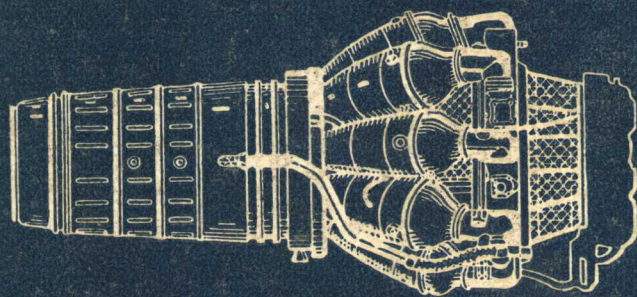


212

航空燃气涡轮发动机 零件结构与计算

Г. С. 斯庫巴切夫斯基 著



国防工业出版社

第一章 概 論

1. 燃气渦輪發動机的类型

在偉大衛國戰爭的末期，在航空中开始采用了新型發動机——航空燃气渦輪發動机。經過了这一段甚短的时期，活塞式發動机在高速航空中便完全被淘汰了，而為这一新型的發動机所代替。航空中之所以这样迅速地采用了燃气渦輪發動机，是因为它在許多方面都比活塞式發動机来得完善。燃气渦輪發動机重量小，但能产生很大的推力。而且，發動机的橫向外廓尺寸也比最優良的活塞式發動机要小得多。在飞机上安裝燃气渦輪發動机后，可以大大提高飞行速度。第一批裝有燃气渦輪發動机的飞机就差不多有960公里/小时的速度，而同一时期裝有活塞式發動机的飞机的最大速度却只有750公里/小时。

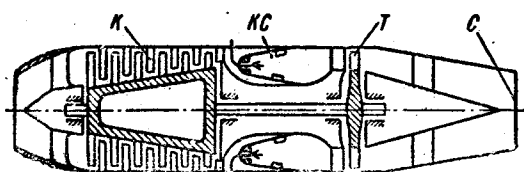


图 1 裝有軸向式壓縮机的渦輪噴气發動机簡图

在燃气渦輪發動机發展过程的5~7年中，出現了各种类型的燃气渦輪發動机——渦輪噴气式、渦輪螺旋槳式和内外函式發動机。

在渦輪噴气發動机內全部推力是作为發動机內流出的燃气的反作用力而获得的。此种發動机(图1)有四个主要部分：壓縮机 K 、燃燒室 KC 、燃气渦輪 T 和尾噴口 C 。

渦輪中产生的热降，必須这样来选定，使得燃气渦輪的全部功率都被壓縮机用来压缩工作过程所需的空气。其余的热降則在尾噴口中被用来产生推力。

在渦輪螺旋槳式發動机內(图2)推力主要(約90%)是由一个或旋轉方向相反的二个螺旋槳 B 产生的。螺旋槳由燃气渦輪 T 通过減速器 P 帶动旋轉。發動机尾噴口 C 內噴出的燃气反作用力产生附加推力。燃气渦輪的功率消耗在帶动螺旋槳(一个或数个)和壓縮机上。

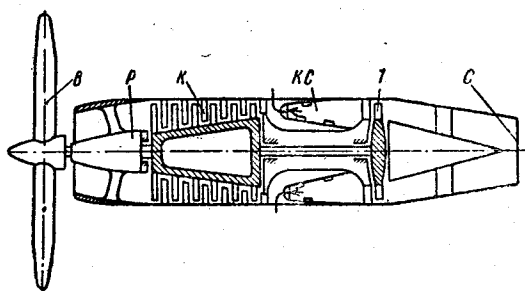


图 2 裝有軸向式壓縮机的渦輪螺旋槳發動机的簡图

在内外函式發動机(图3)的內函中有普通渦輪噴气發動机的部件——壓縮机、燃燒室、渦輪、尾噴口。外函是一个环形截面的腔道，它圍繞着內函，其中有低压壓縮机或鼓風机 B_1 。此种低压壓縮机或鼓風机可以視作是由渦輪帶动的小直徑多叶高速螺旋槳。有时，第二

函（外函）内还有燃烧室。在这种发动机中，推力由尾喷口C内和与它同心安装的旁腔气道O内流出的气流的反作用力所产生。通常，外函产生的推力超过内函产生的推力。

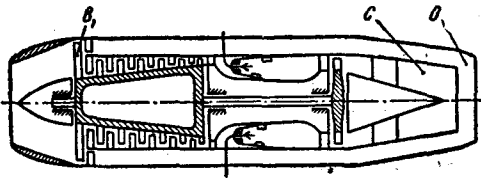


图 3 装有轴向式压缩机的内外函式发动机简图

燃气涡轮发动机的各部件——压缩机、燃烧室、涡轮等的构造特点可以作为它们分类的特征。

譬如，根据压缩机的型别，燃气涡轮发动机可以分为装有轴向式压缩机的（见图1、2、3）、离心式压缩机的（图4）和混合式或轴向离心

式压缩机的（图5）。

离心式压缩机曾被广泛地用在最初的燃气涡轮发动机上，它们的推力和空气消耗量较小。目前，在推力约3000公斤的涡轮喷气发动机和功率为1500~2000马力的涡轮螺旋桨发动机上多采用离心式压缩机。离心式压缩机的优点是它比具有许多工作叶片和导流叶片的轴向式压缩机简单，且制造所用的工时也较少。此外离心式压缩机的叶片较厚，不怕被压缩机所吸入的硬颗粒打伤。

轴向式压缩机被用在推力、功率以及每秒空气消耗量较大的涡轮喷气发动机和涡轮螺旋桨发动机中。轴向式压缩机所产生的空气压缩比和效率比离心式压缩机的来得大。这样便能提高装有轴向式压缩机的燃气涡轮发动机的性能——即此种发动机具有较大的推力，较小的横截面尺寸和单位燃料消耗量。

轴向式压缩机、离心式压缩机和混合式压缩机的特点将在下面各章分别介绍。

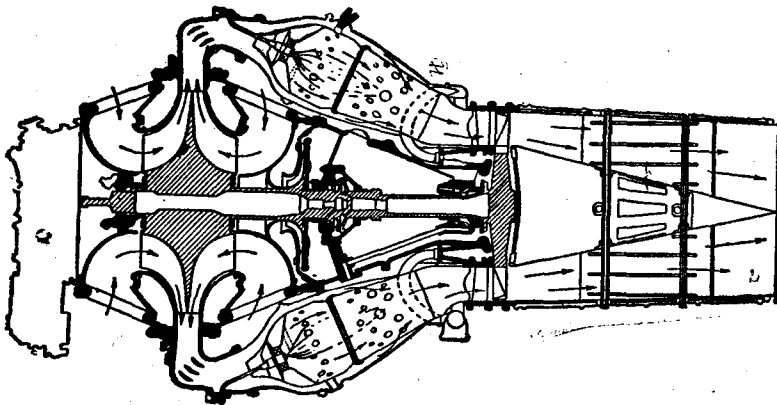


图 4 装有离心式压缩机的涡轮喷气式发动机简图

根据燃气涡轮发动机的部件，如压缩机、燃烧室和涡轮的分布位置的不同，可以将发动机的气体通路分为两类：直流式气道，即气体运动时，保持与发动机轴线平行的方向（见图1~4）；迴流式气道，空气在其中两次变换自己的运动方向，作反向运动（图6和7）。目前，直流式气道获得了广泛的采用。迴流式气道曾用在最初的燃气涡轮发动机中。它的缺点是空气和燃

气在运动时流体损失很大。采用迴流式气道时,不仅是降低了經濟性,而且也大大增加了發动机迎風面积。

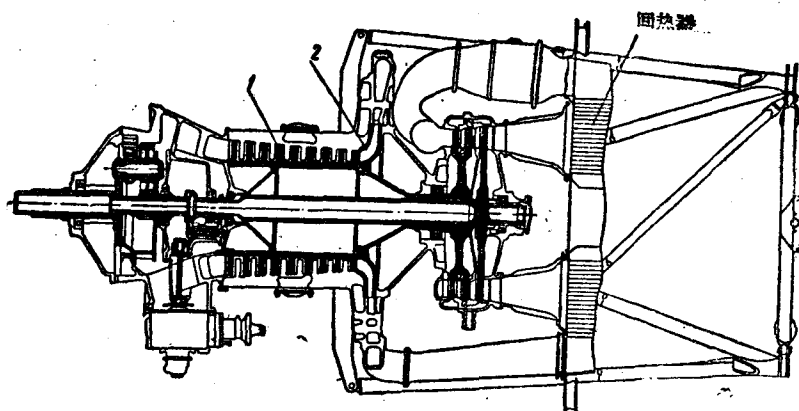


图 5 裝有軸向离心式压缩机的涡轮螺旋桨發动机簡图
1—軸向式压缩机; 2—离心式压缩机。

各种燃燒室的構造差異甚大,但仍能將它們分为三种主要型別——分管或管狀燃燒室、环狀燃燒室和分管环狀燃燒室。上述各种燃燒室的特点將在下面“燃燒室”一章內介紹。

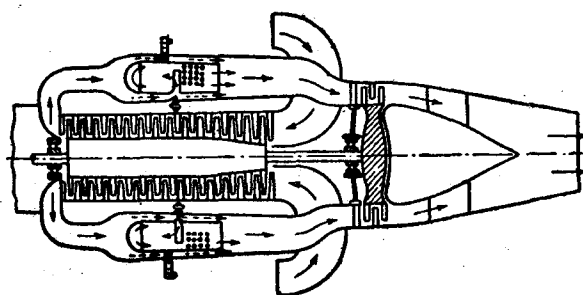


图 6 空气迴流运动的涡轮噴气發动机簡图,其分管式燃燒室裝置在压缩机的周圍

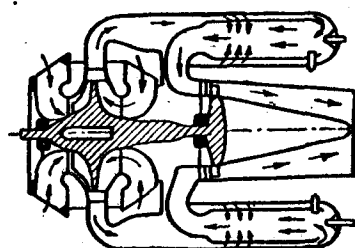


图 7 裝有逆流分管式燃燒室的燃气涡轮發动机簡图

根据渦輪中所产生的热降值的大小,在燃气渦輪發动机中采用了單級渦輪(图1~4、7)和多級渦輪(图5和6)。多級渦輪有單軸和双軸之分。在渦輪噴气發动机中,双軸渦輪的每一級都能帶动安装在單个轉子上的軸向式压缩机的—組叶輪。在渦輪螺旋桨發动机中,双軸渦輪的第一級可用來帶动压缩机,第二級通过減速器傳动螺旋桨。图8所示为裝有四級單軸渦輪的渦輪螺旋桨發动机。图9是裝有三級渦輪的渦輪螺旋桨發动机的簡图。渦輪的前兩級1帶动由五級軸向式压缩机2和一級离心式压缩机3組成的混合式压缩机。渦輪的第三級4,通过連接軸5和減速器6帶动螺旋桨。在下面“燃气渦輪”一章中,將介紹不大顯著的其他構造特点,以便將渦輪及燃气渦輪發动机作另一种分类。

上述各点,無論对渦輪噴气發动机,或渦輪螺旋桨發动机都是適用的。另外还存在着若干單獨屬於渦輪噴气發动机和渦輪螺旋桨發动机各部件的構造特点。譬如,渦輪噴气發动机可以根据尾噴口的構造(可調节尾噴口和非調节尾噴口)再加区分;而渦輪螺旋桨發动机則

可根据螺旋桨的位置、减速器型别和有無回热器而区分。

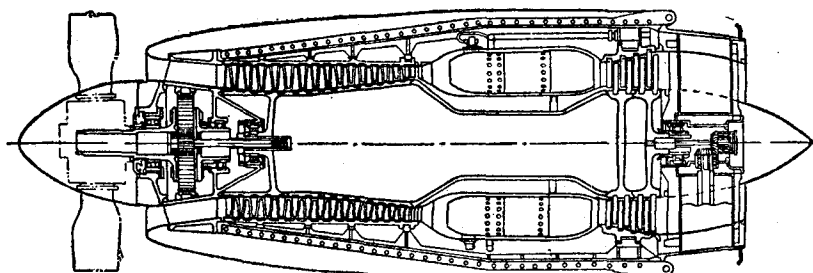


图 8 裝有軸向式壓縮機及四級燃气渦輪的渦輪噴氣發動機簡圖

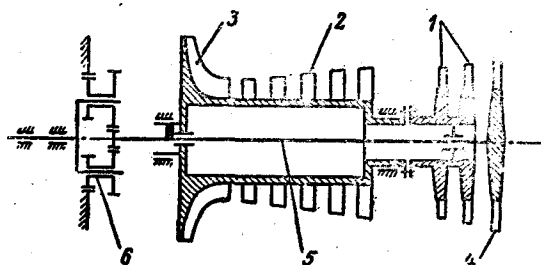


图 9 裝有三級渦輪的渦輪螺旋槳發動機的傳動系統圖

1—傳動壓縮機的渦輪；2—軸向式壓縮機；3—離心式壓縮機；4—傳動螺旋槳的渦輪；5—連接軸；6—減速器。

根据螺旋桨的位置，渦輪螺旋槳發動機可以分为裝有拉力螺旋槳的和推力螺旋槳的。按照减速器的型別，渦輪螺旋槳發動機可以分为單螺旋槳式的和旋轉方向相反的双螺旋槳式的。利用特种構造的减速器，可以將兩台或兩台以上（三台、四台）發動機联合起来以获得大功率的动力裝置。图10所示为由兩台發動機組合成的渦輪螺旋槳發動機。它有兩根加長軸和將旋轉傳給两个同心螺旋槳的减速器。

回热器的功用是收回排出的燃气的热，以改善發動機的经济性。图5所示的渦輪螺旋槳發動機裝有回热器，空气在进入燃燒室前先在回热器中得到預热。燃燒产物經過三級渦輪后，通到回热器中，將其壁加热，並傳热給空气。从回热器中流出的燃气产生不大的推力。在航程不大时，安裝回热器后得到的利益並不能补偿飞机上所裝的發動機的重量和外廓尺寸的增大。不过，对于远航飞机來說，安裝回热器是有利的。

图11内列出了航空燃气渦輪發動機按照各种不同構造特征的分类系統圖。

2. 燃气渦輪發動機的基本参数

燃气渦輪發動機的基本参数有：推力、單位燃料消耗量、重量、外廓尺寸和使用寿命。

随着燃气渦輪發動機的發展和改善，这些参数的变化情况是这样的：推力增加着，經濟性不断提高，每一公斤推力的發動機重量在减少着。图12表示裝有离心式壓縮機和軸向式壓縮機的渦輪噴氣式發動機的比重^①历年来的变化情况。由图上可以看出，从1944年到1952年

① 此处比重系專指發動機重量与推力的比值。——譯註

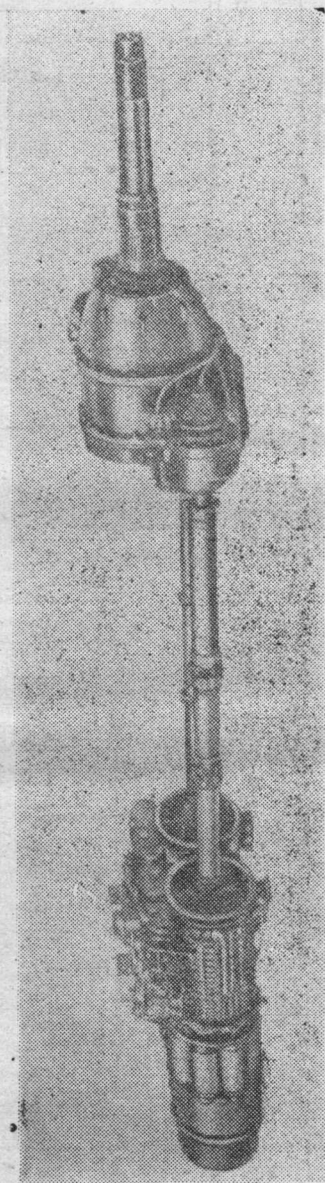
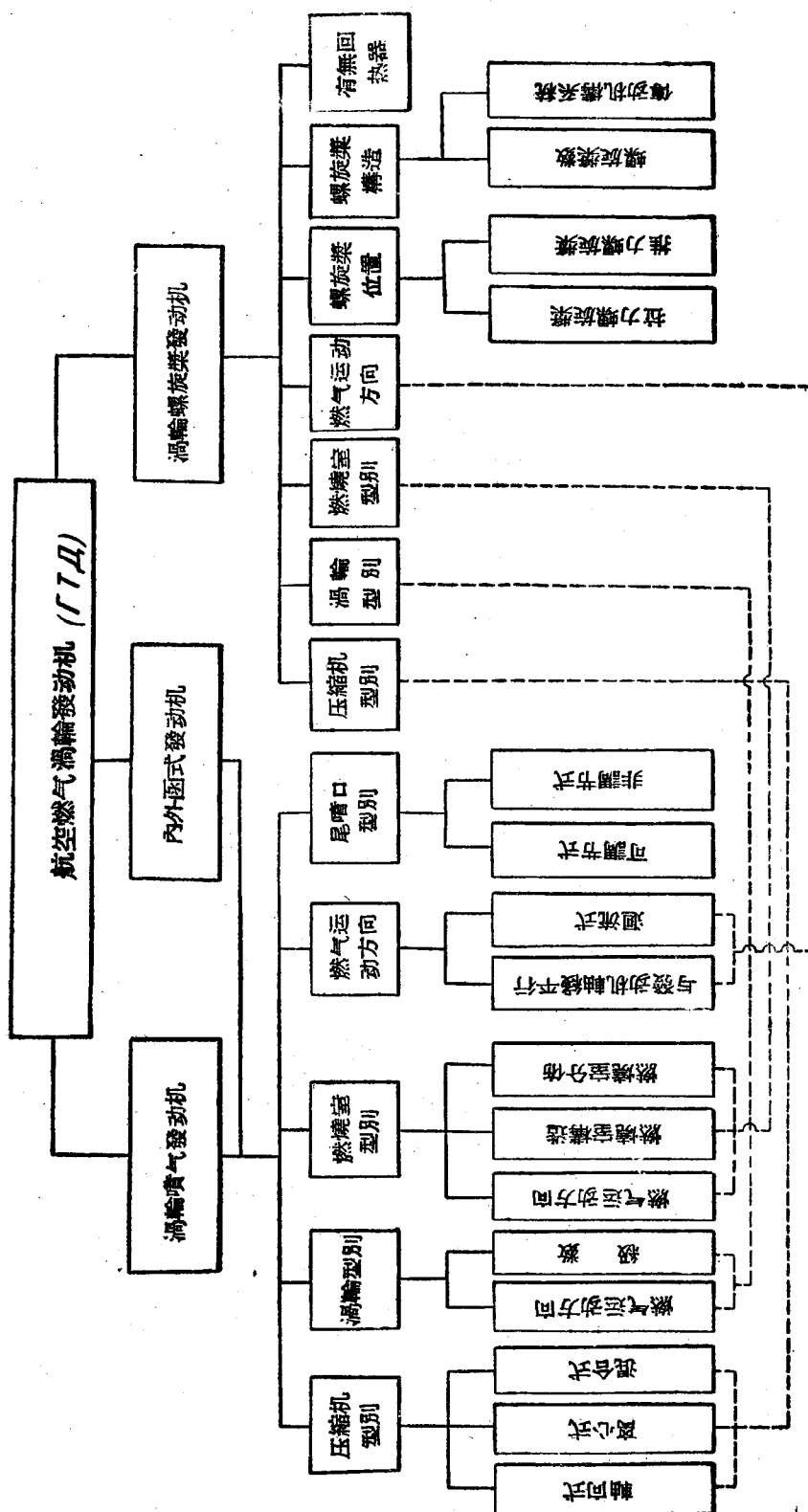


图 10 裝有外伸式減速器（傳動兩個同心螺旋槳）的复式渦輪螺旋槳發動機



裝有軸向式壓縮機的渦輪噴氣發動機的比重的平均值從 0.75 降低到 0.35 公斤/公斤推力，在目前，它比裝有離心式壓縮機的渦輪噴氣發動機的比重還要小些。不斷降低航空發動機的重量是一個有決定意義的要求。這是因為，發動機的重量在很大程度上影響着飛機的航程及爬高速度。應該注意，若發動機重量增加 1 公斤，飛機重量却要增加 3~4 公斤。現在，設計師面前擺着進一步減少燃氣渦輪航空發動機的比重的任務。在設計發動機及其附件時，採用了各種方法來降低發動機的重量。此種方法計有：

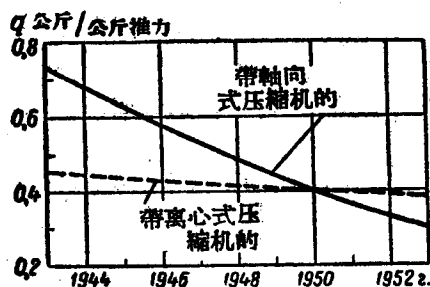


圖 12 歷年來渦輪噴氣發動機比重的變化情形

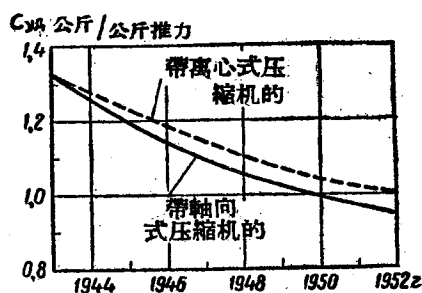


圖 13 歷年來渦輪噴氣發動機的燃料單位消耗量的變化情形

增加每一級壓縮機的空氣增压比，以減少壓縮機的級數和重量；

增加每一級渦輪內的热降，以減少渦輪的級數和重量；

在壓縮機及發動機其他組合件中採用焊接的鋼制機匣（軋制板形鋼材的公差比鑄件要小得多，而鋼板的機械性能要比鑄件大得多）；

改進發動機的各個部件及附件（採用短弦綫的渦輪及壓縮機的葉片，採用有軟軸的轉子等）；

發動機的受熱組合件及零件採用特种耐熱的材料，受熱溫度不大的零件及組合件（例如，軸向式壓縮機輪盤等）採用機械性能儘可能高的材料等。

採用上述方法以及為航空發動機設計實踐與生產所証實的其他方法，可以創制出重量性能有大大改進的新型發動機。

圖13上的曲線是根據裝有軸向式壓縮機的渦輪噴氣發動機和裝有離心式壓縮機的渦輪噴氣發動機的統計資料作出，它表明歷年來發動機的平均單位燃料消耗量的變化情況。從圖中可以看出，渦輪噴氣發動機的燃料消耗量不斷下降。裝有軸向式壓縮機的渦輪噴氣發動機的燃料消耗量所以比較小是因為軸向式壓縮機的效率較高，它所產生的空氣壓縮比較大。

現在我們來比較渦輪噴氣發動機和活塞發動機的基本參數。我們都知道，渦輪噴氣發動機的推力隨着飛行速度的不同而略有改變。但是，為了比較起見，可以假設渦輪噴氣發動機的推力與速度無關。在這種情況下，1 公斤推力的比重 q 、單位燃料消耗量 C_{ya} 和單位迎風面積 f 亦與飛行速度無關。設裝有軸向式壓縮機的渦輪噴氣發動機的上述參數值如下：

$$q = 0.3 \text{ 公斤/公斤推力}; C_{ya} = 0.9 \text{ 公斤燃料/公斤推力}; f = 3 \text{ 公分}^2/\text{公斤推力}。$$

众所周知，活塞式发动机的螺旋桨所产生的推力随着飞行速度而减少，所以活塞式发动机的基本数据应把飞行速度列在内。譬如，取装有活塞式发动机的飞机的飞行速度 $V = 360$ 和 800 公里/小时，螺旋桨效率 $\eta_B = 0.8$ 。此时，当飞行速度 $V = 360$ 公里/小时时： $q = 0.57$ 公斤/公斤推力； $C_{yA} = 0.285$ 公斤燃料/公斤推力； $f = 6.5$ 公分²/公斤推力；当飞行速度 $V = 800$ 公里/小时时： $q = 1.8$ 公斤/公斤推力； $C_{yA} = 0.92$ 公斤燃料/公斤推力； $f = 21$ 公分²/公斤推力。

这样，当飞行速度 $V = 800$ 公里/小时时，涡轮喷气发动机的比重只有活塞式发动机的六分之一。至于单位燃料消耗量，活塞式发动机在低速飞行时原来是相当经济的，但在高速飞行时，却开始次于涡轮喷气发动机。由此就可以得出上述发动机的各自的应用范围：涡轮喷气发动机在高速飞行时应用最有利，而活塞式发动机则在低速时应用较合适。

此处将不一一列出历年来涡轮螺旋桨发动机的基本参数的变化情况，只列出1952~1953年间的这些参数的数值：比重 $q = 0.2 \sim 0.4$ 公斤/马力；最大功率时的单位燃料消耗量 $C_{yA} = 0.280 \sim 0.31$ 公斤燃料/马力小时；单位迎风面积 $f = 2.2 \sim 3$ 公分²/马力。

应该指出，若干涡轮螺旋桨发动机有可能将巡航速度时的单位燃料消耗量降低到 $C_{yA} = 0.22$ 公斤燃料/马力小时。

涡轮螺旋桨发动机可用来作为预计得到飞行速度 $700 \sim 800$ 公里/小时的飞机的动力装置。

燃气涡轮发动机的结构形式非常多，因此无法将所有发动机的零件都按同样组合件分类，这就使重量分析复杂化。

为了重量分析，譬如，可以将涡轮喷气发动机分成下列九个组合件：1) 进气机构；2) 压缩机；3) 燃烧室；4) 燃气收集器；5) 联结涡轮及压缩机的受力机匣；6) 涡轮；7) 排气系统；8) 附件传动机匣；9) 燃料系统、滑油系统、起动系统、冷却系统及将发动机固定在飞机上用的组合件。

上述各组合件占发动机总重量的比例大致如下：

进气机构	4 %
压缩机	28 %
燃烧室	11 %
燃气收集器	4 %
受力机匣	6 %
涡轮	12 %
排气系统	8 %
传动机匣及附件	其余

涡轮螺旋桨发动机也可分为同样九个部件，另外还有第十个组合件即减速器。

应该指出，目前，可用来进行各个部件重量分析的统计资料还很少。

3. 燃气涡轮发动机发展简史

最初人们曾提出用喷气式发动机来作为气球、飞艇和海洋轮船的动力装置。等到飞机出现

以后，人們就打算給飞机設計噴气式發动机。由于在創制活塞式航空發动机的工作中获得了成就，而且，对于低速飞行按其性能而論，它們是很适合的，这就轉移了人們对創制燃气渦輪發动机和噴气發动机的注意。在很長的一段时期內，飞机上只裝活塞式發动机。可是增大活塞式發动机的功率必然要增加它的重量和迎風面积，这便使繼續提高裝有活塞式發动机的飞机的速度成为不可能了。

可以指出，重量为5000公斤的开击机如以950公里/小时的速度飞行时約需10000馬力。当比重为0.5公斤/馬力时，具有这样功率的活塞式發动机的重量为5000公斤，即等于飞机的飞行重量，这样一来，飞机本身、燃料和滑油儲备量以及乘务人員便不能再占任何重量了。从这里很明顯的可以理解，为什么不断提高飞机的飞行速度就要求設計新型的發动机。航空燃气渦輪發动机便是这样誕生的，在这种發动机中，燃气渦輪是最主要的部件之一。

远在上世紀，就曾有過寻求新型發动机，即那种比当时出名的蒸汽机要輕而簡單，並且在其結構中沒有往复运动的發动机的嘗試。

1849年，俄国軍官И. И. 特烈杰斯基曾提出了气球用的三种型別的噴气式發动机（燃气式、蒸汽式、空气式），而且在1870年，对其作了較詳尽的研究。

1866年，H. M. 索柯夫宁大尉設計了剛性結構的大型可操縱的气球。在这一設計所采用的新構思中最耐人寻味的，是利用具有压缩到50大气压的气流的反作用推力的噴气式發动机来推动气球。

1867年，陸軍上尉H. 杰列謝夫發明了海洋輪船用的發动机，並定名为“热力鼓風机”。此發动机具有下列主要部件：鍋爐、燃燒室和尾噴口。引射器被用作空气压缩机，在压缩机中利用鍋爐中排出的气体的动能。因此，杰列謝夫的發动机完全有充分理由算作第一台空气噴气發动机。在国外，提出这样的結構系統要晚得多。譬如，法国的洛蘭（Лорэн）在1908年才設計出空气噴气發动机的系統图，而馬尔康納（Маркониэ）則是在1910年提出来的。

从1866到1896年这一段时期中發表了許多关于采用噴气式發动机的理論著作。現举其中若干于下。

1881年，因参加謀刺亞历山大第二而被判处死刑的俄国革命家、民意党人H. И. 基巴勒奇亦在獄中設計了帶火藥火箭發动机的飞行器。基巴勒奇亦的图样在档案室中擱置了36年之久，直到十月革命以后才被發表。

1882年，偉大的俄国学者H. E. 儒柯夫斯基教授写成了“論液体流出及流入的反作用”，在这篇論文里，他得出了計算从运动容器内流出的液体的直接反作用力的公式。在1886年，用同一个題目儒柯夫斯基發表了第二篇論文。

計算反作用力的儒柯夫斯基公式及在其以后的几篇論文（1908年的“論由流水反作用力帶動的輪船原理”及其他等）中所得出的計算效率的各公式迄今亦为举世所采用。

傑出的俄国学者-發明家K. Э. 齐奥尔柯夫斯基在有关利用噴气式發动机飞行的理論根据方面的最早著作見于1896年。齐奥尔柯夫斯基是世界上噴气式飞机第一个图样的設計者。他

研究了火箭飞行的原理,发明了液体火箭发动机,在这种发动机中,他提出用液体燃料来代替火药。可是在沙皇统治的俄国,这些著作都是默默无闻的,而齐奥尔柯夫斯基也得不到开展自己科学活动的良好条件。

尽管远在十八世纪末叶就有人提出要创制燃气涡轮发动机的建议,但是第一台能工作的发动机还是到上世纪九十年代才在俄国得以制成。值得指出的是国外人士提出的发动机都极为简陋,且无各结构件,丝毫不能作为设计新发动机的基础。新型涡轮发动机的创始人当推И.И.库兹明斯基。

在1886到1892年这一段时期内,库兹明斯基在彼得堡设计、制造并试验了用于不大的快艇上的第一台等压燃烧的燃气蒸汽涡轮发动机。燃料为煤油。燃烧产物与燃气蒸汽发生器外套(用水冷却)中产生的水汽混合后,加压至10大气压后进入涡轮。燃烧室制成后经过试验,创制人在调整温度方面曾遇到很大的困难。

库兹明斯基在其动力装置中采用了多级燃气蒸汽涡轮,燃气在涡轮中从固定盘的中心孔流出,在由中心向四周流动时经过几排同心安装的导向叶片和工作叶片,并发生膨胀(图14)。导向叶片装在固定盘上,而工作叶片装在旋转的工作盘上。虽然在试验动力装置时得到了良好的效果,但是由于库兹明斯基的去世,这一工作未能进行到底。库兹明斯基创制新型发动机的事業,对于沙皇俄国的发明家们是有代表性的——他一人单干,几乎得不到政府的支持,结果,独创的动力装置在设计者去世后便被搁置一边。

十月革命后,研究档案材料得知,库兹明斯基制造并局部试验了世界上第一台燃气涡轮发动机,因此,毋庸置疑,他是世界上第一个燃气涡轮的创始者。就我们所知,在航空中采用燃气涡轮也是库兹明斯基提出的,这还是1830年间的事。

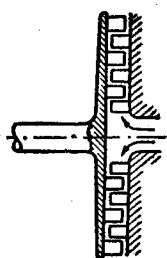


图 14 库兹明斯基设计的径向多级离心式涡轮简图

在1904年,彼得堡五金工厂获得了制造燃气涡轮发动机的特许权。

1904年,在德国试验了什图耳采(Штольце)工程师设计的燃气涡轮,此种涡轮具有多级轴向式压缩机。

1905~1906年俄国波罗的海造船厂机械工程师А.Ф.布苏也夫设计、制造并试验了等容燃烧的脉动作用式的燃气涡轮。

1905~1906年间,法国的阿尔曼柯(Арманго)和列马尔(Лемаль)制成了用煤油工作的等压燃烧的燃气涡轮。

俄国工程师B.B.卡拉伏金在1906年设计,并在1908年制成了接近等容燃烧循环的燃气涡轮。此种涡轮是独创的无压缩机式的类型。气体从每个容积为230公分的四个铸铁燃烧室中流向涡轮叶片。图15为四个燃烧室中的一个燃烧室的略图。工作混合气通过钢板制的活门1充填燃烧室。活门靠一个弹性不大的弹簧拉紧在活门座上,并在由于排出的气流的惯性而产生的真空度(约0.1大气压)的作用下而开启。被吸入燃烧室的混合气用火花塞2点火。经燃烧后,燃烧室内的压力上升,燃气顺着导管3流向涡轮4。涡轮是单级的,直径为150公厘,转速10000转/分,产生1.6马力的功率,动力装置

的效率約為2.4%。

1909年，H. 格拉西莫夫工程師作出了航空燃氣渦輪發動機的圖樣並獲得了專利權，此種

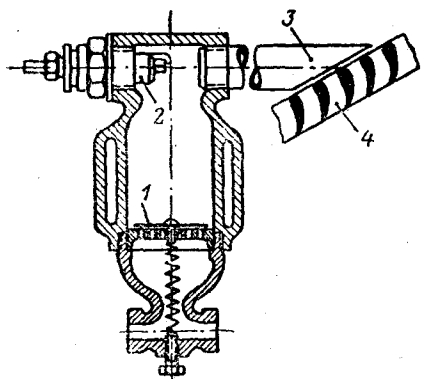


圖 15 卡拉伏金設計的無壓縮機式燃氣渦輪的燃燒室簡圖

1—進氣活門；2—火花塞；3—噴氣裝置；
4—渦輪工作葉片。

發動機是現代高速航空中獲得廣泛採用的渦輪噴氣發動機的雛型。在國外，直到30年代才出現了這樣或類似這樣的圖型。

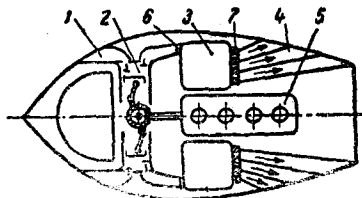


圖 16 A. 葛洛赫夫設計的活塞壓縮機式空氣噴氣發動機的簡圖（1911年）

1—進氣道；2—壓縮機；3—燃燒室；4—尾噴口；5—活塞式發動機；
6—進氣活門；7—排氣活門。

在1911年，俄國工程師A. 葛洛赫夫提出了在飛機上安裝等容燃燒的活塞壓縮機式空氣噴氣發動機。圖16所示為葛洛赫夫設計的發動機簡圖。

在圖中有兩個燃燒室3、尾噴口4、由輔助活塞式發動機5帶動的兩個壓縮機2。空氣經過進氣道1進入壓縮機2，經壓縮後，通過活門6流入燃燒室3。燃燒室內充滿空氣後活門6關閉，專用泵將燃料輸入燃燒室。混合氣被點燃並在等容下燃燒。排氣活門7打開時，將燃燒產物放入尾噴口4。燃氣從尾噴口中流到大氣中時產生反作用力——推力。曾預期使循環達到每分鐘2500次，飛機速度達到350~390公里/小時。

葛洛赫夫分析了各種類型的發動機，並得出了這樣的結論：在未來的航空發動機中，燃氣渦輪發動機將獲得普遍的採用。

A. A. 叶夫涅維奇工程師在1912~1914年間對回收活塞式發動機所排出的廢氣能量的燃氣渦輪進行了巨大的設計和科學研究工作。叶夫涅維奇的工作比佐列采爾(Зульцер)公司及德國斯托圖拉(Стодола)教授在回收式燃氣渦輪方面所進行的工作要早許多年。

在1913年，海軍中尉M. H. 尼柯勒斯柯伊（至今尚在）給“伊利亞 摩洛密茨”(Илья Муромец)型飛機設計了功率為160馬力的航空發動機圖樣，在此種發動機中，空氣螺旋槳由三級的燃氣渦輪帶動。

圖17為尼柯勒斯柯伊設計的渦輪動力裝置的簡圖。工作氣體是發煙硝酸和酒精的反應產物，它從燃燒室2流經導管，通到三排葉片裝在一個盤上的燃氣渦輪1中。渦輪功率傳給螺旋槳4。從渦輪中流出的燃氣向着與飛行相反的方向流去，以獲得附加推力。尼柯勒斯柯伊曾成功地制成並試驗了自己設計的發動機的模型。可是，1914年所爆發的大戰影響了這一有趣的設計的進一步完成。

在1916年，燃气渦輪动力裝置在海軍魚雷艇中得到了采用，並代替了活塞式發动机。此种动力裝置具有用煤油工作的蒸汽气体發生器。水噴入發生器中蒸發而與燃燒产物混合，將

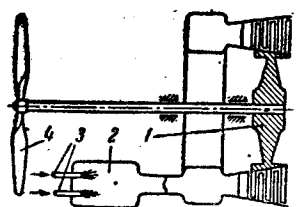


图 17 尼柯勒斯柯伊設計的渦輪螺旋槳發动机簡图(1913年)
1—渦輪盤；2—燃燒室；3—燃料及氧化剂的供給；4—空气螺旋槳。

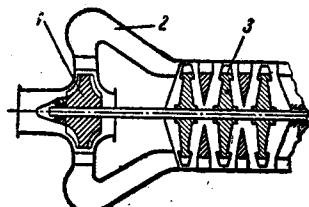


图 18 巴札洛夫設計的渦輪螺旋槳發动机簡图(1923年)
1—压縮机；2—燃燒室；3—渦輪。

温度降低到 $370\sim 400^{\circ}\text{C}$ 。当混合气的压力为 $16\sim 17$ 公斤/公分²时，渦輪功率約90馬力。

偉大十月社会主义革命以后，在共产党的领导下，我国航空工業得到了創制第一流飞机和發动机所必需的科学与物質技术基础，因此，航空發动机的創制工作得到了順利的發展。

在創制优秀的活塞式發动机方面頗有成效的苏联学者和工程师同样也設計出了新型的發动机。

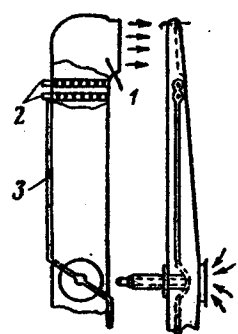


图 19 尤里也夫設計的噴气螺旋槳簡图
1—噴口；2—噴咀；3—燃料导管。

1923年，設計師 B. H. 巴札洛夫提出了航空燃气渦輪發动机的图型，此种图型与现代渦輪螺旋槳發动机非常相似(图18)。在巴札洛夫的設計图中，渦輪的功率傳給压縮机及空气螺旋槳。这一設計中特別令人感兴趣的一点是研究出了在很大余气系数下稳定燃燒的条件，余气系数之所以很大是为了降低燃气在流到渦輪叶片以前的温度。巴札洛夫提出將空气分为兩股，其中占总数約 25% 的小部分直接輸往燃燒碗，而占 75% 的大部分則与已形成的燃燒产物相混合。燃燒室內此种工作过程的構成法直到目前仍被采用。英国發明家，空軍少校 Ф. 威脫在1930年获得專利权的渦輪噴气發动机的图型，在燃燒过程方面与巴札洛夫的設計图相似。

1924年 B. H. 尤里也夫(即今科学院院士，斯大林獎金获得者)研究出了一种航空發动机的雛型图样，此种發动机包括了空气螺旋槳和噴气發动机，成为一种由 C. C. 涅什达諾夫斯基在1904年所提出的所謂噴气式螺旋槳。图19所示为尤里也夫設計的噴气式螺旋槳簡图。螺旋槳的空心槳叶被用作离心式压縮机来压縮空气。燃料在槳叶末端噴入压縮空气中。燃燒产物發生膨脹，並从噴口 1 中噴出，产生旋轉螺旋槳的反作用力。为燃料良好噴射所必需的噴咀 2 前的压力，是由于离心力而产生的；这种离心力在固裝于螺旋槳槳叶上的导管 3 中作用在燃料上。利用專用泵也同样能产生所需的压力。

1925年，哈尔科夫工学院教授 B. M. 馬柯夫斯基写的“內燃渦輪机的研究經驗”問世了。該書是在1920年写成的，内容包括作者从1913年开始的历年研究心得和实际工作的成果。馬

柯夫斯基教授組織了第一个燃气渦輪實驗室，在这里除了研究理論問題外，还解决了用煉鐵爐煤气工作的燃气渦輪的制造問題。

1925年，汽車發動机科学研究所（НАМИ）的工程师B. B. 烏伐洛夫在H. P. 布利林教授（即今苏联科学院通訊院士）领导下开始了对燃气渦輪工作过程的研究工作。在1926年这一工作合併到莫斯科高等技术学校的汽車實驗室。这方面的工作給燃气渦輪工作过程的細致的科学研究和掌握奠定了基础。

1929年，在“空軍技术”杂志上刊载了B. C. 斯杰契金教授的論文“空气噴气發動机理論”，这篇文章引起了广大的科学技术界的注意。它的譯文很快地就在国外技术杂志上出現了。斯大林獎金获得者斯杰契金院士堪称为噴气發動机理論的奠基者。

1933年，工程师Г. И. 索啓柯夫在“鍋爐渦輪制造通报”上發表了文章，証明制造等压燃燒的渦輪的合理性。大家知道，目前在航空燃气渦輪發動机中所采用的就是这一型的燃气渦輪，从而不折不扣的駁斥了国外权威預料不久将来等容燃燒的燃气渦輪一定首先得到应用的論断。

1933年，齐奥尔柯夫斯基提出了蒸汽燃气渦輪的航空發動机的图样。这一甚饒趣味的图样对于現代航空噴气發動机來說，在很大程度上是有代表性的。

1935年，B. B. 烏伐洛夫教授的巨著“燃气渦輪机”問世了，这是世界技术文献中詳細闡述燃气渦輪机理論的最早著作之一。在書中，根据作者亲自及在其領導下的全体人員所进行的巨大工作，陈述了燃气渦輪制造的一系列問題。同时，烏伐洛夫教授不只局限于燃气渦輪方面的理論研究，他对設計和改进燃气渦輪發動机也曾給予了很大的注意。

Г. С. 日利茨基教授和И. И. 基利洛夫教授对燃气渦輪的理論也作出了巨大的貢獻。

有名的設計家，斯大林獎金兩次获得者A. M. 刘尔加从1934年开始研究燃气渦輪噴气發動机。1937年，他設計了裝有軸向式压縮机和环狀燃燒室的内外函式渦輪噴气發動机，这一設計乃是現代内外函式發動机的雛型。图20所示为發動机的簡图。加長主压縮机的第一級叶片構成为外函的压縮机。在国外，直到偉大衛國战争結束后，即过了七、八年以后才出現此种發動机。

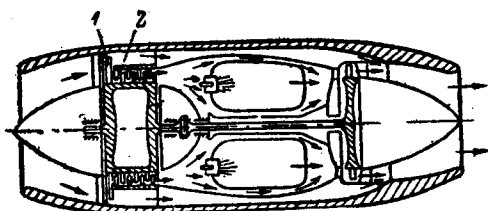


图 20 刘尔加設計的内外函式發動机的簡图
1—低压压縮机；2—高压压縮机。

尽管很多学者及設計家認為只有在較高的渦輪前燃气温度下才能得到所需的效率，但刘尔加却在理論上証明了，当渦輪前燃气温度为 $T = 900 \sim 1000^\circ$ 绝对值时，燃气渦輪發動机的效率便达到了能用的程度。在当时还没有耐热材料和热安定性强的材料的情况下，这一論証打开了順利研究燃气渦輪發動机的广大远景。

1937年，英国發明家威特（Уитль）开始研究燃气渦輪發動机。

1939年，哈尔科夫渦輪發電机制造厂制造了馬柯夫斯基教授設計的燃气渦輪，当轉速4300轉/分时它的功率为400仟瓦，渦輪用地下气化时煤層不完全燃燒而产生的煤气工作。

图21所示为馬柯夫斯基設計的燃气渦輪。渦輪有兩級变速。空心叶片焊在輪盤上，並用水

泵通过空心轴和轮盘上的径向孔供水来冷却。涡轮曾安装在高尔洛夫卡城地下煤气矿坑中。馬柯夫斯基教授的工作由于战争而中断，而实验装置则被德国占领者所破坏。

我国科学研究机关和设计局在燃气涡轮发动机方面进行了重要的理论和实验工作。

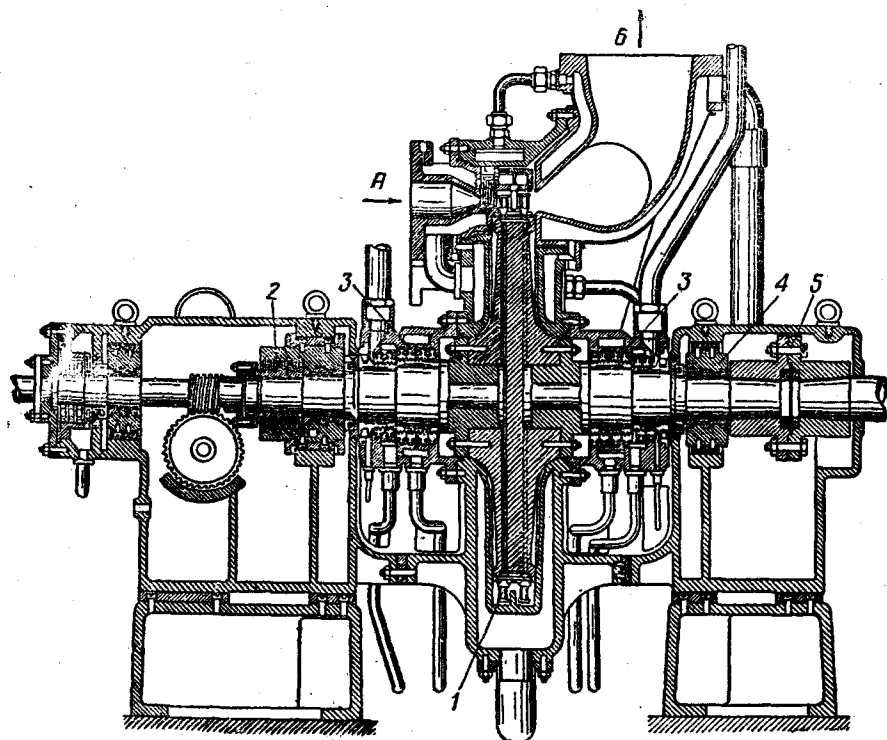


图 21 B.馬柯夫斯基设计的燃气涡轮

1—工作轮；2—支承推力轴承；3—轴的密封装置；4—支承轴承；5—联轴器；
A—进气道；B—出气道。

1935年，B. И. 季米特里也夫斯基教授的专题著作“增压器和航空发动机的增压”问世了（1939年，该书由原书作者与K. B. 赫耳晓夫尼柯夫讲师合作再版）。

从1933到1937年期间，斯大林奖金获得者B. И. 波里柯夫斯基教授与C. A. 都夫日克及其他人进行了一系列研究离心式增压器各个部件的实验工作。实验工作所得的数据使得离心式压缩机流体计算的精确度提高了。

从1930到1935年间曾经对制造大供气量的离心式压缩机作了尝试。1930年，B. B. 烏伐洛夫教授曾提出了带有扩散器的离心式压缩机的原始结构，此种扩散器制成空气涡轮机的样式，这种压缩机是在1936年制成的（图22）。预计使空气压缩过程只在工作轮内完成，而通常在效率较低的扩散器中变成静压的一部分速度增压则在径向空气涡轮中转变为有效功。涡轮的效率比扩散器要高。涡轮的功或者重新传给轴，或传给螺旋桨。在国外，直到十二年后，汉涅尔（Хеннер）才作出了这种离心式压缩机的图样。

1934年，在科学技术硕士C. A. 特烈斯金讲师及本书作者的领导下设计大供气量的离心

第二章 作用于主要組合件和零件的力以及

燃气渦輪發動机的承力系統

1. 作用于發動机主要組合件的力

当燃气渦輪發動机工作时發動机的各个零件和組合件上受到力和力矩的作用。例如在压缩机和渦輪的叶片和盤上产生了离心力，在發動机流通部分的壁上（从进气机构到尾噴筒）受有空气和燃气的压力，在各个零件的結合处受有摩擦力等。在某些場合下，作用于零件的各力都是互相平衡的，因而对于該零件，同时对于整个發動机來說，这些作用力就是内力（例如在压缩机和渦輪叶片和盤上的离心力）。另外，在發動机的这些組合件里，如压缩机的进气口組合件、燃燒室、渦輪、尾噴筒等产生有傳遞給相隣組合件的力，其中只有一部分力是在發動机系統中互相抵消，这样便使零件壁上产生拉伸应力、扭应力和弯曲应力。此种力的合力以推力的形式傳遞給飞机。如在下面所述，此种力与燃气在通道中的运动速度的变化有关，他們也会因燃气压力之差和燃气作用的表面面积大小之差而出現。

我們把在工作的發動机的任一組合件中發生的、在其壳体範圍內並不互相抵消、而最后傳遞給飞机發動机安裝架的力叫做自由力。

在燃气渦輪發動机里可以挑出既承受自由力，又承受在發動机工作时所产生的弯曲力矩（由零件重量和飞机在作直綫或曲綫飞行时所出現的慣性力所引起）和扭力矩的組合件。

我們把此种物体叫做發動机承力系統的零件。在某些場合，專門的桿形框架也包括在承力系統中。例如，在渦輪螺旋槳發動机上，即采用这种框架来承受減速器所产生的力。其簡图見图47（見下面）。

發動机的承力系統由它的結構，即压缩机的型式，燃燒室和渦輪的型式、这些組合件在發動机上的相互位置（取决于燃气作直綫运动或迴流运动）以及發動机在飞机上的固定点等来决定。

在确定燃气渦輪發動机的承力系統时主要的特点和困难是在于發動机里有受热到很高温度的零件和組合件（燃燒室、燃气收集器、导向器和渦輪外环）。因为航空燃气渦輪發動机要求有最小的重量，迫使这些零件也包括在發動机的承力系統之內，而不采用任何專为傳遞自由力的处于常温下的專門結構。

把上述受热零件包括在承力系統之內时，必須考虑到它們在高温时的強度、热膨脹、較小的尺寸，和与航空部門以外的机械制造业相比起来較小的剛性。

在研究發動机承力系統之前，必須了解作用于燃气渦輪發動机主要組合件的力的大小和方向。