

航空燃气涡轮发动机 原理和工作过程

H. B. 伊諾捷姆采夫著



国防工业出版社

航空燃气涡轮发动机

原理和工作过程

H. B. 伊诺捷姆采夫著

楊堯立等譯



国防工业出版社

1960

內 容 簡 介

本書系根据苏联国立国防工业出版社1955年出版，H. B. 伊諾捷耶夫所著“航空燃气涡轮发动机——原理和工作过程”一書譯出。原書經苏联高等教育部高等工业学校和机械制造高等学校总管理局审定为高等航空学校教科書。

本書系統地研究了航空燃气涡轮发动机理論方面的材料；闡明了噴气发动机的一般理論問題，涡轮噴气式、涡轮螺旋桨式及双路式涡轮噴气发动机的主要参数的計算方法、特性綫和調节原理。在書末将各种燃气涡轮发动机在不同飞行条件下的单位参数作了比較。

本書內容符合于苏联高等教育部批准的航空学院航空燃气涡轮发动机理論教学大綱。本書可供我国航空燃气涡轮发动机专业的高年級学生应用，也可供在噴气发动机部門工作的工程师和科学工作者作参考。

本書由杨克立、周调武、孙怀民、任翔、史习时合譯，由刘树声、周调武作最后校訂。

苏联 H. B. ИНОЗЕМЦЕВ 著 АВИАЦИОННЫЕ
ГАЗОТУРБИННЫЕ ДВИГАТЕЛИ
ТЕОРИЯ И РАБОЧИЙ ПРОЦЕСС (ОБОРОНГИЗ 1955 年)

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
机械工业出版社印刷厂印刷 新华书店发行

850 × 1168 $\frac{1}{32}$ 印張 13 $\frac{5}{16}$ 363 千字

1960 年 7 月第一版

1960 年 7 月第一次印刷

印数：0,001—1,900 册 定价：(11-9)2.90 元

NO. 2767

目 录

序言	7
緒論	9
1. 噴气发动机的特点	9
2. 噴气发动机的发展概述	11
 第一篇 空气噴气发动机的一般理論問題	
第一章 航空發動機的類型及決定其性能的參數	19
3. 航空发动机的分类	19
4. 各种发动机的应用范围	23
5. 標誌噴气发动机性能的基本参数	25
 第二篇 渦輪噴气发动机	
第二章 渦輪噴氣發動機的結構和工作原理	39
6. 渦輪噴气发动机的原理图及工質参数在发动机通道內的变化	39
7. 渦輪噴气发动机的結構形式	41
第三章 渦輪噴氣發動機的工作過程	48
8. 理想循环	48
9. 实际的渦輪噴气发动机	75
10. 发动机进气装置中空气状态的变化	76
11. 压缩机中的压缩过程	96
12. 燃烧室的工作过程	107
13. 渦輪內的燃气膨胀过程	138
14. 噴口內的燃气膨胀过程	148
15. 关于超音速噴口的使用問題	162
第四章 渦輪噴氣發動機的热力計算	191
16. 計算的目的和程序	191
17. 渦輪噴气发动机气流参数的計算	192
18. 发动机的推力、单位燃料消耗量和效率	208

第五章 單位推力和單位燃料消耗量與工作過程

基本參數的關係 209

- 19. 單位推力同 π_{K0}^* , T_3^* 之間的關係 212
- 20. 單位燃料消耗量同 π_{K0}^* 和 T_3^* 之間的關係 215
- 21. 渦輪噴氣發動機在工作過程參數方面的发展远景 222
- 22. 工作過程參數對發動機效率的影響 232
- 23. 最佳參數的解析計算法 234
- 24. 發動機單位參數同壓縮機效率 η_{ad}^* 和渦輪效率 η_t^* 之間的關係 236

第六章 渦輪噴氣發動機的特性曲線 242

- 25. 飛行特性曲線 243
- 26. 發動機的轉速特性曲線 248
- 27. 渦輪噴氣發動機的相似工作狀態和實驗數據換算為相當於
標準大氣條件下數據的方法 253
- 28. 渦輪噴氣發動機特性曲線的計算法 261

第七章 渦輪噴氣發動機的調節原理 282

- 29. 概論 282
- 30. 計算關係 285
- 31. 不同工作狀態下噴口截面的調節 292
- 32. 渦輪噴氣發動機在巡航狀態時的調節 302
- 33. 不平衡工作狀態 319

第八章 渦輪噴氣發動機的幾種加力方法 324

- 34. 提高渦輪前燃氣溫度的發動機加力方法 324
- 35. 發動機借助於噴射液體進行加力的方法 325
- 36. 在加力燃燒室內補充燃燒燃料的加力方法 327

第三篇 渦輪螺旋槳發動機

第九章 渦輪螺旋槳發動機的結構和工作原理 339

- 37. 發動機的原理圖及通道內工質參數的變化 339
- 38. 渦輪螺旋槳發動機的結構型式 342

第十章 渦輪螺旋槳發動機工作過程的特點 348

- 39. 自由能的分配 348
- 40. 渦輪螺旋槳發動機的經濟性 353

第十一章 渦輪螺旋槳發動機的熱力計算單位推力及單位 燃料消耗量與工作過程基本參數的關係	355
41. 气流参数的計算	355
42. 推力、功率、燃料消耗量的計算	360
43. 单位推力及单位燃料消耗量与工作过程基本参数的关系	364
第十二章 渦輪螺旋槳發動機的特性綫	372
44. 速度特性綫	372
45. 高度特性綫	374
46. 渦輪螺旋槳发动机的轉速特性	376
47. 渦輪螺旋槳发动机的巡航工作状态	377

第四篇 双路式渦輪噴气发动机

第十三章 双路式發動機的結構和工作原理	385
48. 发动机的原理图及工作过程的特点	385
49. 双路式渦輪噴气发动机的結構	386
第十四章 双路式發動機的熱力計算	393
50. 气流参数的計算	393
51. 推力和单位燃料消耗量的計算	398
第十五章 双路式渦輪噴气發動機的特性綫	401
52. 外路不燃燒燃料的双路发动机的特性曲綫	402
53. 外路燃燒燃料的双路发动机的特性曲綫	409

結 束 語

各种燃气渦輪发动机单位参数的对比	415
54. 各种发动机的单位推力和单位燃料消耗量随飞行速度 而变化的情形	415
55. 各种燃气渦輪发动机的应用范围和发展远景	419

序 言

本书是根据作者在莫斯科航空学院授课的讲义整理而成，供高等航空学校学生作为航空燃气涡轮发动机理论课程的教科书。本书内容符合于苏联高等教育部批准的教学大纲。

本书共分五篇。

第一篇 论述空气喷气发动机的一般理论问题。其中包括喷气发动机的发展史简述，航空发动机的分类及其应用范围，决定航空喷气发动机性能的主要参数。

第二篇 阐述涡轮喷气发动机的理论和计算。在本篇内叙述了这类发动机的工作原理，工作过程的特点，理想循环，发动机各个部件的工作情况和发动机热力计算的方法。

本篇某些章节专门研究工作过程参数对推力和单位燃料消耗量的影响，论述发动机的特性线及其计算、发动机在不平衡状态时的工作情况、发动机的调节原理和加力问题。

第三篇 研究涡轮螺旋桨发动机。在本篇内叙述了此型发动机的结构和工作原理，工作过程的特点；发动机的热力计算，单位推力和单位燃料消耗量同工作过程参数之间的关系和涡轮螺旋桨发动机的特性线。

第四篇 专论双路式（内外涵式）涡轮喷气发动机。本篇研究了双路式发动机的结构，工作过程的特点，发动机的热力计算和特性线。

第五篇 举出了各种燃气涡轮发动机单位参数的对比数据并研究了它们的应用范围和发展远景。

本书与1949年作者和 B. C. 朱也夫合写的“航空燃气涡轮发动机”一书相比，不论是内容和材料的编排均有显著的不同。

本书内包括作者新写的几章，它们所涉及的问题是：燃气涡轮发动机的理想循环，发动机各个构件（进气装置、压缩机、燃烧室、涡

輪和噴管)的工作, 超音速進氣道和超音速噴管在渦輪噴氣發動機上的應用, 單位推力和單位燃料消耗量同工作過程參數之間的關係, 渦輪噴氣發動機在工作過程參數方面的发展遠景, 渦輪噴氣發動機的特性線及其計算, 發動機的加力問題, 渦輪螺旋槳發動機的特性線, 雙路式渦輪噴氣發動機在外路燃燒燃料時的特性線, 燃氣渦輪噴氣發動機在各種飛行條件下的比較。

在研究各種燃氣渦輪發動機的工作和數據時已估計到發動機工作過程參數 (π_K 和 T_3) 可能的發展遠景和燃氣渦輪發動機在高超音速 (到 $M_H=2.5$) 飛行中的應用遠景。

根據我們的講授方法, 渦輪噴氣式、渦輪螺旋槳式和雙路式發動機的工作原理、熱力計算和特性線是分別加以敘述的。

在編寫此書時利用了作者自己的研究材料和計算材料, 作者和 B. C. 朱也夫副教授在莫斯科航空學院、航空工業研究所用的講義, 以及書末所列的噴氣發動機方面的技術書籍 (B. C. 斯杰契金主編的教科書, И. И. 庫拉金所著的书等)。

關於噴氣發動機的分類、決定其性能的各种參數、發動機的熱力計算、特性線的計算示例、渦輪噴氣發動機的調節原理、發動機巡航狀態的計算、渦輪螺旋槳式發動機工作過程的特點和外路中不進行燃燒的雙路式發動機的特性線等章節系取自上述“航空燃氣渦輪發動機”一書, 沒有多大的更改。

關於超音速進氣道和超音速噴管在渦輪噴氣發動機上應用問題的几節, 系由工程師 H. H. 伊諾捷姆采夫和 A. A. 謝爾蓋安珂寫成, 由作者最後審核。

最後, 作者認為應當感謝莫斯科航空學院航空發動機第一教研室的 Л. С. 斯庫巴切夫斯基和 E. B. 特羅菲莫娃兩同志, 他們在發動機特性線的計算方面做了很多工作, 同樣應當感謝在編寫本書時曾對作者給以很大幫助的 B. C. 朱也夫副教授和仔細審閱原稿并提出寶貴意見的審閱者技術科學博士 M. M. 馬斯連尼科夫教授, 以及在編審本書時化了很大精力的技術科學碩士 Я. М. 戈特梁爾。

作者

緒 論

1. 噴气发动机的特点

最简单的噴气发动机是火箭发动机。图 1 所示即为其原理图。它由圓筒形燃燒室 1 和噴口 2 构成。

当由噴咀噴入燃燒室的液体燃料和液体氧化剂的混合物燃燒时，在发动机內便形成高温和高压的燃燒产物。此种燃燒产物以很高的速度由噴口排入大气，此时由于排出燃气的反作用而产生反作用力，其方向与燃气流出的方向相反。此反作用力也就是推动装有火箭发动机的飞行器（飞机、砲彈）前进的推力。

火箭发动机发出的推力直接作用在火箭发动机机体上，故可以作为作用在发动机工作面上的压力的合力而求出。



图 1 火箭发动机示意图

1—燃燒室；2—噴口。

所以噴气发动机是热力机（将燃料的化学能轉变为燃气的动能）和推进器（利用发动机內排出的燃气的反作用产生推力）合为一体的动力装置。

噴气发动机只是在最近数十年才获得了实际应用，目前广泛地用于砲兵部队，特别是航空方面。噴气发动机在飞机上的应用在航空上引起了真正的技术革命并为航空的发展开辟了新紀元。由于应用了噴气发动机，飞机的飞行速度才得以急剧增加。

如果說装有活塞式发动机的紀錄飞机在1939年所创最大速度为755公里/小时的話，那末装有噴气发动机的飞机于1948年就已达到

1079公里/小时的速度。现在，装有喷气发动机的飞机具有更高的速度（跨音速和超音速），而喷气导弹已经达到了高超音速的地步。

装有喷气发动机的飞行器的速度之所以能这样显著地增加，其原因如下：

大家知道，装有活塞式发动机的螺旋桨动力装置的功率实际上并不随着飞行速度的增加而改变，如果考虑到高速飞行时螺旋桨效率还会降低的话，它的功率甚至还要稍微减少。

在此种条件下，装有活塞式发动机的螺旋桨动力装置的推力随着飞行速度的增加而降低（图2），此装置的推力可按下式求出：

$$R = \frac{75N_e\eta_B}{V},$$

式中 N_e ——发动机的有效功率；

η_B ——螺旋桨效率；

V ——飞行速度。

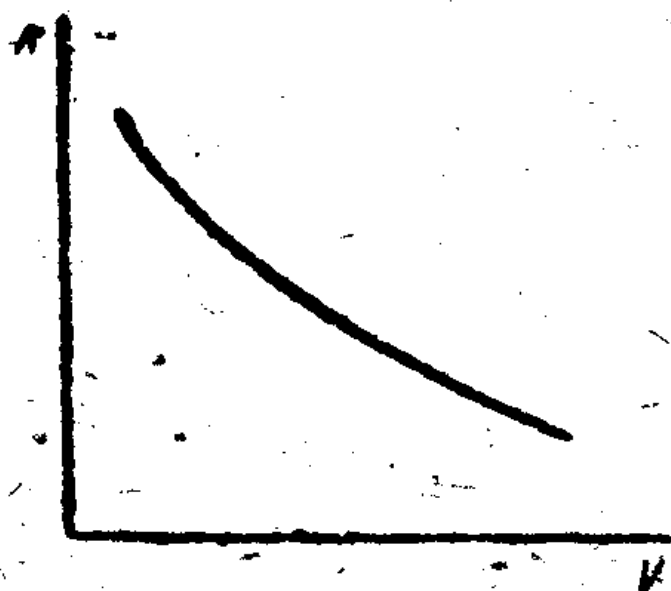


图2 螺旋桨动力装置的推力随飞行速度而变化的情形。

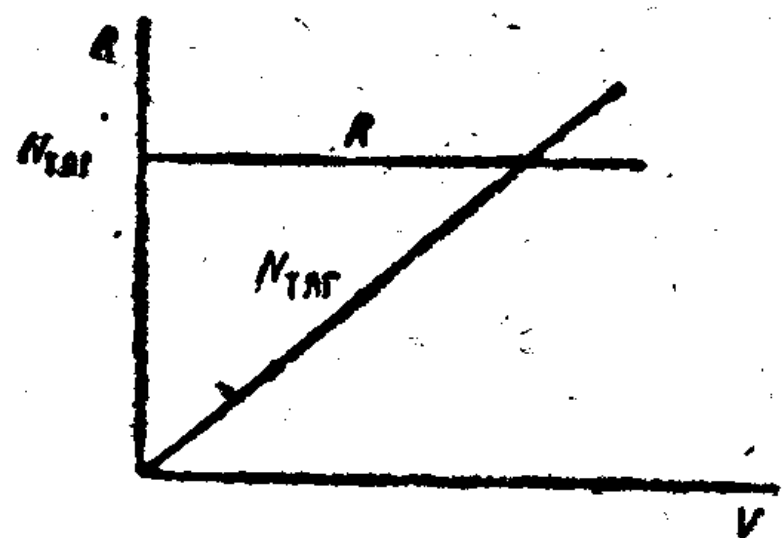


图3 火箭发动机的推力和推进功率随飞行速度而变化的情形。

我們也知道，飞行速度增加时空气阻力会急剧增加。因此在高速飞行中发动机应能发出很大的推力，因而应有很大的功率。例如计算表明，在1000公里/小时的飞行速度下要获得3000公斤的推力，需要推进功率约11000马力，大约相当于活塞式发动机轴的功率15000马力。但是，能产生如此巨大功率的活塞式发动机势必将很大很重，以致不可能装在飞机上应用。

这就是装有活塞式发动机的飞机在高速飞行时所遇到的主要困难。

如果应用喷气发动机，则可以避免这种困难。

实际上，上述火箭发动机的推力在燃烧室恒定的工作状态下与飞行速度无关，因此发动机的推进功率随着飞行速度的增加而增加（图3）。

如果再来研究一下其他喷气式发动机（冲压式和涡轮喷气式）的工作情况，也可以看出，它们的推力同样不象活塞式发动机的螺旋桨动力装置那样随着飞行速度的增加而减小（图4）。

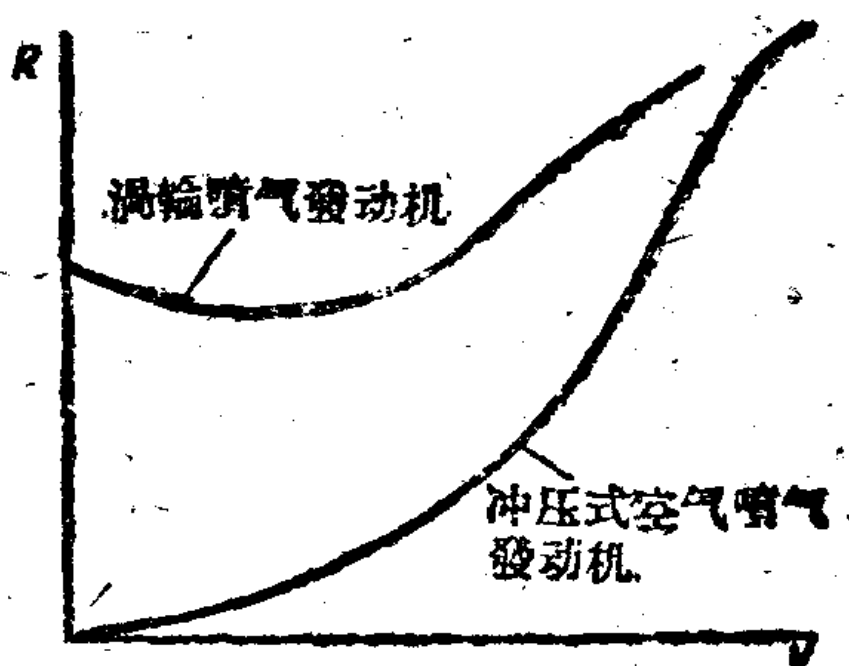


图4 涡轮喷气式和冲压式空气喷气发动机的推力随飞行速度而变化的情形。

喷气发动机的这一特点再加上它的结构简单、外廓尺寸和重量小（与活塞式发动机相比）使它适合于应用在高速飞行的飞行器上。

现在，喷气式发动机已广泛地用在航空中，并已成为现代高速飞机所用航空发动机的主要类型。今后随着飞行速度的继续增加，喷气发动机在航空方面必将起着更大的作用。

2. 喷气发动机的发展概述

反作用运动的原理远在古代就已为人所知。最早的喷气发动机是公元前120年亚历山大城的郝罗所制成的圆球。

第一台能作前进运动的反作用动力装置是装有蒸汽锅炉的四轮车，锅炉有用以排气并产生牵引力的喷气管。这种动力装置是牛顿在1680年提出的。在很早以前，人们就知道利用反作用原理来在空中移动各种器械。中国最先将反作用运动原理用在各种火箭上。远在彼得一世时，俄罗斯工匠所制的火药火箭就已经用在照明和信号装置上，并用作武器。

但是把火箭用作可操纵飞行器的发动机的問題，只是在19世纪末叶才开始研究的。

首先研究这一問題的要算俄国科学界，而且是与革命家、民意党

人H.И.基巴里契奇的名字分不开的。

基巴里契奇在被判处死刑(1881年)以前不久,草拟了装有火药火箭发动机的飞行器的设计方案,这应当被认为是世界上第一架可操纵喷气式飞行器的设计方案。基巴里契奇曾提出采用火箭发动机作为动力装置。

基巴里契奇的关于创造喷气式飞行器的理想现在已经完全实现了。

1903年,杰出的俄罗斯学者和发明家K.Э.齐奥尔可夫斯基首先提出制造液体燃料火箭发动机。

齐奥尔可夫斯基的发动机包括有现代液体燃料火箭发动机的一切主要部件:输送燃料(可燃物和氧化剂)的泵、用液体燃料来冷却的燃烧室和拉瓦尔喷管(图5)。液体燃料火箭发动机的实验工作是在1930年开始的。1930至1932年间,工程师Ф.А.仓德尔首先在我国制成了液体燃料火箭发动机,并作了试验。在这期间工程师M.К.基赫米罗夫设计的火箭也试飞成功。

在此期间,液体燃料火箭发动机在地面和飞行中的试验工作也同样在国外进行着。

1931年,德国进行了温克勒和里捷尔等人设计的火箭的试验。在同一时期,美国果达尔特教授也作了火箭的试验。

1940年在我国完成了装有液体燃料火箭发动机的飞机的第一次飞行。这次飞行中所用的实验飞机是С.П.卡戈罗廖夫设计的,在这架

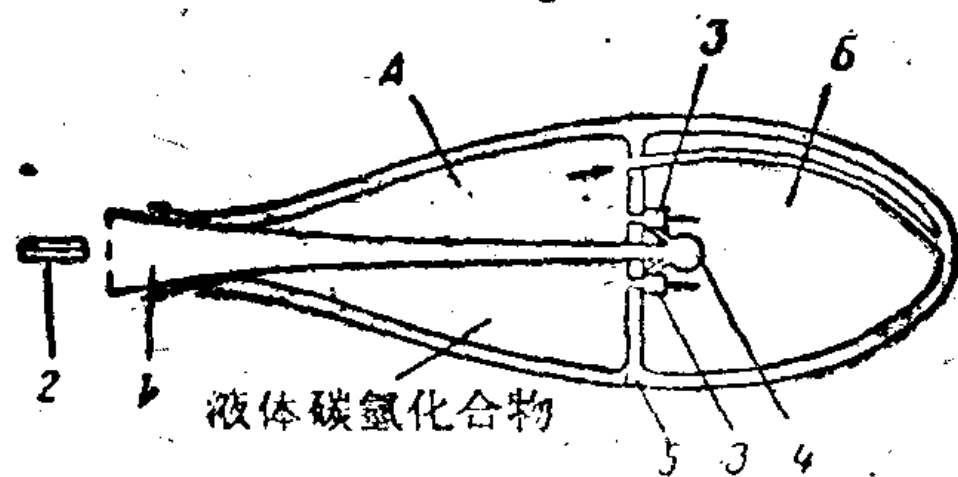


图5 齐奥尔可夫斯基的火箭船示意图(1903年)

1—喷口; 2—舵(所示为假想的); 3—燃料泵; 4—燃烧室;
5—双层壁壳; A—在很低的温度下自由蒸发的液体氧; B—乘
员、呼吸装置等。

飞机上安装了Л.С.杜什金设计的发动机。

1941年按照В.Ф.鮑赫維欽諾夫的设计方案制造了安装杜什金设计的液体燃料火箭发动机的特种喷气式飞机。此型飞机于1942年进行了试验，效果良好。

1943年，美国试验了第一架装有液体燃料火箭发动机的美国飞机。

1944年，德国制成了一些装有液体燃料火箭发动机的歼击机。

目前在许多国家里继续进行着发展液体燃料火箭发动机的工作。

研究各种结构的空气喷气发动机，对于反作用运动原理的发展有很大的意义。

1849年，俄国工程师И.И.特列捷斯基提出利用压缩气体射流的反作用力来推动气球。1866年，H.M.索科夫宁制订了空气喷气发动机的简图及设计方案，此发动机的推力利用气体排出的反作用产生。

1908年，法国的罗兰作出了一种独特的空气喷气发动机方案。根据罗兰的方案，普通内燃机的燃气经过排气门和喷管排出而产生反作用推力（图6）。

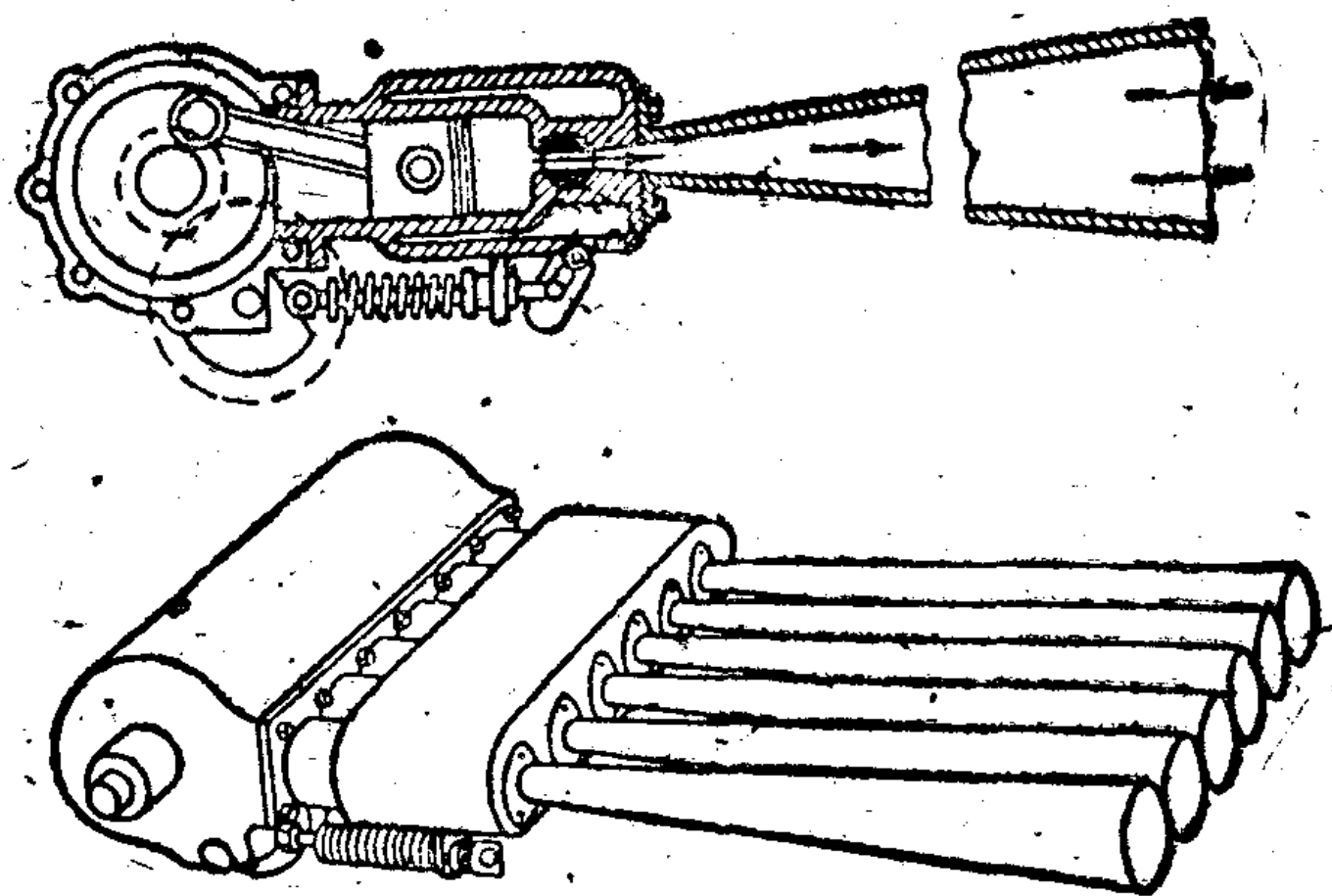


图6. 罗兰设计的空气喷气式发动机示意图。

1911年，罗兰为冲压式空气喷气发动机的许多设计方案写了说明。法国设计家列姆克提出的冲压式空气喷气发动机（图7）与现代

的结构型式很相似。1938年，列鵠克冲压式空气喷气发动机的模型曾在巴黎航空博览会上展出。

1939年，苏联开始了第一批冲压式空气喷气发动机的试验。

1942年，德国进行了曾盖尔设计的冲压式空气喷气发动机的试验。现在很多国家都在设计和试验冲压式空气喷气发动机。

脉动式空气喷气发动机的发明者是俄国工程师B. B. 卡拉伏金。他在1906年提出“利用可燃混合物週期性爆炸以获得高速脉动气流的机械”，并因此获得了专利权（图8）。

从卡拉伏金所设计的机械的说明和简图来看，可知：在燃烧室5中形成的燃烧产物进入长管2，长管的末端是喷口3。由于惯性作用，即使当燃烧室5中的压力下降已燃气体仍将继续顺长管流动，因而在燃烧室中形成稀薄度。由于压力差的作用气门6打开，进入新的燃料空气混合物。混合物在燃烧室中燃烧后的产物又流经排气管排出，于是循环不断重复。

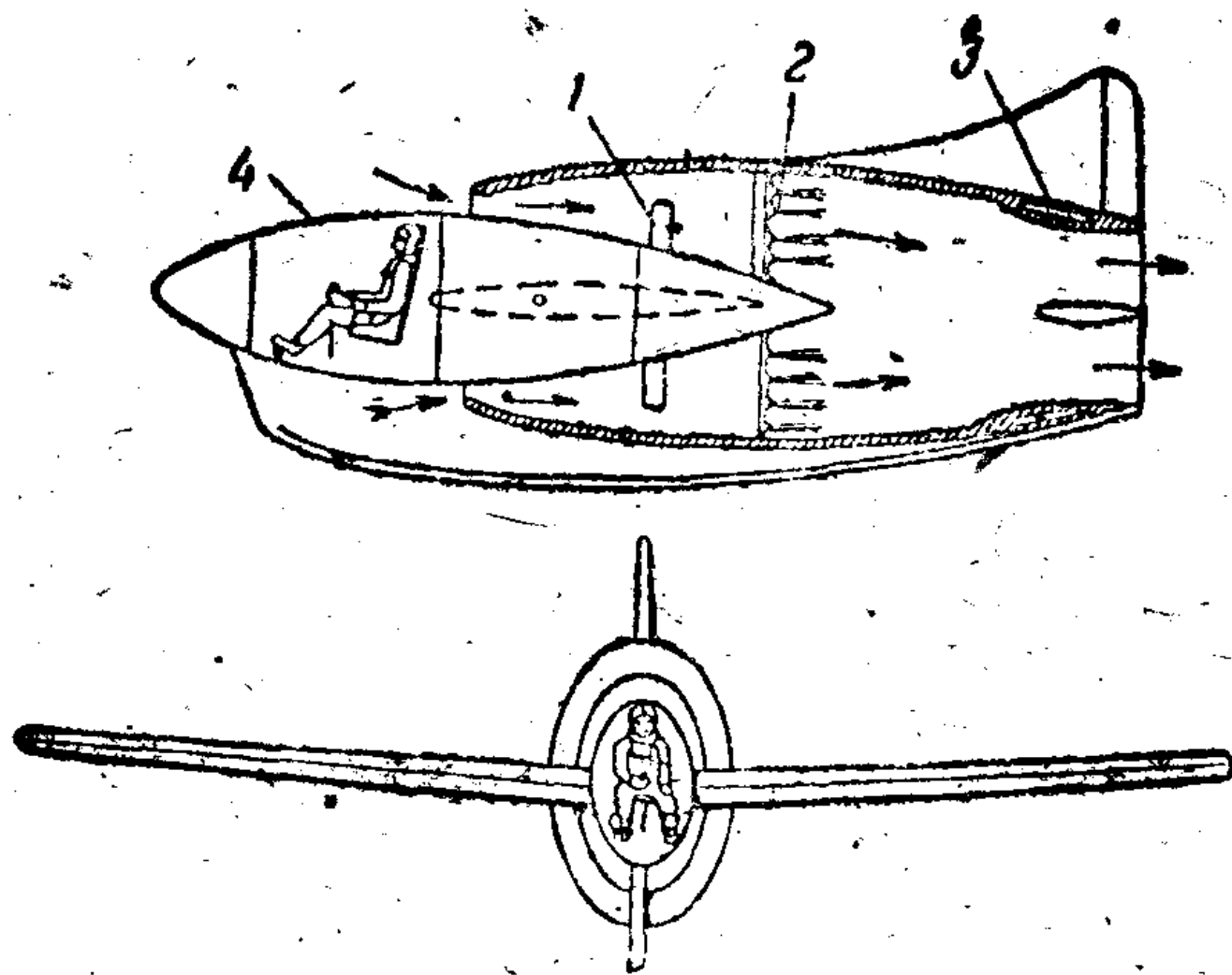


图7 列鵠克的冲压式空气喷气发动机示意图

1—导流片；2—喷咀；3—燃料预热道；4—流线型座仓。

发明人指出：“我所提出的具有脉动气流的气体发生器可以直接地，也可以经过使气体速度转变为压力的一个中间设备或几个中间设备，把它应用到燃气轮机上或任何其他装置上”。

1908年，B. B. 卡拉伏金制造了带有脉动燃烧室的气轮机并成功地进行了试验。此种单级气轮机不需要压缩机即可进行工作；它有4个燃烧室，在燃烧室与涡轮之间有四根长度均为3米的管子。涡轮盘的直径为150毫米。涡轮的转速达到10000转/分，可发出1.6马力的功率。燃料（汽油）燃烧时，燃烧室中的压力增高到2.5公斤/厘米²。每秒鐘每个燃烧室内发生30次点燃。

在第二次世界大战期间，德国制成了带脉动式空气喷气发动机的飞弹，曾用于轰炸英国。

1911年，俄国工程师郭洛霍夫首先提出制造活塞机压缩机式空气喷气发动机。

郭洛霍夫的发动机包括有活塞式发动机和喷管。活塞式发动机带动两个压缩机，压缩机将空气输往两个燃烧室，燃料在燃烧室中进行定容燃烧（为此燃烧室内装有气门），燃烧产物经过喷管排入大气，从而产生飞机运动所必须的反作用力。

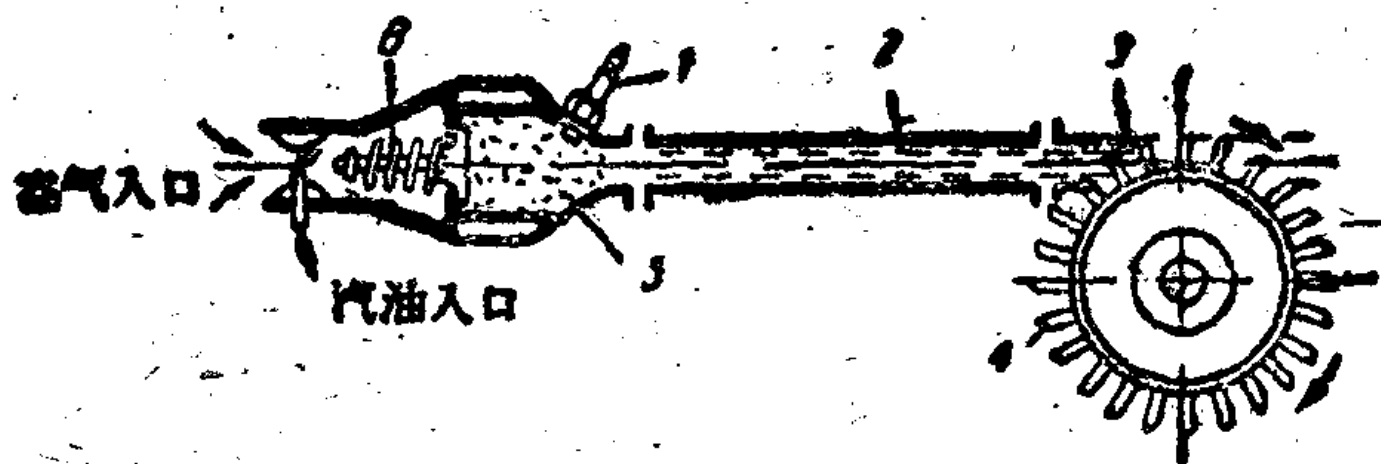


图8 卡拉伏金的机械装置示意图

1—电阻；2—长管；3—喷管；4—工作轮；5—燃烧室；6—气门。

1940年，在意大利根据康比尼的方案第一次制成了装有活塞机压缩机式空气喷气发动机的飞机，并经过了试验。此后，这种发动机没有获得进一步的发展。

1909年，俄国工程师H. 格拉西莫夫首先提出涡轮喷气发动机的设计方案，并获得了发明专利权（图9）。

格拉西莫夫的发动机具有涡轮喷气式发动机的一切主要部件，包括燃烧室1、燃气涡轮3和压缩机2。

根据格拉西莫夫所设计发动机的结构说明，燃气由燃烧室冲向涡轮

轮叶片，推动涡轮旋转。燃气由涡轮出来后速度减低，而后进入压缩机2的气道内，由此以很高的速度排出，产生反作用推力。

苏联发明家巴扎罗夫于1924年提出的发明，对燃气涡轮发动机的发展起了很大的作用。

巴扎罗夫的发动机（图10）由压缩机、燃烧室和燃气涡轮组成，就其结构型式来看接近于装有离心式压缩机的近代燃气涡轮发动机。巴扎罗夫的一个非常重要的建议是使从压缩机出来的空气分成两部分。其中小部分空气进入燃烧室，在高温下与燃料混合燃烧，大部分空气并不参与燃烧，而用来与燃烧产物相混合，使其温度降低到涡轮叶片材料耐热强度所能容许的范围以内。

保证燃料在燃烧室中稳定燃烧及使涡轮叶片可靠工作的巴扎罗夫的这一建议，乃是现代各种燃气涡轮发动机的工作基础。

英国设计家惠特尔在创造涡轮喷气发动机方面做了许多工作。

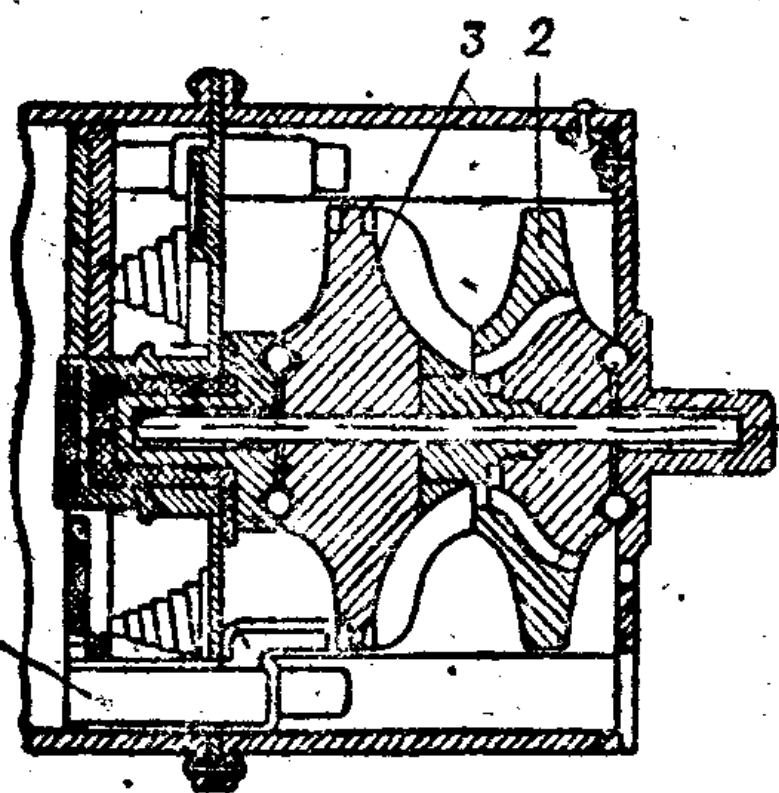


图9 格拉西莫夫的发动机示意图

1—燃烧室；2—压缩机；
3—燃气涡轮。

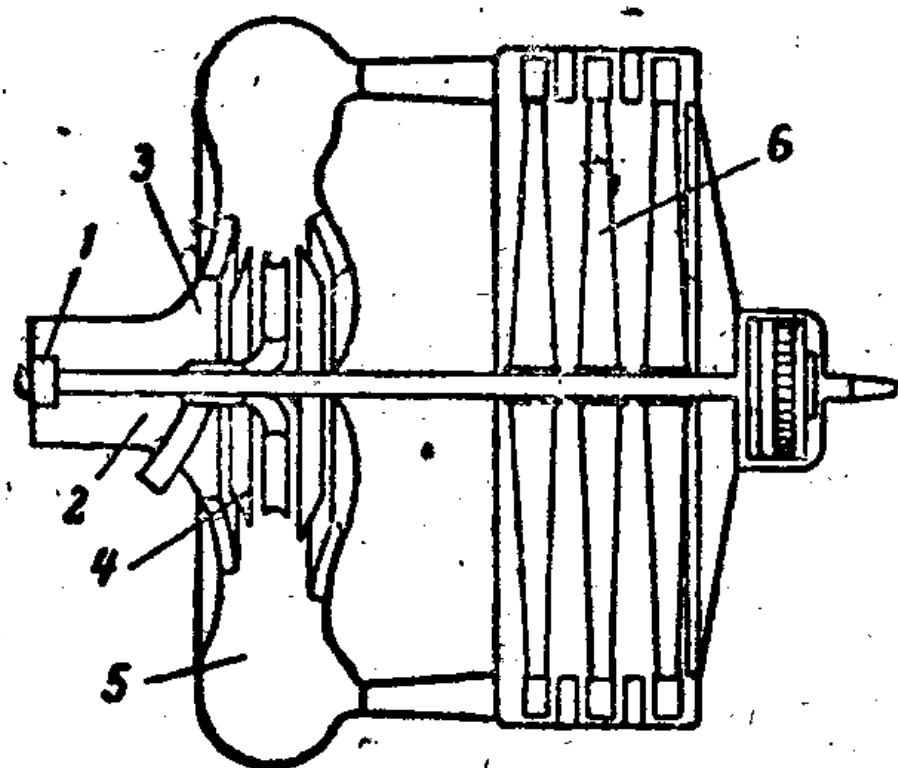


图10 巴扎罗夫的发动机示意图

1—压缩机传动机构；2—压缩空气进口；3—与燃烧产物混合的空气之进口；4—燃料导入口；5—燃烧与混合室；6—燃气涡轮。

第一台制造成功并装在飞机上的涡轮喷气式发动机是惠特尔设计的发动机。1941年，这架飞机第一次在英国进行了空中试验。

德国的容克斯和BMW工厂也曾设计和制造涡轮喷气发动机。在第二次世界大战末期，这两个工厂出产了涡轮喷气发动机，并装在飞机上使用。