

航空发动机构造

[苏联] Г. А. 庫茲明 著



國防工業出版社

航空发动机构造

[苏联] Г.А. 庫茲明 著

毛可久、陈 光 等 译

沈达宽 等 校



国防工业出版社

1965

出版者的話

本书是讲述航空发动机构造的教科书。书中比較詳尽地叙述了这些发动机（书中所举出的机种为苏联常用的几种 ГТД、ТРД 及活塞式的 АИИ82）中主要組合件的典型构造，闡述了它們的构造特点、强度計算方法以及旋轉組合件的平衡方法。

为使内容更为完善，书中个别部分由校者略作增删。

本书是航空中专、中技的教学参考书，也可供有关工厂、部队、民航的工程技术人员閱讀。

参加本书翻譯工作的还有肖陵、俞裕民。

顾家珩等参加了本书的部分校校工作。

КОНСТРУКЦИЯ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

〔苏联〕 Г. А. Кузьмин

ОБОРОНГИЗ 1962

*

航空发动机构造

毛可久、陈 光 等譯

沈达寬 等校

*

国防工业出版社 出版

北京市书刊出版业营业許可証出字第 074 号

新华书店北京发行所发行

各地新华书店經售

国防工业出版社印刷厂印刷

右安門裝訂厂裝訂

*

850 × 1168 $\frac{1}{32}$ 印張 15 $\frac{1}{16}$ 379 千字

1965 年 9 月第一版 1965 年 9 月第一次印刷 印数：0,001—1,040 册

統一书号：15034·952 定价：（科五）2.00 元

前 言

本书介绍了现代航空发动机及其附件的构造。

书中着重叙述了近代高速飞机所广泛使用的燃气涡轮发动机（涡轮喷气发动机和涡轮螺旋桨发动机）的构造。由于在现代航空中活塞式发动机应用得很有限，因此，本书只作了简要的叙述。

在分析任一种型号发动机时，作者不仅结合实例叙述了其组合件的构造，同时还分析了它们最合理的工作条件、承受的负荷、强度计算方法及所用材料。综合考虑这些因素就可以全面评价发动力构造的完善性。

由于篇幅所限，作者在讲述航空发动力构造时，只能局限于少数的几个实例，并对有关结构强度方面的内容也作了必要的精简。

尽管作了上述精简，作者仍尽可能完整地阐述了能够说明构造及强度计算方法的基本问题。

本书包括“燃气涡轮发动机”和“活塞式发动机”两部分。

在绪论中叙述了航空发动机的一般特征、单位参数及简要的发展史与现状。

第一部分叙述了燃气涡轮发动机的分类，主要组合件与零件的构造，滑油与燃油系统附件的构造，以及发动机的调节方法。此外，书中还阐述了叶片、轮盘与轴在发动机工作时所产生的振动及旋转质量的平衡方法，介绍了发动机主要构件强度与刚性的计算方法（附有计算例题），构造的工艺特点及加工特点。

第二部分叙述了活塞式发动机曲柄-连杆机构的运动学和动力学，点火次序以及发动机的平衡方法，阐述了主要组合件的构造及强度计算方法。

本书是航空中等专科学校的教科书，也适用于有关工厂的技术人员和高等航空院校工艺专业的学生。

目 录

前言	3
緒論	9
1. 发动机的分类	9
2. 航空发动机的基本单位参数	9
3. 航空发动机的現况及发展史簡述	11

第一部分 航空燃气渦輪发动机

第一章 燃气渦輪发动机的型別及分类	15
第二章 軸流式压气机	23
2.1 概述	23
2.2 轉子的构造	32
2.3 靜子的构造	38
2.4 压气机轉子的間隙和密封装置	47
2.5 压气机叶片的造型	49
2.6 强度計算	51
2.7 材料	81
第三章 离心式压气机	82
3.1 概述	82
3.2 轉子的构造	85
3.3 靜子的构造	90
3.4 靜子与工作輪之間的間隙	95
3.5 工作輪的强度計算	96
3.6 材料	99
第四章 燃气渦輪	100
4.1 概述	100
4.2 轉子的构造	104
4.3 靜子的构造	110
4.4 渦輪轉子与靜子之間的間隙	118
4.5 渦輪的冷却	120
4.6 叶片的造型	124
4.7 强度計算	126
4.8 材料	145
第五章 叶片与輪盘的振动	146

5.1 概述	146	5.3 叶片的强迫振动	151
5.2 叶片的自然振动	148	5.4 輪盘的振动	153
第六章 燃气渦輪发动机轉子的平衡		155	
6.1 概述	155	6.3 轉子的靜平衡与动平衡	160
6.2 旋轉质量的平衡	157		
第七章 轉子的軸与支承		163	
7.1 概述	163	7.5 发动机轉子的軸向固定	174
7.2 軸	164	7.6 軸承組件的构造	176
7.3 轉子的連接	165	7.7 軸与軸承上的負荷	179
7.4 燃气渦輪发动机轉子的		7.8 强度計算	188
軸承	168	7.9 材料	196
第八章 轉子的临界轉速		197	
8.1 概述	197	轉速	205
8.2 簡諧运动	197	8.7 带多盘变截面軸的临界	
8.3 軸的自然弯曲振动	198	轉速	206
8.4 带单盘軸的临界轉速	199	8.8 进动运动时軸的临界轉	
8.5 带多盘軸的临界轉速	204	速	208
8.6 考虑軸质量时軸的临界			
第九章 燃燒室		213	
9.1 概述	213	9.3 强度計算	227
9.2 燃燒室的构造	218	9.4 材料	230
第十章 排气装置与加力燃燒室		231	
10.1 概述	231	10.3 强度計算	243
10.2 尾噴管的构造	237	10.4 材料	245
第十一章 渦輪螺旋桨发动机的减速器		246	
11.1 概述	246	11.4 輪齿的强度計算	267
11.2 减速器的傳动系統图与		11.5 空气螺旋桨的桨轂	272
傳动比	248	11.6 材料	280
11.3 减速器的結構元件	257		
第十二章 燃气渦輪发动机的附件傳动装置		281	
12.1 概述	281	12.2 傳动装置方案及其构造	281

12.3 材料	286
第十三章 燃气涡轮发动机的承力机匣系统	289
13.1 概述	289
13.2 气体力	291
13.3 惯性负荷及重力	296
13.4 发动机在飞机上的固定	297
13.5 强度计算	299
第十四章 燃气涡轮发动机的润滑系统	301
14.1 概述	301
14.2 燃气涡轮发动机的润滑系统方案	305
14.3 滑油系统附件的构造	310
14.4 材料	318
第十五章 燃气涡轮发动机的燃油系统及其附件	319
15.1 概述	319
15.2 燃油系统简图	324
15.3 燃油系统附件的构造	327
15.4 材料	340
第十六章 燃气涡轮发动机的调节	341
16.1 概述	341
16.2 转速调节器	345
16.3 供油量调节器	352
16.4 燃气涡轮发动机的自稳定性	354
16.5 燃气涡轮发动机的调节系统	355
第十七章 燃气涡轮发动机的起动附件	372
17.1 概述	372
17.2 起动机的型式	374
17.3 点火装置	378
17.4 点火线圈	380

第二部分 活塞式航空发动机

第十八章 曲柄-连杆机构的运动学与动力学	383
18.1 正常曲柄-连杆机构的运动学	387
18.2 曲柄-连杆机构的惯性力	390
18.3 气体压力	393
18.4 一个气缸所传出的总力	396
18.5 点火次序	397
18.6 曲拐上 T 力及 Z 力的合成	398
18.7 作用在曲轴连杆轴颈上的力	400
18.8 扭矩	400
18.9 翻转力矩	401
第十九章 活塞式发动机的平衡	403

19.1 概述	403	19.4 扭轉振動的擺式配重減振器	408
19.2 單排星型發動機的平衡	404		
19.3 雙排星型發動機的平衡	406		
第二十章 曲軸	413		
20.1 概述	413	20.3 強度計算	417
20.2 曲軸的構造	413	20.4 曲軸的材料及強化方法	423
第二十一章 連杆	424		
21.1 概述	424	21.3 強度計算	426
21.2 連杆的構造	424	21.4 連杆的材料及強化方法	429
第二十二章 活塞	430		
22.1 概述	430	22.4 活塞銷	434
22.2 活塞的構造	430	22.5 強度計算	435
22.3 活塞漲圈	431	22.6 材料	436
第二十三章 氣缸	437		
23.1 概述	437	23.3 強度計算	439
23.2 氣缸的構造	437	23.4 材料	439
第二十四章 分氣機構	440		
24.1 概述	440	24.3 材料	446
24.2 分氣機構的構造	443		
第二十五章 減速器及增壓器	448		
25.1 減速器	448	25.3 材料	453
25.2 增壓器	452		
第二十六章 活塞式發動機的機匣、附件傳動裝置及潤滑系統	455		
26.1 發動機機匣	455	26.3 活塞式發動機的潤滑	457
26.2 附件傳動裝置	456	26.4 材料	457
第二十七章 活塞式發動機的點火系統	458		
27.1 概述	458	27.4 點火系統的屏蔽	462
27.2 點火電嘴	458	27.5 起動點火	463
27.3 航空磁電機	459		
參考文獻	464		

緒 論

1. 发动机的分类

現代飞行器采用的热力机可分为燃气渦輪发动机、活塞式发动机、冲压式空气噴气发动机和火箭发动机几种。

燃气渦輪发动机本身又可分为单函和双函渦輪噴气式发动机(前者通常簡称为渦輪噴气式发动机),以及渦輪螺旋桨发动机三种。

火箭发动机則分为液体燃料式和固体燃料式两种。

按照获得推力的不同方式,又可将发动机分为噴气式、螺旋桨式及組合式(螺旋桨式和噴气式組合)三种。

渦輪噴气式(单函及双函式的)、冲压式及火箭发动机都属于噴气式发动机。这些发动机靠尾噴管排出廢气的反作用产生推力。

正常型式的渦輪螺旋桨发动机則属于組合式发动机。它依靠空气螺旋桨产生主要推力;依靠排出廢气产生附加推力(約占总推力的8~12%)。

虽然活塞式发动机排出廢气的反作用也經常用来获得附加推力,但它还是属于螺旋桨式发动机。其附加推力不超过发动机总推力的2~3%。

2. 航空发动机的基本单位参数

航空发动机应具有一定的推力或功率、小的外廓尺寸、小重量、高的經濟性和可靠性、足够的工作寿命等等。这些要求是根据它的用途来决定的。此外,发动机的构造应当簡單,便于制造。

航空发动机的性能通常是用下述基本单位参数来衡量的：单位推力或功率、单位迎面推力或功率、比重和单位燃料消耗率。这些单位参数可根据下述关系式来确定：

单位推力或功率

$$P_{ya} = \frac{P}{G_B} \frac{\text{公斤推力}}{\text{公斤/秒}}^{\bullet}; N_{ya} = \frac{N_e}{G_B} \frac{\text{馬力}}{\text{公斤/秒}}^{\bullet},$$

式中 P 及 N_e ——在标准大气条件下，发动机在試車台上所得到的推力及功率；

G_B ——流过发动机的每秒空气流量。

单位迎面推力或功率

$$P_{\text{лоб}} = \frac{P}{F_{\text{лоб}}} \frac{\text{公斤}}{\text{米}^2}; N_{\text{лоб}} = \frac{N_e}{F_{\text{лоб}}} \frac{\text{馬力}}{\text{米}^2},$$

式中 $F_{\text{лоб}}$ ——发动机的迎風面积（最大截面积）；

比重

$$\gamma_{\text{дв}} = \frac{G_{\text{дв}}}{P} \frac{\text{公斤}}{\text{公斤推力}}; \gamma_{\text{дв}} = \frac{G_{\text{дв}}}{N_e} \frac{\text{公斤}}{\text{馬力}},$$

式中 $G_{\text{дв}}$ ——发动机重量；

单位燃料消耗率

$$C_{ya} = \frac{G_m}{P} \frac{\text{公斤}}{\text{公斤推力} \cdot \text{小时}}; C_e = \frac{G_m}{N_e} \frac{\text{公斤}}{\text{馬力} \cdot \text{小时}},$$

式中 G_m ——每小时的燃料消耗量。

单位推力或单位功率用来说明发动机中有效利用空气的情况；单位迎面推力或单位迎面功率則按发动机外廓尺寸（亦即它的迎風面）給出其性能比較的估价；比重确定了发动机的重量指标；单位燃料消耗率則表明发动机的經濟性。

● 原书誤为 $\frac{\text{公斤推力}}{\text{公斤}}$ ；

● 原书誤为 $\frac{\text{馬力}}{\text{公斤}}$ 。——譯者

比較完善的发动机应具有較大的单位推力和单位迎面推力，或相应为較大的单位功率和单位迎面功率，以及較小的比重和单位燃料消耗率。

航空发动机的改进是依靠工作过程参数的提高，以及其构造、材料和生产工艺性的改善来保证的。由于存在着較高的热应力和机械应力，航空发动机的翻修寿命通常为几百个工作小时●。

3. 航空发动机的現况及发展史簡述

在 A. Ф. 莫札伊斯基 (Можайский) 于 1882 年制成的世界第一架飞机上，装置着两台蒸汽机，用来带动螺旋桨。由于蒸汽动力装置的重量較大，故以后在航空上就未再使用。但是，莫查伊斯基証明了：使重于空气的机器进行飞行是可能的。

廿世紀初，发明了汽油內燃机（活塞式发动机），在此基础上，航空事业才有了实际的发展。1903 年，美国萊特兄弟把这种发动机装在飞机上，并完成了飞行。直到二次世界大战期間，活塞式发动机仍为航空动力的唯一型式。此时，活塞式发动机已經广泛使用，在一定範圍內，它使飞机的飞行速度不断提高。航空的发展要求飞机飞得更快、更高、更远。根据这些要求，发动机也不断在增加总功率、单位功率、单位迎面功率，以及增高其經濟性方面发展。

航空活塞式发动机的雛形在較小的单位迎面功率及較差的經濟性情况下，只有几十馬力的功率和 3~4 公斤/馬力的比重。而到第二次世界大战时期，单位迎面功率已达 1200~2000 馬力/米²，比重为 0.4~0.6 公斤/馬力，单位燃料消耗率为 0.24~0.32 公斤/馬力·小时，功率已达到 2000~3000 馬力或更高。装有 A. A. 米庫林 (Микулин)、B. Я. 克里莫夫 (Климов) 和 A. Д. 什維佐夫 (Швецов) 設計的活塞式发动机的歼击机，飞行速度已能达到 600~700 公里/小时。继

● 有些发动机在試制后，經過几年以上的試驗与改进，其翻修寿命可达几千工作小时。——校者

續提高飞行速度就需要进一步增大飞机动力装置的功率。活塞式发动机是不能达到这一要求的，这是由于它的重量和外廓尺寸会因此而过份龐大，而且随着飞行速度的增加，空气螺旋桨拉力也会急剧下降。

在采用了噴气式发动机之后，飞机的飞行速度有了很大的提高。这种发动机利用尾噴口排出高速气流的反作用产生推力。俄罗斯学者 К. Э. 齐奥尔科夫斯基 (Циолковский) 是现代噴气技术的奠基者和創始者。

渦輪噴气发动机是在第二次世界大战末期出現的。但只是在战后，渦輪噴气发动机才得到广泛的实际应用。在近代高速航空領域里，渦輪噴气发动机已成为发动机的主要型別。目前渦輪噴气发动机具有几百到 10000 公斤甚至更高的推力。在比重为 0.2~0.3 公斤/公斤推力和单位燃料消耗率为 0.75~0.9 公斤/公斤推力·小时的情况下，其单位推力可达 $70 \frac{\text{公斤推力}}{\text{公斤/秒}}$ ●，而单位迎面推力則达 8000~10000 公斤/米²。

在近代較高的飞行速度下，渦輪噴气发动机具有最好的經濟性。但在中小飞行速度下（大約在 900 公里/小时以下），渦輪噴气发动机在經濟性方面不如帶有空气螺旋桨的发动机，它具有較高的效率。帶螺旋桨的发动机还能在起飞时获得較大的推力，而在着陆时又可由螺旋桨产生負拉力（制动力），这样就减少了飞机在起飞和着陆时的滑跑距离。所以目前在民用航空上，除了渦輪噴气发动机以外，也广泛地采用渦輪螺旋桨的发动机及少数的活塞式发动机。

目前渦輪螺旋桨发动机已具有几百到一万馬力或更高的功率。在比重为 0.15~0.3 公斤/馬力、单位燃料消耗率为 0.2~0.3 公斤/馬力·小时或更低的情况下，其单位功率可达 $250 \frac{\text{馬力}}{\text{公斤/秒}}$ ●，

● 原书誤为公斤推力/公斤。——譯者

● 原书誤为馬力/公斤。——譯者

而单位迎面功率則可达 $5000 \sim 7500$ 馬力/米²。因此，渦輪螺旋桨发动机要比活塞式发动机具有更大的功率，其基本单位参数也要好些。

双函式渦輪噴气发动机在性能方面介于渦輪螺旋桨发动机和渦輪噴气发动机之間。

近代飞机大都采用燃气渦輪发动机（渦輪噴气发动机、双函式渦輪噴气发动机及渦輪螺旋桨发动机），少数的飞机仍采用活塞式发动机。冲压式发动机和火箭发动机在目前的飞行速度下經濟性較差，但在将来很可能得到广泛的使用。

由于高空大气非常稀薄，不論是燃气渦輪发动机、冲压式发动机或活塞式发动机所能达到的飞行高度都有一定的限制。装有火箭发动机的飞行器可以在任何高度飞行（包括宇宙航行），因为这种发动机的工作是与大气无关的。

除了飞机以外，直升机在現代航空上也得到广泛应用。直升机升力螺旋桨的傳动装置可以是机械式的或噴气式的（图 0.1）。机械式傳动装置由活塞式或燃气渦輪发动机通过主傳动軸及减速器，带动升力螺旋桨，图 0.1 a 表示这种傳动装置。图 0.1 b 为

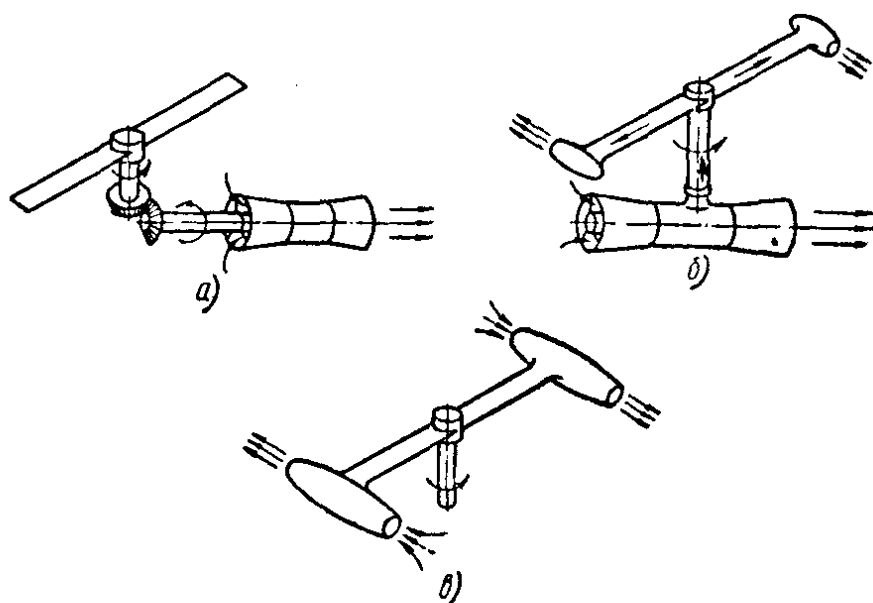


图 0.1 直升机升力螺旋桨的傳动装置。

利用压缩空气的喷气式传动装置。压缩空气从装在直升机机身内的涡轮压气机中引出，再通过轴内通道及螺旋桨桨叶，送到螺旋桨端头的喷口中去。图 0.16 表示带涡轮喷气发动机或冲压式发动机的喷气式传动装置，这些发动机都装在升力螺旋桨桨叶的端头。

第一部分 航空燃气涡轮发动机

第一章 燃气涡轮发动机的 型别及分类

航空燃气涡轮发动机包括涡轮喷气式、涡轮螺旋桨式及双涵涡轮喷气式发动机，它们有着各自的特点。

涡轮喷气式和涡轮螺旋桨式发动机是近代航空用燃气涡轮发动机的基本型式；它们又可根据各个部件的构造特点进行分类。

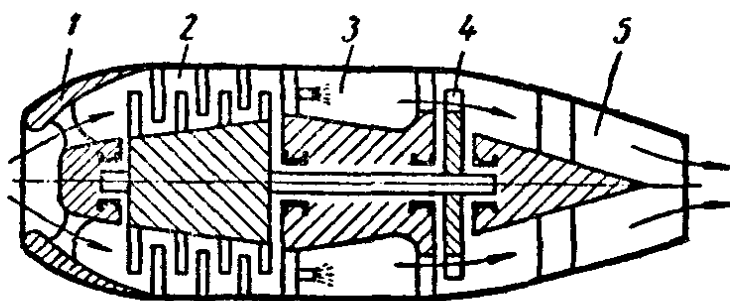


图 1.1 带有轴流式压气机的涡轮喷气发动机简图。

涡轮喷气发动机的分类：

按压气机的型别——带有轴流式压气机或离心式压气机的；

按尾喷管的型别——带有可调节式尾喷管或不可调节式尾喷管的；

按加力装置的有无——带加力燃烧室的或不带加力燃烧室的；

按转子体系——单轴式或双轴式的；

按气流通道的形式——具有直流式或回流式气流通道的。

图 1.1 为最简单的涡轮喷气发动机简图，它由进气装置 1、

軸流式压气机 2、燃燒室 3、渦輪 4 及不可調节式尾噴管 5 所組成。图 1.2 为帶有离心式压气机 1 的渦輪噴气发动机簡图。軸流式压气机比离心式压气机采用的更廣，因为它能保證发动机有較好的經濟性，在大空气流量下仍能有較小的徑向尺寸，以及有較高的增压比。但离心式压气机的級增压比較大，故其构造比較簡單，重量較輕。这种压气机可应用在小推力（小于 3000 公斤）的渦輪噴气发动机上。

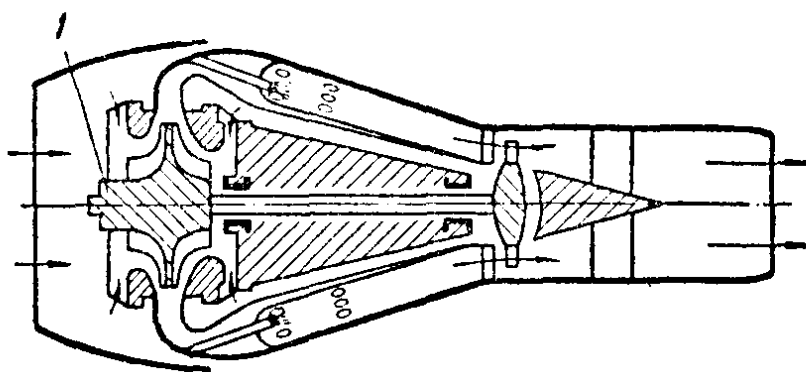


图 1.2 帶离心式压气机的渦輪噴气发动机簡图。

图 1.3 为帶可調节式尾噴管的渦輪噴气发动机簡图。渦輪噴气发动机的主要調节是改变向燃燒室的供油量。有了可調噴口，就可能借改变其流通截面积来进行附加調节。图 1.3 的方案是借移动装在尾噴管 1 內的中心体（錐体 2）进行調节。在最簡單的渦輪噴气发动机方案中，調节尾噴口通常沒有很大的优越性，反而使发动机的构造复杂化，所以在不帶加力裝置的渦輪噴气发动机上，大都裝置着不可調节的尾噴管。

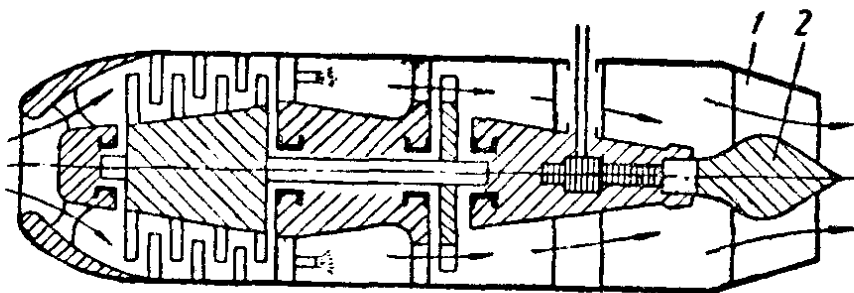


图 1.3 帶有可調节式尾噴管的渦輪噴气发动机簡图。