

涡轮螺桨发动机

(工作过程及使用特性)

[苏联] П. К. 卡赞德让、А. В. 库兹涅佐夫著



国防工业出版社

渦輪螺槳發動機

(工作過程及使用特性)

〔苏联〕И. К. 卡贊德让、А. В. 庫茲涅佐夫著

毛可久等譯

李正榮校



國防工業出版社

1965

內 容 簡 介

本書闡述了渦輪螺槳發動機的構造和工作原理，并以簡單明了的形式敘述了渦輪螺槳發動機各種不同的結構型式及其各部件的工作條件，系統地編寫了有關發動機中各種物理過程的資料。特別注意到渦輪螺槳發動機的使用特性及調節問題。

本書可供空軍和民航部門的飛行員和工程技術人員參考，對航空飛行學校和技術學校的學員以及對使用燃氣渦輪動力裝置的運輸部門和動力站的技术人員也有所裨益。

書中所搜集的實際資料均以國外航空發動機生產實踐中的數據為基礎。發展遠景問題是根據國外的見解編寫的。

本書由毛可久，李正榮，陳紹祖合譯，由李正榮負責校訂。

ТУРБОВИНТОВЫЕ ДВИГАТЕЛИ

(Рабочий процесс и эксплуатационные характеристики)

[苏联] П. К. Казанлжан, А. В. Кузнецов

ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО МИНИСТЕРСТВА
ОБОРОНЫ СОЮЗА ССР 1961

*

渦輪螺槳發動機

(工作過程及使用特性)

毛可久等譯

李正榮校

*

國防工業出版社 出版

北京市書刊出版業營業許可證出字第074號

新华書店北京發行所發行 各地新华書店經售

國防工業出版社印刷廠印裝

*

850×1168¹/₃₂ 印張8¹/₁₆ 206千字

1965年9月第一版 1965年9月第一次印刷 印數：0,001—1,150冊

統一書號：15034·937 定價：(科五) 1.10元

目 录

緒 論	5
§ 1 对航空发动机的基本要求	5
§ 2 涡轮螺旋桨发动机在航空上的应用	7
第一章 涡轮螺旋桨发动机的工作原理	9
§ 3 涡轮螺旋桨发动机的原理图和工作原理	9
§ 4 涡轮螺旋桨发动机的螺旋桨功率、反作用功率、总功率和单位参数	15
§ 5 现有的涡轮螺旋桨发动机构造简述	21
第二章 涡轮螺旋桨发动机的工作过程	31
§ 6 热力学过程。涡轮螺旋桨发动机工作过程的 $p-v$ 图	31
§ 7 气体流动的基本定律	38
§ 8 涡轮螺旋桨发动机的实际循环功	46
§ 9 进气道。在进气道中空气状态的变化	48
§ 10 压气机。空气在压气机中的压缩过程	50
§ 11 压气机的特性	66
§ 12 燃烧室。对燃烧室提出的基本要求。燃烧室中的工作过程	81
§ 13 燃气涡轮。燃气在涡轮中的膨胀过程	90
§ 14 压气机特性线上涡轮与压气机共同工作可能的区域	106
§ 15 排气装置。排气装置中的工作过程	110
§ 16 循环功在螺旋桨与尾喷管之间的分配	113
第三章 涡轮螺旋桨发动机单位参数与其工作过程的参数及 飞行高度、速度的关系	115
§ 17 涡轮螺旋桨发动机的单位总功率	116
§ 18 涡轮螺旋桨发动机的单位燃油消耗量	122
§ 19 涡轮螺旋桨发动机的单位迎面总功率	129
§ 20 涡轮螺旋桨发动机的比重	132
第四章 涡轮螺旋桨发动机的特性	134
§ 21 涡轮螺旋桨发动机的转速特性	135
§ 22 涡轮螺旋桨发动机的飞行特性	140
§ 23 单轴式涡轮螺旋桨发动机在巡航状态的调节规律	145
§ 24 高空涡轮螺旋桨发动机	147
§ 25 改善涡轮螺旋桨发动机经济性的方法——对压气机进口导向器和渦	

	輪导向器进行调节	156
§ 26	双軸式渦輪螺桨发动机	161
第五章	在不同的大气条件下渦輪螺桨发动机中	
	各种数据的确定	167
§ 27	把試驗数据換算为标准大气条件下的数据	167
§ 28	根据地面試驗台的試驗数据来确定渦輪螺桨发动机	
	在高空飞行时的参数	172
第六章	渦輪螺桨发动机的調节基础。发动机和螺旋桨	
	的共同工作状态	179
§ 29	对渦輪螺桨发动机調节系統提出的要求。渦輪螺桨发动	
	机的調节方案	179
§ 30	空气螺旋桨的特性。螺旋桨与发动机的共同工作状态	194
§ 31	飞行中保护渦輪螺桨发动机的方法	209
§ 32	渦輪螺桨发动机在不稳定工作状态下的調节	215
§ 33	渦輪螺桨发动机在負拉力状态下工作时的調节	223
第七章	渦輪螺桨发动机上負荷最大的组合件及零	
	件的工作条件	227
§ 34	渦輪螺桨发动机的承力机匣。作用在承力机匣主要組合件上的力	227
§ 35	渦輪螺桨发动机个别部件上受应力最大的零件的工作条件	236
§ 36	渦輪螺桨发动机的減速器	246
	参考文献	258

緒 論

§ 1 对航空发动机的基本要求

飞行器能往所需的方向运动是靠消耗固体或液体燃料的化学能，原子能或其他形式的能量（直接貯存在飞行器上或其周围介质中）来实现的。

这种能量能否最有效地轉变为运动功，需視航空发动机的主要用途而定。

下面就分析一下，航空发动机应滿足哪些要求。

飞机的重量通常可分为三部分：

1) 空机重量 G_1 ，即飞机本身結構、发动机、电气附件、无线电设备、雷达设备以及操纵与控制机构的重量；

2) 重量 G_2 ，包括乘务員、燃料、滑油以及在飞行中和地面連續工作时所需物资的重量；

3) 有效載荷重量 G_3 ，对客机來說，系指旅客及貨物的重量，对軍用机來說，系指炸彈、導彈等物的重量。飞机的总重量（起飞重量 G_n ）为上述各部分重量的总和；

$$G_n = G_1 + G_2 + G_3,$$

或用重量的相对值来表示：

$$\frac{G_1}{G_n} + \frac{G_2}{G_n} + \frac{G_3}{G_n} = 1。$$

設計师要力求使飞机的相对空重 $\frac{G_1}{G_n}$ 尽可能地小，而使相对有效載重 $\frac{G_3}{G_n}$ 尽可能地大。重量 G_1 的减小在很大程度上与发动机重量的减小有关。为了减小重量 G_3 ，要求飞机有优良的气动力性

能，发动机則用大比重的高能燃料在很小的横向尺寸及耗油量下发出所需的功率。因此，航空发动机应当重量轻，纵、横尺寸小，經濟性高。

对航空发动机的技术性能要求是借用一定的量来評定的。对于不同功率和重量的各式各样发动机，为了比較其重量数据，我們引用发动机比重（发动机的公斤重量对其功率之比）这一概念，并用 $\gamma_{\text{пр}} \left[\frac{\text{公斤}}{\text{馬力}} \right]$ 来表示。

发动机的横向尺寸用单位迎面功率来評定。所謂单位迎面功率，是指发动机迎面（发动机对垂直于其軸綫的平面的投影面积）每平方米的馬力数。发动机的单位迎面功率用 $N_{\text{пог}} \left[\frac{\text{馬力}}{\text{米}^2} \right]$ 来表示。

发动机的經濟性用单位燃油消耗量来确定。所謂单位燃油消耗量，是指每馬力每小时的公斤（或克）燃油消耗量，用 C 。
 $\left[\frac{\text{公斤}}{\text{馬力小时}} \right]$ 或 $\left[\frac{\text{克}}{\text{馬力小时}} \right]$ 表示。

除了表征发动机技术性能（单位功率，单位迎面功率，比重，单位燃油消耗量）的諸参数之外，发动机的使用性能——工作可靠性，加速性，起动迅速，工作寿命，使用簡便——具有重大意义。

为了保证发动机工作可靠，必須使发动机在規定的寿命期内能連續地发出全部所需的使用功率，在飞行中，发动机的自动装置和起动系統能連續地工作，且在过渡及不稳定工作状态下能連續而又安全地工作。

发动机的加速性是用从慢車状态过渡到起飞状态的快慢程度来衡量的。

发动机在第一次大分解和檢查零件以前累計的連續工作时间称为发动机的寿命。

使用方便則决定于開車准备、起动容易、維護方便、檢驗簡單、发动机在机場上檢修方便、发动机工作时沒有振动和噪音等条件。

§ 2 渦輪螺旋槳發動機在航空上的應用

只有在同時研究了發動機和飛行器的性能後，才能確定航空發動機的應用範圍。

根據飛機類型的不同，對發動機提出的基本要求也各有不同。對攔擊機來說，必須保證發動機的比重尽可能小及單位迎面推力尽可能大，而對運輸機來說，應保證小的單位燃油消耗量及小的發動機比重。

就巡航飛行條件下的單位燃油消耗量而言，現代渦輪螺旋槳發動機不僅不亞於活塞式航空發動機，而且還超過它。渦輪螺旋槳發動機的比重要比活塞式航空發動機的小幾分之一。

隨著運輸機載重量的日益增加，在飛行速度增加的同時，就需要製造經濟性好和功率大的發動機。

在燃氣渦輪發動機工作過程參數所達到的現代數據的條件下，採用亞聲速螺旋槳的渦輪螺旋槳發動機在飛行速度為 900 公里/小時以下時，其經濟性已比渦輪噴氣發動機的高。當能造出高效率的超聲速螺旋槳時，即使在低超聲速條件下飛行（1300 公里/小時以下），渦輪螺旋槳發動機在航程方面仍然優越於渦輪噴氣發動機。

在相同的空氣流量及相同的气動力參數下，渦輪螺旋槳發動機起飛推力幾乎比渦輪噴氣發動機的大一倍。因此，裝有渦輪螺旋槳發動機的飛機，其起飛滑跑距離比裝有渦輪噴氣發動機的同種飛機的短，這對野戰機場的組織和使用是很重要的。

渦輪螺旋槳發動機在現代航空中具有重大意義，許多國家都在進行這方面的工作。1914 年俄國海軍中尉 M. H. 尼科爾斯基提出設計的渦輪螺旋槳發動機，其燃燒室所用的燃料是液體組元可燃混合氣（松節油和霧狀氧化氮）。燃燒產物冲向三級燃氣渦輪的葉片，借此來帶動空氣螺旋槳產生拉力。

1923 年，設計師 B. H. 巴扎洛夫擬定了利用空氣作為工質的渦輪螺旋槳發動機。

輪螺桨发动机草案。根据他的設計，燃气渦輪的功率用来带动压气机和螺旋桨。为了保证在余气系数很大(这是为降低渦輪前燃气温度所必需的)的情况下能稳定燃燒，将气流預先分成两部分：第一股气流(約占总流量的25%)直接进入燃燒碗中；其余的空气(第二股气流)掺合到燃燒产物中去。这种对燃燒室工作过程的組織方法已用于現代一切燃气渦輪发动机上。

英美空軍把渦輪螺桨发动机广泛地用于海軍飞机和軍用运输机上；60%的新型运输机都装有渦輪螺桨发动机。

苏联在依尔-18，图-114和安-10等飞机上都采用了渦輪螺桨发动机的設計。

第一章

渦輪螺槳發動機的工作原理

§3 渦輪螺槳發動機的原理圖和工作原理

燃氣渦輪發動機，若其渦輪發出的功率大於轉動壓氣機所需的功率，並且把這部分多餘的功率傳給空氣螺旋槳，就稱為渦輪螺槳發動機。

圖1所示為渦輪螺槳發動機的原理圖。這種發動機的主要部分是：進氣道，壓氣機，燃燒室，燃氣渦輪以及尾噴管。現代螺旋槳的轉速遠遠小於渦輪的轉速，因此，渦輪螺槳發動機裝有傳動比 $i = \frac{1}{5} \sim \frac{1}{15}$ 的減速器，其傳動比 i 值取決於發動機的結構型式。

渦輪螺槳發動機的壓氣機可以是離心式的、軸流式的、混合式的（由軸流式及與之串聯的離心式壓氣機所組成）以及雙轉子式的。

燃燒室有各種不同的類型：單管，環形及環管燃燒室。

渦輪螺槳發動機的渦輪要帶動壓氣機及螺旋槳工作，因此，它所消耗的压力降比渦輪噴氣發動機上的渦輪压力降大得多，後者的渦輪只帶動壓氣機。渦輪螺槳發動機的渦輪通常均製成多級的，其級數可多達六級，一般不少於兩級。

從能量轉化的觀點來看，渦輪螺槳發動機與渦輪噴氣發動機的主要區別在於：渦輪螺槳發動機的推力基本上是靠空氣螺旋槳產生的，一部分則由燃氣流的反作用力產生；而渦輪噴氣發動機的推力只由燃氣流的反作用力產生。在低速或中等速度飛行時，依靠螺旋槳產生拉力最為有效，而在高速飛行時，依靠燃氣流反作

用力产生推力则更佳。因此，就飞行速度而言，这两类发动机的应用范围是不同的。

下面我们阐述涡轮螺旋桨发动机的工作原理。进入发动机的空气在进气道和压气机中依次受到压缩，然后压缩空气进入燃烧室，与此同时，燃油通过专门喷嘴注入燃烧室中。最初的引燃是靠系统外点火源实现的，此后，由于不断供入燃油和空气，火舌便能自动地保持下来。燃烧产物进入燃气涡轮，燃气在此膨胀做功，从而带动压气机和空气螺旋桨。燃气下一步的膨胀发生于尾喷管中，喷管出口处的燃气速度通常大于进入发动机空气的速度，因此产生了推力。发动机的总推力由螺旋桨的拉力（主要部分）和因燃气流的反作用而产生的推力所组成。

图1上除有发动机的原理图外，同时还示出了它的特征截面：0—0为发动机进口前方未扰动气流的截面；1—1为压气机进口截面；2—2为压气机出口截面；

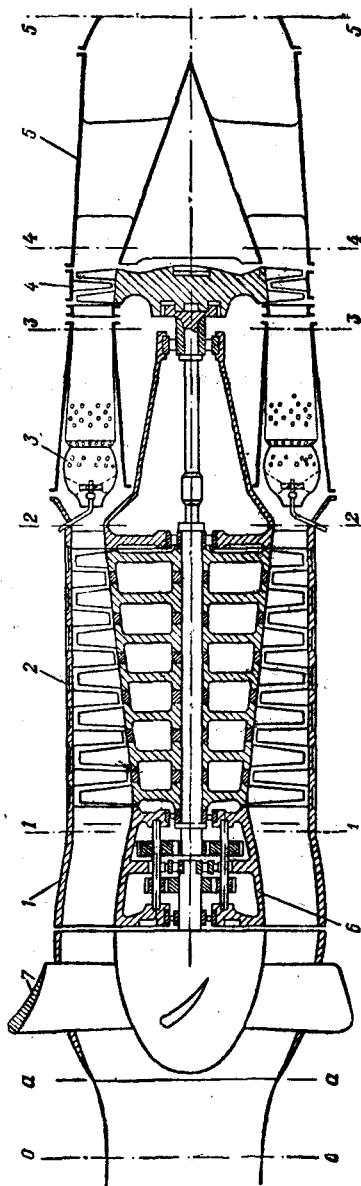


图1 涡轮螺旋桨发动机的原理图。
1—进气道；2—压气机；3—燃油喷嘴；4—燃烧室；5—燃气涡轮；6—减速器；7—空气螺旋桨。

3—3为涡轮第一级的导向器进口截面；4—4为涡轮出口截面；5—5为发动机出口截面。在每一截面上，所研究的工质各参数都是沿该截面的平均值，并标以相应的注脚。例如， p_2 、 T_2 及 c_2 为压气机出口处空气的压力、温度及速度； p_4 、 T_4 及 c_4 为涡轮出口处燃气的压力、温度及速度等等。

在飞行条件下，涡轮螺旋桨发动机内气流参数的变化如图2所示。在发动机进口前及其进气道内，由于动力压缩，压力从 p_0 增加到 p_1 ，同时空气的温度从 T_0 增加到 T_1 。

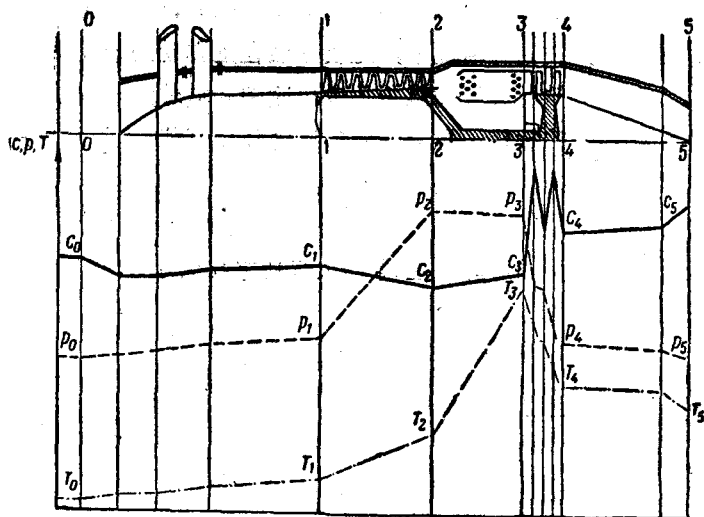


图2 涡轮螺旋桨发动机内气流参数的变化：

——速度沿发动机气流通道的变化；-----压力沿发动机气流通道的变化；- · - · - 温度沿发动机气流通道的变化。

压气机依靠涡轮传来的功把空气进一步压缩到 p_2 ，温度提高到 T_2 ，气流速度约减少一倍而达到 c_2 。 c_2 值取决于燃烧室中燃烧过程的稳定性和压气机最后一级叶片的高度。在燃烧室中，由于燃料的燃烧，燃气温度达到最大值 T_3 ， T_3 的大小要受涡轮工作叶片工作可靠性的限制，目前它介于 $1150 \sim 1300^\circ\text{K}$ 的范围内。特别是，T 56型涡轮螺旋桨发动机涡轮前温度接近 1250°K 。为了更好地利

用热能，燃烧过程最好能在压力不变的条件下进行，但是，实际上由于水力损失和燃气温度升高，沿燃烧室流道压力从 p_2 下降到 p_3 。

从燃烧室出来的燃气（参数为 p_3 、 T_3 、 c_3 ）进入涡轮，在涡轮中燃气的压力及温度下降到 p_4 、 T_4 ，速度 c_4 则大于 c_3 ，燃气完成了用于带动压气机和空气螺旋桨的有效功。燃气的绝对速度在涡轮导向器中增加，而在工作轮中减小。

在尾喷管中，燃气的势能转变为动能。燃气的压力从 p_4 下降到 p_5 ，温度从 T_4 下降到 T_5 ，而速度则从 c_4 增加到 c_5 。

如果从涡轮到发动机燃气出口处的距离很长，为了排出燃气可采用延伸管，在这种情况下，尾喷管装在延伸管的末端。

在大功率涡轮螺旋桨发动机上均采用收缩式喷管；涡轮后的总压可达到相当大的数值，尾喷管中的压力降既可能是亚临界的，也可能是超临界的。当压力降为亚临界时，涡轮后总压与大气压之比小于1.86，燃气在喷管中膨胀到大气压（ $p_5 = p_0$ ）；当压力降为超临界时，涡轮后的总压 p_4^* 与大气压之比大于1.86，喷管出口压力大于大气压，且等于：

$$p_5 = \frac{p_4^*}{1.86}, \quad (1)$$

燃气的速度就等于当地声速：

$$c_{s_{\text{кр}}} \approx 18.7 \sqrt{T_4^*}, \quad (2)$$

式中 T_4^* ——涡轮后燃气的滞止温度。

例1 设有一台涡轮螺旋桨发动机装于运输机上，飞机在 $H=20$ 公里的高空以 $c_0=900$ 公里/小时的速度飞行，发动机涡轮出口的总压 $p_4^*=0.12$ 公斤/厘米²，涡轮后燃气滞止温度 $T_4^*=650^\circ\text{C}$ 。发动机上装有收缩式喷管。

我们可确定尾喷管中的压力降是超临界的，因为

$$\frac{p_4^*}{p_0} = \frac{0.12}{0.0557} = 2.15 > 1.86,$$

式中 p_0 ——高度为20公里的大气压力。

在这种情况下，喷管出口压力为：

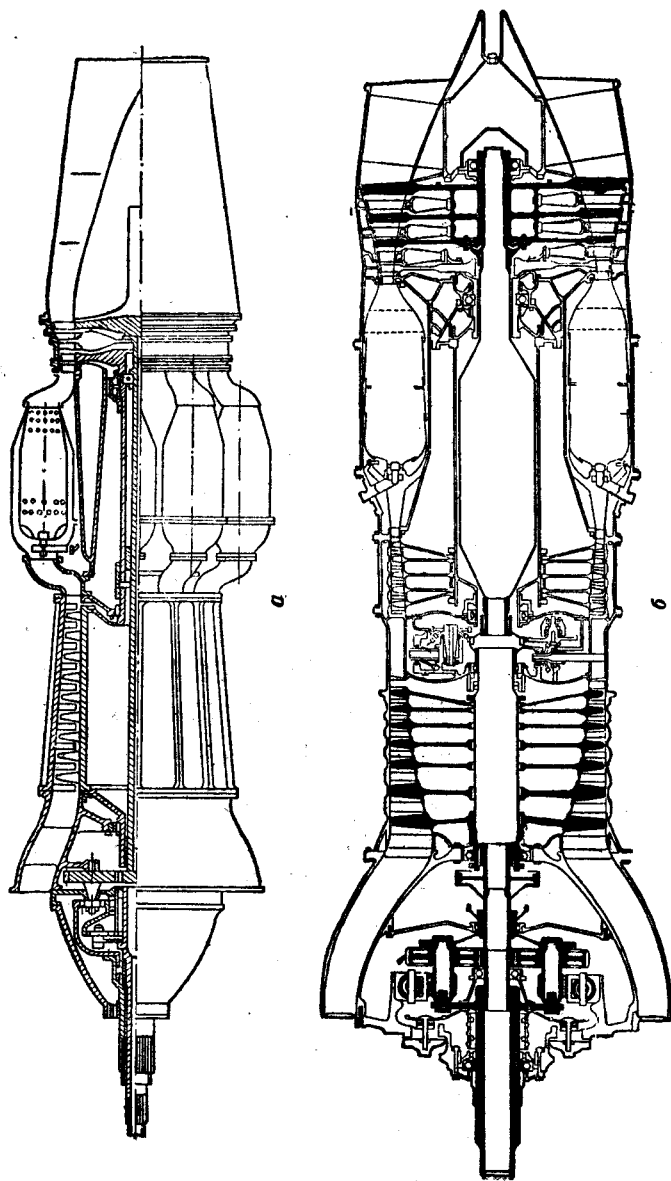


图 3 涡轮螺旋发动机的结构示意图:

a—自由涡轮式涡轮螺旋发动机; *6*—双转子压气机式涡轮螺旋发动机。

$$p_{s_{kp}} = \frac{p_4^*}{1.86} = \frac{0.12}{1.86} = 0.0645 \text{ 公斤/厘米}^2,$$

而燃气的速度

$$c_{s_{kp}} = 18.7\sqrt{T_4^*} = 18.7\sqrt{650 + 273} = 570 \text{ 米/秒}。$$

在用于低速飞行的涡轮螺桨发动机上，燃气在涡轮中可能产生过度膨胀，涡轮后的压力小于大气压力 ($p_4 < p_0$)，但是涡轮后的总压永远大于大气压力 ($p_4^* > p_0$)；在这种情况下，排气管就是一个扩压器，使燃气的速度降低，以保证喷口内的压力上升到 p_s ，即等于大气压 p_0 。

实践中遇到的涡轮螺桨发动机有各种不同的型别：单轴结构的（见图1），压气机及螺旋桨分别由不同涡轮带动的（图3a），带有双转子压气机的（图3b）及其他。

内外涵涡轮喷气发动机是涡轮螺桨发动机的变种。内外涵发动机的构造方案是俄国设计师A. M. 留利卡于1937年首次提出的。在内外涵涡轮喷气发动机中，燃气涡轮发出的剩余功率不传给螺旋桨，而是传给风扇（装在环形的发动机罩内），如图4所示。这种发动机的内涵类似于涡轮螺桨发动机的流通部分，而内装风扇的外涵则形成一个环形涵道，包围着内涵。风扇的传动也和空气螺旋桨的一样，都是按同一方式实现的。内外涵涡轮喷气发动机由于安装了涵道式风扇，直到超高速飞行仍能保持很高的效率。此外，必要时可在外涵内喷油燃烧，使发动机加力，这样就开辟了把内外涵发动机用于超声速飞行的可能性。

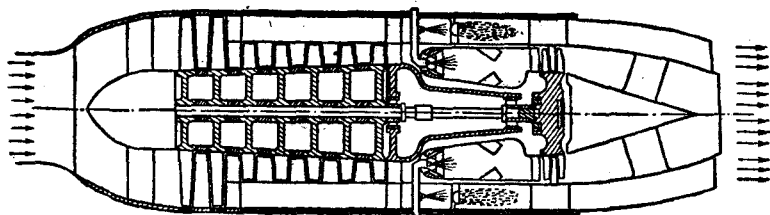


图4 内外涵涡轮喷气发动机示意图。

§ 4 渦輪螺旋槳發動機的螺旋槳功率、

反作用功率、總功率和單位參數

渦輪螺旋槳發動機的螺旋槳功率

燃气渦輪傳給螺旋槳軸的那一部分功率稱為渦輪螺旋槳發動機的螺旋槳功率。

如果已知燃气渦輪功率 N_T 、消耗於帶動壓氣機的功率 N_K 、減速器的效率 $\eta_{pe\lambda}$ ，則螺旋槳功率 N_B 可由下列公式確定：

$$N_B = (N_T - N_K) \eta_{pe\lambda} \quad (3)$$

例2 渦輪螺旋槳發動機在地面以額定狀態工作時，渦輪發出的功率 $N_T = 20000$ 馬力，消耗於壓氣機的功率 $N_K = 12000$ 馬力，如果已知減速器的效率 $\eta_{pe\lambda} = 0.98$ ，試求該發動機的螺旋槳功率。

螺旋槳功率可按公式(3)求出：

$$N_B = (N_T - N_K) \eta_{pe\lambda} = (20000 - 12000) 0.98 = 7840 \text{ 馬力。}$$

如果測量出軸端扭矩，則螺旋槳功率可直接由下式確定：

$$N_B = \frac{M_{kp} n_B}{716.2}, \quad (4)$$

式中 N_B ——渦輪螺旋槳發動機的螺旋槳功率，馬力；

M_{kp} ——軸端扭矩，公斤米；

n_B ——螺旋槳軸的每分鐘轉速。

例3 由渦輪螺旋槳發動機的測扭器測出 $M_{kp} = 5000$ 公斤米，由轉速表測出 $n_B = 1000$ 轉/分，試求螺旋槳功率。

螺旋槳功率可按公式(4)確定：

$$N_B = \frac{M_{kp} n_B}{716.2} = \frac{5000 \cdot 1000}{716.2} = 6990 \text{ 馬力。}$$

反作用推力。 氣流反作用力換算為槳軸功率

反作用推力等於截面0—0及5—5之間的動量變化，其方向與噴氣方向相反。

當燃气在尾噴管中完全膨脹時；

$$P = \frac{1}{g} (G_r c_s - G_a c_0), \quad (5)$$

式中 P ——靠燃气流反作用产生的发动机推力, 公斤;

G_r ——通过涡轮螺旋桨发动机燃气涡轮的燃气流量, 公斤/秒;

G_a ——通过发动机的空气流量, 公斤/秒;

g ——重力加速度, 米/秒²。

计算时可取 $G_r = (1.02 \sim 1.04) G_a$ 。

例4 涡轮不冷却的涡轮螺旋桨发动机在地面工作, 空气流量 $G_a = 40$ 公斤/秒, 燃气在喷管中完全膨胀; 如果喷管出口的燃气速度 $c_s = 350$ 米/秒, 试求该发动机靠燃气流的反作用而获得的推力。

可以取 $G_r = 1.02 \cdot G_a = 1.02 \cdot 40 = 40.8$ 公斤/秒。

因为发动机在地面工作, 飞行速度 $c_0 = 0$ 。

按公式 (5) 求出反作用推力

$$P = \frac{G_r c_s}{g} = \frac{1}{9.81} 40.8 \cdot 350 = 1460 \text{ 公斤}。$$

当燃气在喷管中不完全膨胀时, 喷口的压力 p_s 大于大气压力 p_0 , 在这种情况下, 推力为两部分力之和; 第一部分力在数值上等于截面 0—0 与 5—5 之间的气流动量变化:

$$P_1 = \frac{1}{g} (G_r c_{s_{\text{сп}}} - G_a c_0),$$

第二部分力按以下公式确定:

$$P_2 = F_5 (p_{s_{\text{сп}}} - p_0),$$

式中 F_5 ——尾喷口截面积, 米²;

$p_{s_{\text{сп}}} - p_0$ ——5—5 截面上大于未扰动气流压力的剩余压力, 公斤/厘米²。

气流的反作用推力为:

$$P = P_1 + P_2$$

或

$$P = \frac{1}{g} (G_r c_{s_{\text{сп}}} - G_a c_0) + F_5 (p_{s_{\text{сп}}} - p_0). \quad (6)$$