まれ、ここで噴射された燃料と混合して燃焼する。



カン型燃焼室



アンニユウ型



カンニユウ型

燃焼室に流入する空気のうち25%が実際に燃焼に使われ、残りの75%は燃焼室の冷却及び燃焼ガスの冷却(タービン入口温度を許容限度まで下げる)のために使われる。

#### ウ タービン

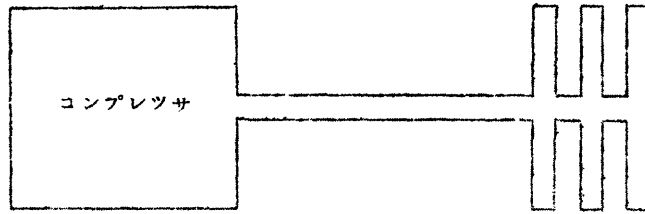
タービンは燃焼室で作られた燃焼ガスの温度、圧力エネルギーを機械エネルギーにかえてコンプレッサあるいはプロペラ、回転翼をまわしている。

ターボ・ジェット・エンジンでは、タービンに与えられるエネルギーのうち $\frac{1}{3}$ はコンプレッサの駆動に費され、推力になるのは残りの $\frac{2}{3}$ である。

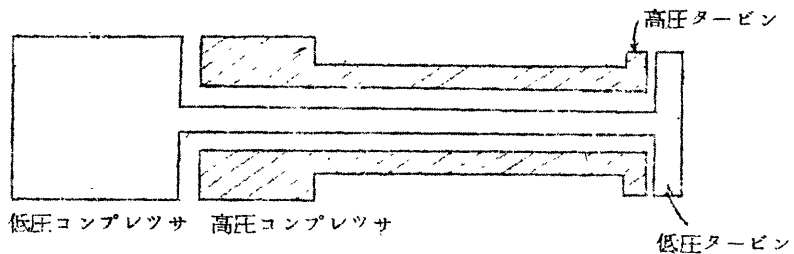
また、ターボ・プロップ・エンジンでは、この割合がもつとも大きくほとんどのエネルギーがタービンに吸収される。

( )最近のエンジンは、タービンを2段あるいは3段にしたものが多い。

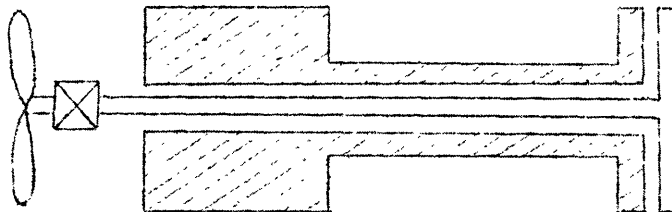
## (ア) 直結単軸型



## (イ) 直結複軸型



## (ウ) フリータービン型



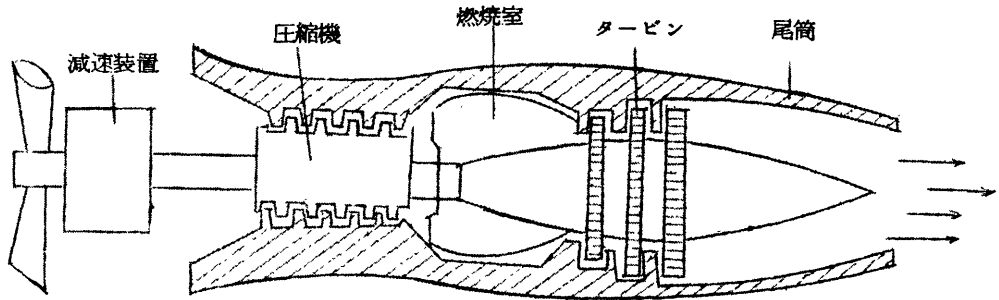
タービン・ブレードを考えると

10000 RPM以上で回転し、しかも常に700℃～900℃の高温にさらされているわけである。

これに耐え得る材料でブレードを作らなければならない。そして材料の耐クリープ性（遠心力により縦方向に伸びビッチが浅くなる）及び耐熱性によつてタービンの回転数やタービン入口温度が定まる。

これらはエンジンの性能を左右する大きな要素の1つである。

(7) ターボ・プロップ・エンジン



タービンの出力でプロペラをまわし、推力の90%をプロペラから、残りの10%を排気ガスから得る方式である。

ア ピストン・エンジンと比較してみると

## 長 所

(ア) ピストンやシリンダを使わないので、空気をコンプレッサ→燃焼室→タービンへと流すだけなので、構造が簡単であり回転数が高いので同じ馬力をだすのに小さく軽いエンジンができる。

(イ) (馬力/重量は、ピストン・エンジンの約 $\frac{1}{3}$ 以下ですむ)

(イ) 往復運動する部分がないから運動がなめらかで、振動が少なく、したがって故障の原因も少なくなる。

(ウ) すれ合い部分が少ないから軸受けも簡単でよく、潤滑油も少なくすすみ、摩耗も少ない。

(エ) 飛行速度が増すと馬力も増す。

(オ) ピストン・エンジンの最大出力は約3500 HPで、それ以上は構造上強度上、設計上いろいろの困難がある。これに対してターボ・プロップはさらに大きい出力のエンジンを作ることができる。(しかし、プロペラの性質や強度の点で出力がおさえられている)

(カ) 飛行機を設計するとき、冷却を特別に考慮する必要がないので、カウリングを限度いっぱい小さくすることができ、抵抗や重量を節約できる。

## 短 所

(ア) 燃料消費率がピストン・エンジンにくらべて大きい。

(イ) 熱効率を上げるために圧縮比を大きくすると低速回転時、失速を起しやすい。

(ウ) プロペラ減速機構がコンプレッサの前にあるので、空気取入れ口を設ける関係上、エンジンの直径をある太さ以下にはできない。

(エ) 出力がコンプレッサ及びタービン効率に敏感で、これがわずかでも悪くなると出力は急激に低下する。

(オ) したがって、巡航のときでも全力回転時の85～90%ぐらいの回転数で運転しなければならない。

# HP『海軍砲術学校』公開資料

(カ) エンジンは、ほとんど一定回転数でまわるので、馬力のコントロールはプロペラ・ピッチだけで変化させて行なうので、プロペラ効率からいうと好ましくない。

## イ ターボ・プロップの出力

ターボ・プロップの出力は軸馬力と排気ガスの推力との2つを合わせたものであるから、性能を表わす場合には〔HP+kg〕というように、両者を併記する。

しかし、最近では便宜上、排気ガスの推力を馬力に換算して軸馬力に加え、値を使っている。

これを相当馬力 (Equivalent Shaft Horsepower) という。

$$\text{相当馬力} = \text{軸馬力} + \frac{\text{推力} (kg) \times \text{速度} (m/s)}{75 \times \text{プロペラ効率}}$$

静止中はプロペラは1軸馬力当たり約1.1～2.1kgの静止推力を発生しているとして

$$\text{静止相当馬力} = \text{軸馬力} + \frac{\text{推力} (kg)}{1.1 \sim 1.2}$$

## ウ ターボ・シャフト

ターボ・プロップのプロペラをヘリコプターの回転翼や地上空気圧縮機のようなプロペラ以外の装置に置きかえたものをターボ・シャフトエンジンと呼んでいる。

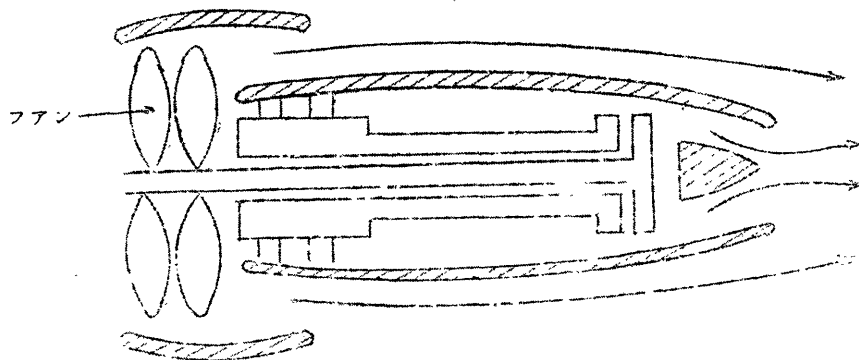
## (8) ターボ・ファン・エンジン

航空用ガス・タービンの一つはターボ・ジェット、他の一つはターボプロップとして発達してきた。

	燃料消費量	低速性能	高速性能
ターボ・ジェット	大	悪い	良い
ターボ・ファン			
ターボ・プロップ	小	良い	悪い



ア 構 造



ターボ・プロップのプロペラの代りに大径のファン ( Fan ) を置き、そのまわりをタクトで囲んだものである。

ファンを流れる空気のうち、ファンの中心に近いところを通つた空気は、コンプレッサ、燃焼室及びタービンを通つて噴射することはターボ・ジェットと全く同じであるが、ファンの外周を通る空気はそのまゝエンジンの外側に噴射される。

全体として考えると、大量の空気を比較的低速で噴射することになる。

このため、音速付近 ( マッハ 0.8~0.9 ) で一番高い性能を発揮し、燃料消費が少なく、低速性能もよい。

電 機 計 器

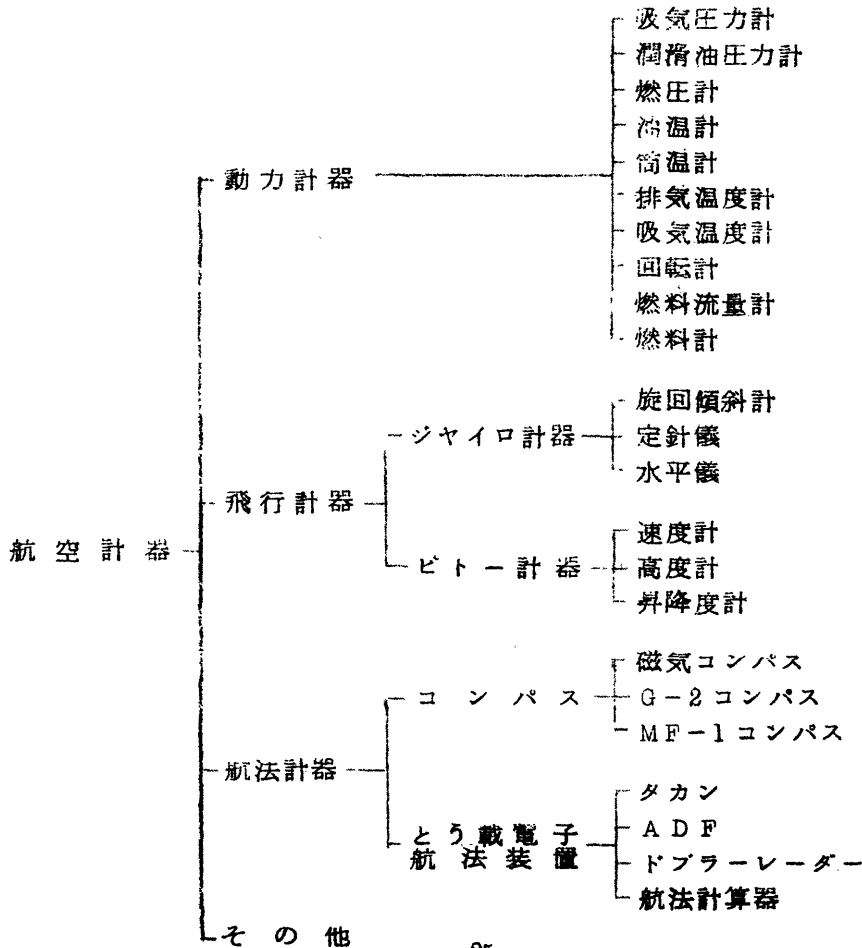
1 航空計器

(1) 概 説

航空機が安全、かつ確実な飛行をするためにパイロットは常に航空機の姿勢・速度・方向・位置及び航空機の部品、系統の状態を確実に把握しなければならない。

そのため、これらの状態を測定し、指示してくれる航空計器が必要となってくる。

(2) 種 類

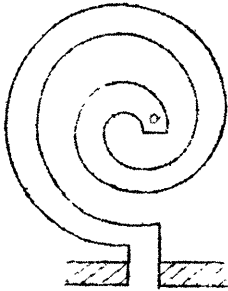


(3) 動力計器

ア 各種圧力計器

㌦ 原理

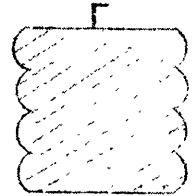
圧力をを回轉又は直線の変位にかえる。



ブルトン管



空がい

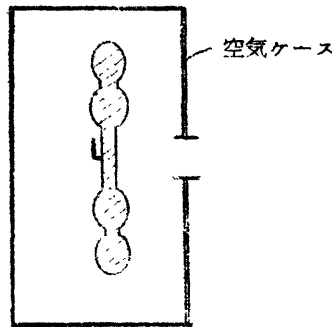


ベローズ

㌦ 種類

a 絶対圧力

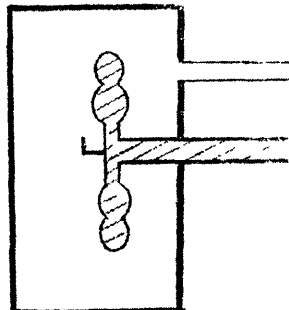
吸気圧力計



b 差圧力

潤滑油圧力計

燃圧計



イ 各種温度計器

(ア) 種類

a. 蒸気圧力計

圧力と温度との関係を利用

b. バイメタル式

膨張係数のちがいを利用

c. 電気抵抗式

金属の電気抵抗は温度が上昇するにつれて増加する性質を利用

d. 熱電対式

2つの種類の違う金属の両端を接続し、温度差を与えると電気が発生する。高温度の測定可能

ウ 回転計

(ア) 発電器

エンジンにより駆動される発電機で、発生電圧はエンジンの回転数に比例する。

(イ) 指示器

発電器からの電力により、回転するモーターと円板から成る。

エンジンの回転数によつて、指示器のモーターの回転数が決まり、円板に発生するうず電流の大きさも決ってくる。

したがつて、指針はエンジンの回転数を指す。

エ 燃料流量計

燃料の通路に羽根車を置く。

羽根車をまわす力は燃料の流量に比例するので、この力を測定することによつて流量を知る。

オ 燃料計

燃料の誘電率と空気の誘電率のちがいを利用する。

(4) ジャイロ計器

ア ジャイロの性質

ジャイロの剛性

ジャイロのプレセッション

イ 旋回傾斜計

ジャイロのプレセッションを利用

ウ 定針儀

ジャイロの剛性を利用

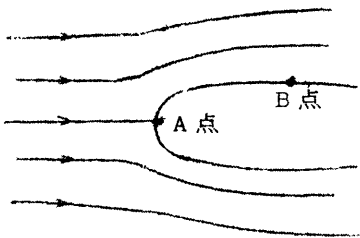
方位は短時間は安定している。

エ 水平儀

ジャイロの剛性を利用して人工の水平線をつくる。

(5) ピトー計器

ア 速度計



$$P_A + \frac{1}{2} \rho V_A^2 = P_B + \frac{1}{2} \rho V_B^2$$

$$V_A = 0 \text{ のとき}$$

$$P_A - P_B = \frac{1}{2} \rho V^2$$

A点とB点の差圧で $V$ を知ることができる。

イ 高度計

標準大気中においては高度と気圧の間には次の関係がある。

高 度 (ft)	気 圧 (in Hg)
0	29.92
2,000	27.82
4,000	25.84
6,000	23.98
10,000	20.58
20,000	13.75

一種の圧力計により圧力を計ることによつて、それに対応する高度を知るようになっている。

## ウ 昇降度計

高度の変化率（1分間に 1,000 ft 上昇）を示す計器で差圧を利用している。

## (6) コンパス

### ア 磁気コンパス

磁気コンパスは方位を知る最も基本となるものであり、現在広く使われている。

地球の自転の影響を受けず、長時間の安定性を有する。

### イ G-2, MF-1 コンパス

磁気コンパスの長時間の安定性と定針儀の短時間の安定性をたくみに利用して常に正しい磁気方位を示すようにしたコンパスである。

## 整備要務

### 1 整備の基本となる法規

- (1) 航空機等整備規則
- (2) 航空機等整備基準
- (3) 航空部隊等の長の定める細部事項

### 2 航空機等整備規則

#### (1) 用語の意義

航空機等： 航空機・機体・発動機・航空電機計器・航空機とう載電子機器・航空武器及び救命機器。

#### (2) 整備の本旨

整備は整備隊等の人員・器材及び施設を効果的に運用し、航空機等の故障欠損等を未然に防止する。

#### (3) 整備の区分

- ア A 段階整備……………部外工場
- イ B 段階整備……………航空工作所
- ウ C 段階整備
- エ D 段階整備 } ……………支援整備隊
- オ E 段階整備 }
- カ F 段階整備……………列線整備隊

#### (4) 整備実施の原則

格付された整備区分を起えて整備を実施してはならない。

#### (5) 安全性の確認

整備（下段階整備を除く）を行なった航空機は、安全性を確認したものでなければ使つてはならない。

(6) 安全性の確保

主要な航空機装備品（発動機 機体等）は、定める間隔を起えて使用してはならない

(7) 刊行物による整備

ア 教範類及び取扱説明書によつて整備する。

イ 航空機等の製造会社の刊行物は、特に指示する場合を除き使つてはならない

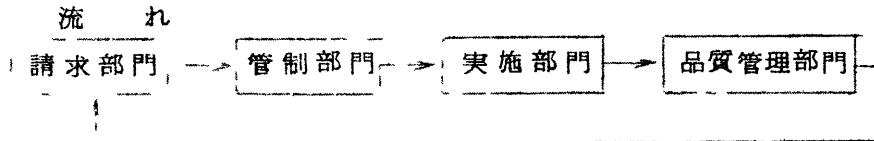
(8) その他整備を実施する場合の細部要領は、航空機等整備基準で定める。

2 航空機等整備基準

(1) 業務実施要領

ア 航空機等整備作業票（ワーク オーダー）

整備を実施する場合に整備作業の請求 命令及び実施の確認の根拠を明確にするために用いる。



イ 計画整備と計画外整備

(ア) 計画整備

整備作業の基本をなすものである。



(イ) 計画整備の種類

日日点検	飛行前点検	毎飛行前実施
	飛行後点検	当日の飛行終了後実施
	定時点検	主(中)検査から30時間飛行すること
定期検査	主検査 中検査	60日間隔で主検査 中検査を交互に実施
定期修理	オーバーホール インタリム・リワーク	18カ月間隔でO/H, とI/Rを交互に 実施(P2V-7機体)

(ウ) 計画外整備

予期されず計画外に発生する不具合に対する整備

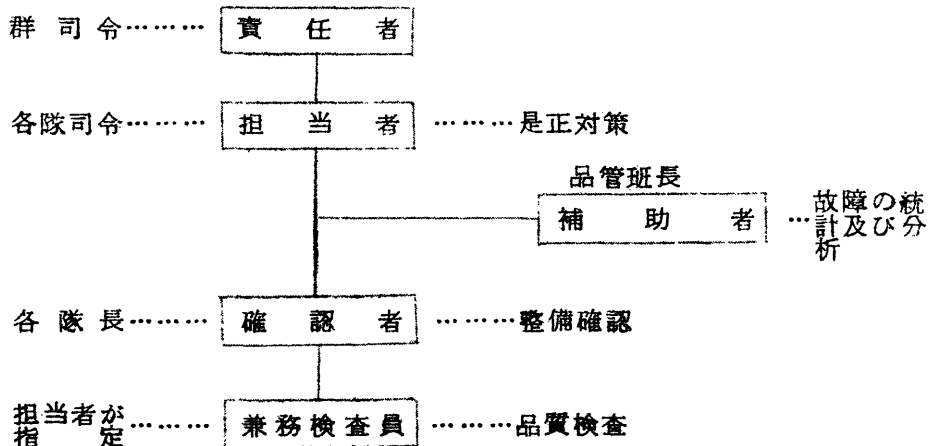
(2) 品質管理

ア 目的

航空機等の品質が技術上の基準に合致しているかを確認する。

整備を評価して不具合を是正する。

イ 部隊における品質管理の組織と業務



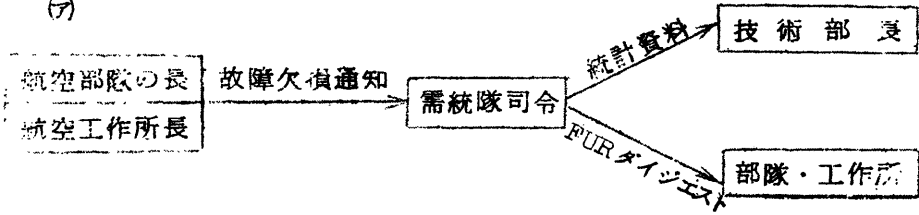
(3) 改善制度

ア 目的

故障欠損の正確な資料を収集し、これに基づき同じ不具合をくり返さないように、また潜在する不具合を未然に防止するように常に改善対策を講ずる。また性能・信頼性を高めるために積極的に改善改良を実施する。

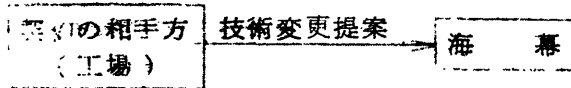
イ 改善制度の流れ

(ア)



技術部長は必要に応じ対策を講じ処置する→改修等指示書

(イ)



海幕長が決定する。

(4) 現地技術任務

ア 目的

部隊で発生した、不具合事項に対する対策・処置を促進し、あわせて製造及びの組に対し改善策を反映させる。

イ 種類

(ア) 駐在任務

部隊に技術員を駐在させて技術援助をしてもらう。

(イ) 臨時任務

臨時に技術員を現地に派遣して、技術援助又は修復作業を援助してもらう。

(ウ) 工場役務

会社の存在する飛行場での整備協力作業。

(エ) 巡回役務

定期的に技術員を巡回させ、技術的事項について指導をしてもらう。

(5) 整備報告

航空機現状の電報報告

航空集団司令官 → 自衛艦隊司令官

平日 1500

土曜 1100

休日 前日の変更のある場合のみ 1500

各群司令 → 航空集団司令官

平日 1400

土曜 1000

日 前日の変更のある場合のみ 1400