

高等学校教学用书



燃气涡轮发动机和 冲压式空气喷气发动机的 调 节

Л. А. 扎尔曼仲 著
Б. А. 切尔卡索夫



国防工业出版社

燃气涡轮发动机和 冲压式空气喷气发动机的 调 节

Л. А. 扎尔曼仲, Б. А. 切尔卡索夫著

王刚民、朱国义、陈兴福译



国防工业出版社

內 容 簡 介

本書系研究航空燃气渦輪和冲压式空气噴气發動机的調节原理。主要論述發動机調节过程的物理基础及闡明調节机构的实验研究和計算方法。在某些实例中說明了發動机調节系統及燃料供应系統各元件在工作中的密切关系，介紹了燃油装置各个元件的特性。本書系供航空学院学生参考用書，但对于从事航空發動机專業人員也将有所裨益。

苏联 Л. А. Залманзон и Б. А. Черкасов 著 'Регулирование газотурбинных и прямоточных воздушно-реактивных двигателей' (Оборонгиз 1956 年第一版)

*

國防工業出版社

北京市書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 新华書店發行

*

787×1092 $\frac{1}{25}$ 14 $\frac{8}{25}$ 印張 323 千字插頁 2

1959 年 6 月第一版

1959 年 6 月第一次印刷

印数: 0,001— 2,050 册 定价: (10)2.05 元

NO. 2952

中文版序言

作者欣悉“燃气渦輪和冲压式空气噴气發動机的調节”一書已譯成中文版。作者編写本書时，曾企圖尽可能广泛地陈述苏联和其他各国在这一科学領域內所积累的經驗。

作者希望，本書能有益于从事航空噴气式發動机專業的中国工程师和大学生們。

我們將以感激的心情接受中国讀者對本書提出的各种意見和希望。

譯者的話

近年来，燃气渦輪發動机的調节理論已形成一門新穎而强有力的科学技术。正如作者在前言中所說的：“發動机的使用效能、噴气式飞机的战术性能和使用質量，在很多方面都取决于这一問題的有效解决”。也就是說，它在保証燃气渦輪發動机获得最佳的工作状态、推力、經濟性、加速性等起着重要的作用。由此可見，掌握航空發動机的自动調节原理对促进航空技术的發展是非常重要的。

我国在解放后的短短几年中，在英明的中国共产党和毛主席的领导下，以及苏联大公无私的帮助下，航空事业有了飞跃的發展。因此，噴气式發動机自动調节的科学对于我国从事或學習航空工程技术的人員來說就显得更为迫切需要了。为滿足这方面的需要，我們翻譯了本書。

譯者以初次嘗試的态度和學習的心情譯出了全文。書中技术名詞和術語除已为公認者外，有一部分名詞則来自于工厂中之常称和慣語或譯者杜撰。譯文虽系經過多次反复审校，但由于譯校者水平低、經驗少，故譯文中的錯誤和不妥之处在所难免，敬祈国内專家們和讀者不惜賜教，俾得訂正。批評和意見請寄：北京国防工业出版社。

4
参加本書翻譯的有：朱国义、陈兴福、王剛民，并由楊曾复、苏柏年两同志对全書作了技术上的校对，最后由王剛民、陈兴福整理并作了必要的修改。

本書出版之际，承蒙原作者Л. А. 扎尔曼仲和Б. А. 切尔卡索夫两同志在百忙中为本書中文版写了序言，仅在此表示深切感謝。

譯者在翻譯过程中，蒙苏联專家С. М. 烏覺莫夫、И. И. 脫利凡諾夫、Г. А. 皮留金等同志的大力支持和指导并為我們解決了許多技术上的疑難問題；在譯文整理过程中，承孙佩新、刘炳輝、靳雅俊、溫征、陈錫珍、戚冬玲等同志的热心帮助始克完成，特此一并致謝。

本書經北京航空学院教师技术校訂，第一、二、六、七章毛可久同志負責，第三、四、五章由孙虎章同志負責，第八章由閻德有同志負責。

目 录

中文版序言	3
译者的话	3
前言	7
第一章 对燃气涡轮发动机调节系统的要求	
作为调节对象的燃气涡轮发动机	11
§1 由喷气式飞机使用条件所决定的燃气涡轮发动机的特性	13
§2 作为设计燃油调节装置依据的燃气涡轮发动机的特性	23
第二章 一般调节原则及其在燃气涡轮喷气	
发动机调节时的应用	40
§1 调节系统组成的一般原则	40
§2 燃气涡轮发动机调节器之系统图	54
第三章 调节系统及其各个元件特性的基本概念	81
§1 静力特性的计算。燃气涡轮发动机调节系统各元件	81
§2 调节系统概述。燃气涡轮发动机和闭式调节系统的调节器	87
§3 燃气涡轮发动机调节系统之典型环节。调节系统典型环节	
运动方程, 联系方程	92
§4 典型环节微分方程内各系数的实验测定法。	
各个环节的频率特性	105
§5 各调节系统内运动过程的微分方程。燃气涡轮发动机	
调节系统之频率特性	121
实例	133
第四章 燃气涡轮发动机调节系统动力特性之研究及计算方法	139
§1 调节过程的稳定性	139
§2 调节质量的评定。过渡过程的求法	161
§3 研究过渡过程频率法	173
§4 对数频率特性。综合调节系统的概述	189
实例	199
第五章 特性之非线性对燃气涡轮发动机	
调节系统动力性能的影响	208

§ 1 燃气渦輪發動機調節系統各元件的非綫性特性。非綫性 元件的存在對調節系統動力特性的影响	209
§ 2 調節系統內諸非綫性元件特性的實驗研究	213
§ 3 諧波平衡法	219
§ 4 表示在相位平面上或相位空間內運動有关的非綫性 系統穩定性的分析法	229
§ 5 过渡过程的作圖圖解法	251
§ 6 燃气渦輪發動機調節过程的模拟試驗	258
实例	261
第六章 燃油系統內各种过程对燃气渦輪發動機調節的影响。	
关于燃气渦輪發動機燃油裝置的概述	265
§ 1 燃气渦輪發動機燃油系統各元件对燃油裝置的要求。調節裝置 和燃油裝置在工作上的相互关系	265
§ 2 燃气渦輪發動機的噴咀	268
§ 3 燃油泵。燃气渦輪發動機燃油系統的一些其他元件	275
§ 4 作为燃气渦輪發動機供油用的燃料的某些特性	285
实例	288
第七章 燃气渦輪發動機加速过程的調節	
§ 1 加速过程的調節任务。加速过程調節时使用的附加裝置說明	291
§ 2 燃气渦輪發動機加速时調節裝置的特性計算	307
§ 3 燃油裝置和調節裝置的总原理圖	319
实例	327
第八章 冲压式空气噴气發動機的調節特点	
§ 1 冲压式空气噴气發動機的調節任务。作为調節对象的 冲压式空气噴气發動機的特性綫。进口扩压器的影响	330
§ 2 冲压式空气噴气發動機的可能調節方法。冲压式空气噴气發動機 燃油裝置和調節裝置的工作及构造特点	339
§ 3 計算冲压式空气噴气發動機的調節过程时，調節动力学一般 研究法的运用。冲压式空气噴气發動機調節过程的計算特点	347
参考文献	351
名詞索引	358

前 言

在設計和改進燃氣渦輪和沖壓式空氣噴氣發動機的構造時，所遇到的最複雜的問題，就是如何正確的選擇調節系統的型別與合理的確定調節裝置的參數。因為發動機的使用效能以及噴氣式飛機的戰術性能和使用質量，在許多方面都取決於這一問題的有效解決。

只有在掌握了發動機本身的工作過程的基礎上，才可能確定出最佳的調節性能。經驗證明：在研究發動機性能時，若未考慮調節裝置的工作特點，就會產生很大的，甚至有時是不可克服的困難。因此，雖然調節裝置的研究和設計不是單獨進行的，而是從屬於研究發動機性能的總任務。但它在改進航空技術方面卻引起專家們愈來愈大的重視。

燃氣渦輪和沖壓式空氣噴氣發動機的調節問題，與這類發動機的燃料供應問題有着密切的聯繫。這就是說各種類型發動機的調節，在任何程度上都是用改變燃油消耗量的方法來進行的。此外，大部分調節器的構造都是與燃油泵，以及與燃油系統其他的元件合成在一個附件里面，就是說某些個別的零件及組合件對於調節系統和燃料供應系統來講是彼此公用的。有時在某些方面改變燃料供應系統元件的特性，例如：從改善燃油噴射質量並提高燃燒效率的觀點來看是有利的，而從調節裝置的工作條件來看，則又可能受到不利的影響。在許多場合下，選擇調節器的型別是取決於燃油系統的性能；反之，為了實現已確定好的調節程序，就往往要改變燃油系統的方案，並選擇其相應的元件的設計參數。

本書系研究有關給定調節參數及確定作為調節對象的發動機本身之性能問題，此外還有关于選擇的基本方案，計算與分析調節機構以及关于燃油裝置性能的研究等問題。

保證發動機的必要性能及與其有關的對燃料供應系統的要求等問題可參閱發動機理論書籍[●]。發動機供油及調節的教學大綱僅載明了

● 參考書刊目錄列於書末。燃氣渦輪和沖壓式空氣噴氣發動機理論見著作〔1，2，3，4〕。

这些問題的补充說明。这里很大的篇幅是未研究整个調节系統的特性及研究所需的靜力特性与动力过程特性相協調的問題，这些都是屬於自动調节理論方面的問題。

自动調节理論已开始形成为一門重要的技术科学。現在它已經成为很多实用課程的基础。我国也仅在近年来出版了大量的教科書和單行本，根据这些書刊可以把自动調节系統的一般研究方法构成一个完整的概念^①。

在燃气渦輪及冲压式空气噴气發動机領域內从事專門研究的高等学校学生必須熟悉自动調节的理論基础。但并不是所有的章节都是同样重要的。首先必須詳尽的了解那些自动調节的理論方法，这些可以用来計算發動机的調节系統并且是很有成效的。当然，書中所列的种种实例都應該屬於这类調节系統。由于上述情况以及所研究的調节器的特点（即与外場使用条件，以及把調节系統和燃油系統結合起来有关的一些特点）便决定了。在燃气渦輪發動机及冲压式空气噴气發動机方面須要創作一些專門的教科書。

本書重点放在燃气渦輪發動机（ГТД）的燃料供应及調节等問題上。为了使燃气渦輪發動机調节理論的叙述簡明易懂起見，本書首先介紹了在外場获得广泛使用的最簡單的發動机簡圖和轉速調节器簡圖。然后，又引申到关于构造較复杂的發動机的調节和燃气渦輪發動机其他一些参数調节的簡明介紹。为了同一目的，还把燃气渦輪發動机調节系統的某些工作条件也都加以理想化了（如研究一些簡化了的原理圖和只取某些局部外界作用等等）。

書中首先以直綫近似法推导所有的公式，亦即認為与真正靜力特性平衡位置偏离很小时能用直綫綫段予以代替，然后再單獨的研究發動机和調节器的非綫性特性对調节过程的影响。

由于高超音速飞行的实现，冲压式空气噴气發動机（ПВРД）将在飞机上获得广泛的应用。冲压式空气噴气發動机的調节問題基本上类似于燃气渦輪發動机的調节問題。本書內有單獨一章專門論述冲压式空气噴气發動机調节的特性。所研究的燃气渦輪發動机和冲压式空

① 自动調节理論方面的一般問題，請看參考書目录中的〔5〕到〔24〕。

气噴气發动机調节机构的計算方法，亦可供研究特殊类型的發动机即液体火箭發动机（ЖРД）的調节使用。

作者对評閱者 В. А. 波德聶尔，Б. Н. 彼得洛夫以及 В. С. 祖也夫，Ф. А. 科洛脫可夫和 Ю. П. 巴尔特諾夫-索柯洛夫等在审閱手稿时所提供的許多宝貴意見表示謝意。

Н. В. 依諾捷姆切夫，的意見也給了作者莫大的帮助。

第一章

对燃气涡轮发动机调节系统的要求 作为调节对象的燃气涡轮发动机

在现代航空中所采用的燃气涡轮发动机的主要类型有涡轮喷气发动机 (TPД) 及涡轮螺旋桨发动机 (TBД) 两种。众所周知, 涡轮喷气发动机和涡轮螺旋桨发动机的型式是很多的。圖 1 a 所示为装有不可调节尾喷筒的涡轮喷气发动机简图; 圖 1 б 为装有可调节尾喷筒的涡轮喷气发动机简图; 圖 1 в 为在涡轮后室装有补充喷油的 (即带有加力装置的) 涡轮喷气发动机简图; 圖 1 г 为双轴式涡轮喷气发动机简图; 圖 1 д 为内外涵涡轮喷气式发动机简图; 圖 1 е 和 1 ж 则相应为单轴式和双轴式涡轮螺旋桨发动机简图。

上述每一种发动机都各有基本的特点。甚至于同一类型的发动机, 由于发动机的各组成部分在设计上的不同, 其工作过程的进行都可能有所区别。例如, 装有轴向式 (圖 2 a) 或离心式 (圖 2 б) 压缩机, 亚音速 (圖 2 в) 或超音速 (圖 2 г) 尾喷筒, 以及装有构造不同的燃烧室等的涡轮喷气发动机的工作特点即足以说明这一点。

同时, 还有用来比较各种燃气涡轮发动机之性能的一般指数, 据此则可以说明对各种燃气涡轮发动机的燃料供应和调节系统的一般要求。在这一章里, 我们只着重讲述对调节系统的要求, 而关于调节系统和燃料供应系统各元件特性的协调问题及在设计燃油系统时与之有关的一些问题将在第六章作专门研究。

本章 § 1 拟讲述燃气涡轮发动机调节系统的基本要求及叙述有关调节参数选择及特性等问题, 这些问题必须根据喷气式飞机在外场的使用条件来确定。其中以燃气涡轮发动机的静力调节为重点。

在 § 2 内对这类问题将作不同方式的研究: 说明在设计调节装置和燃油装置时必须提出的发动机的特性, 并叙述决定调节对象工作情况的燃气涡轮发动机的特性。此时, 不仅仅考虑到静力特性, 并且还

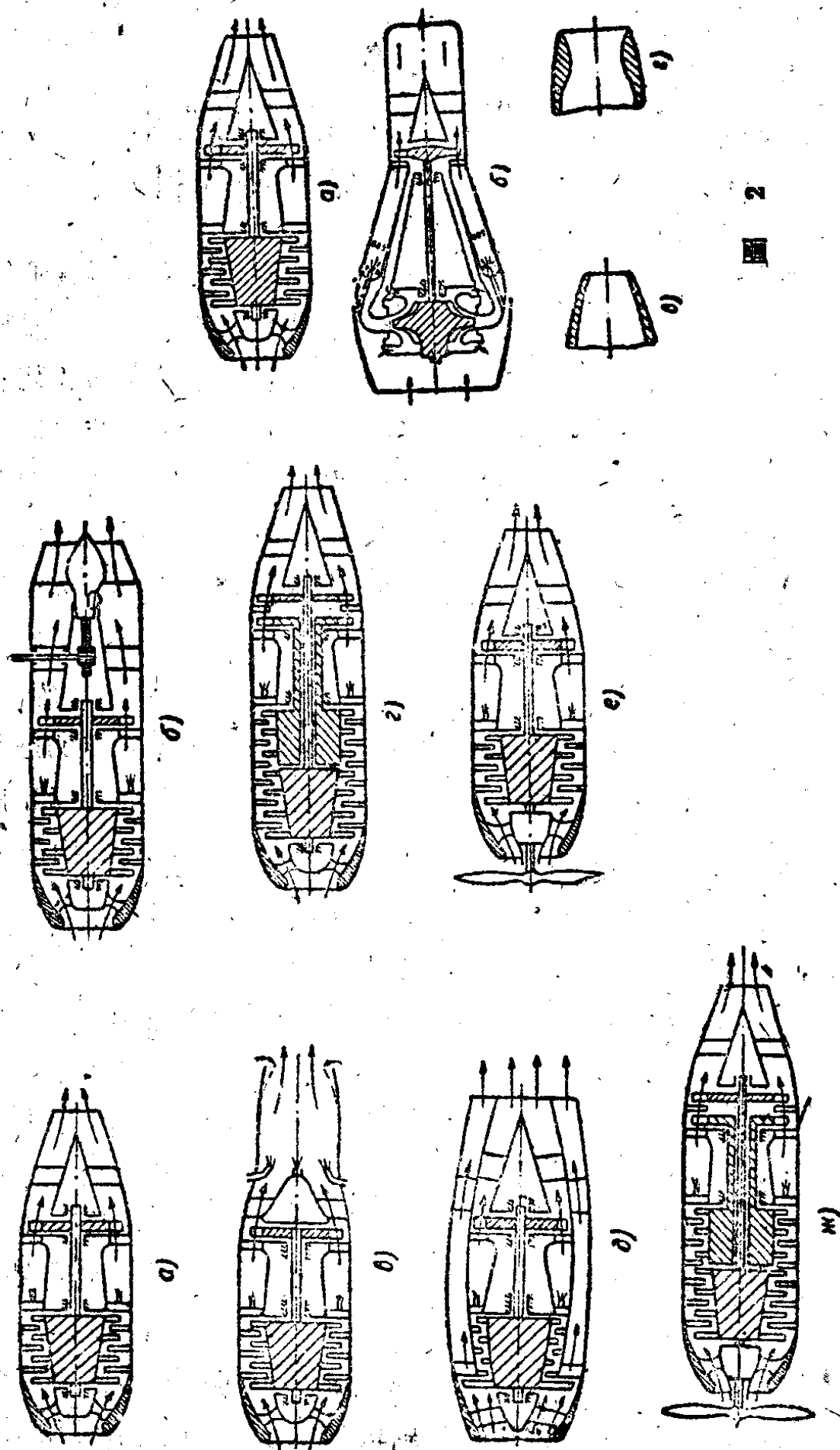


图 2

图 1

注意到偏离给定状态时所产生的动力过程特性。

§ 1 由喷气式飞机使用条件所决定的 燃气涡轮发动机的特性

对燃气涡轮发动机调节系统的要求

发动机产生的推力 R 及单位燃油消耗率 C_{yA} 是鉴别燃气涡轮发动机在给定状态工作时最重要的指数。当尾喷筒内燃气完全膨胀时，推力 R 即等于：

$$R = \frac{G_R}{g}(\omega - V), \quad (1)$$

式中 G_R ——通过发动机的每秒空气重量消耗量（假设每秒燃气重量消耗量 $G_r \approx G_R$ ）；

ω ——燃气自尾喷筒喷出的速度；

V ——飞行速度；

g ——重力加速度。

单位燃油消耗率等于：

$$C_{yA} = \frac{G}{R}, \quad (2)$$

式中 G ——燃油消耗量[●]。

由于燃气涡轮发动机在调节中难以直接测量推力和单位燃油消耗率，所以就得测量发动机工作过程的其他参数（例如：转数，涡轮前的燃气温度），并且借助调节器来维持这些参数的给定值。

对燃气涡轮发动机调节系统的一般要求，就是要自动的保持调节参数值。并在不同高度及不同的飞行速度时保证最大的工作状态，如果这个最大工作状态是由飞行员相应地操纵发动机操纵杆所给定的话，最大工作状态即指最大推力 R_{max} 状态而言，此最大推力只能在没有导致发动机零件损坏的机械负荷或热负荷的条件下才能达到。对燃气涡轮发动机调节系统的一般要求同样是要保证最良好的经济性，也

● 一般地采取下列的单位：

R (公斤), G (公斤/时) 相应地 C_{yA} — $\frac{\text{公斤/时}}{\text{公斤}}$

就是在其余的工作状态即所謂巡航状态时，要有最小的單位燃油消耗率 $C_{y_{\text{дmin}}}$ 。巡航状态也是由飛行員操縱發動機操縱杆到規定位置而給定的●。

在調節決定推力值和單位燃油消耗率大小的參數時，要求調節器穩定地保持調節參數的給定值，而且當該值超過給定工作狀態時，要既快而又無很大偏擺地將其恢復到原值。燃氣渦輪發動機調節系統應能保證該型發動機具有最良好的加速性。加速性通常是指發動機從慢車（這時發動機所產生的推力接近於零）到最大工作狀態的加速時間而言。

調節系統的特性應當是這樣的，即在任何條件下，不使壓縮機產生喘振，燃燒室內火焰間斷或其他破壞發動機工作過程正常進行的現象。燃氣渦輪發動機調節系統的使用可靠性是具有莫大意義的。在很多方面，這種可靠性都取決於調節和燃料供應系統原理圖的選擇。

在某些飛行狀態下發生慣性過負荷時調節系統的工作不應中斷。

調節系統應使得發動機的所有操縱機能都達到完全自動化。這一要求是由燃氣渦輪發動機本身的特性以及噴氣式飛機在外場的使用條件所決定的。其必要性在於使飛行員除了直接操縱飛行之外，盡量地減少任何其他的操縱職責。

所以，不僅僅在設計上探討時要記得，而且在選擇燃氣渦輪發動機的調節系統原理圖時也要牢記：調節機構工作中的缺陷會使發動機的一切可能性得不到充分的利用，而且也許有時會成為飛機失事的原因。

根據以上的論述，我們可以得出結論，研究調節機構的任務該是多麼複雜和重大。熟識具體型別的燃氣渦輪發動機的調節情況，即可給予我們有關這些任務和困難及其處理方法的全面概念。

調節的問題甚至對最簡單的渦輪噴氣發動機（見圖1, a及1, b）來

● 燃氣渦輪發動機工作狀態有不同的情況。在燃氣渦輪發動機外場使用說明里常常規定在極短時間（如五分鐘）內發動機能安全工作的狀態為最大工作狀態，而長時間的工作狀態稱為額定狀態，因其推力小於最大推力。單位燃油消耗率及推力的 大小，對於額定狀態是頗為重要的。

說，也是極為複雜的，而對裝有加力裝置的渦輪噴氣發動機（見圖 1, б）雙軸式和內外函渦輪噴氣發動機（見圖 1, в 及 1, д），以及對渦輪螺旋槳發動機（見圖 1, е 及 1, ж）來說就更加複雜了。現在，我們暫且只討論構造最簡單的渦輪噴氣發動機的調節。然後，再講述其他型別燃氣渦輪發動機的調節問題。

現在，我們很概括地提一下在燃氣渦輪發動機的原理課程里曾敘述過的渦輪噴氣發動機的某些調節原理：同時，我們將更詳盡的闡明最大工作狀態時要保證最大的推力 $R_{\max}$ 和巡航狀態時保證最小的單位燃油消耗率 $C_{y\pi \cdot \min}$ 的要求。最後據此來選定調節參數值。

最簡方案的渦輪噴氣發動機的調節基礎

（見圖 1, а 和 1, б）

推力值 R 和單位燃油消耗率 $C_{y\pi}$ 的大小均系由發動機氣流通道各個部分運動過程的總和所決定。渦輪噴氣發動機氣流通道的特性點及所採用的壓力和絕對溫度的符號如圖 3 所示。

決定推力 R 和單位燃油消耗率 $C_{y\pi}$ 的基本參數，是壓縮機的增壓比 $\pi_{\kappa} = \frac{p_2}{p_1}$ 和渦輪前的燃氣溫度 T_3 。當飛行條件給定時， π_{κ} 主要是由發動機軸的轉數 n 來決定。由於根據轉數調節要比根據壓力比 $\frac{p_2}{p_1}$ 調節要來得簡便，因此，通常都是以轉數作為渦輪噴氣發動機的基

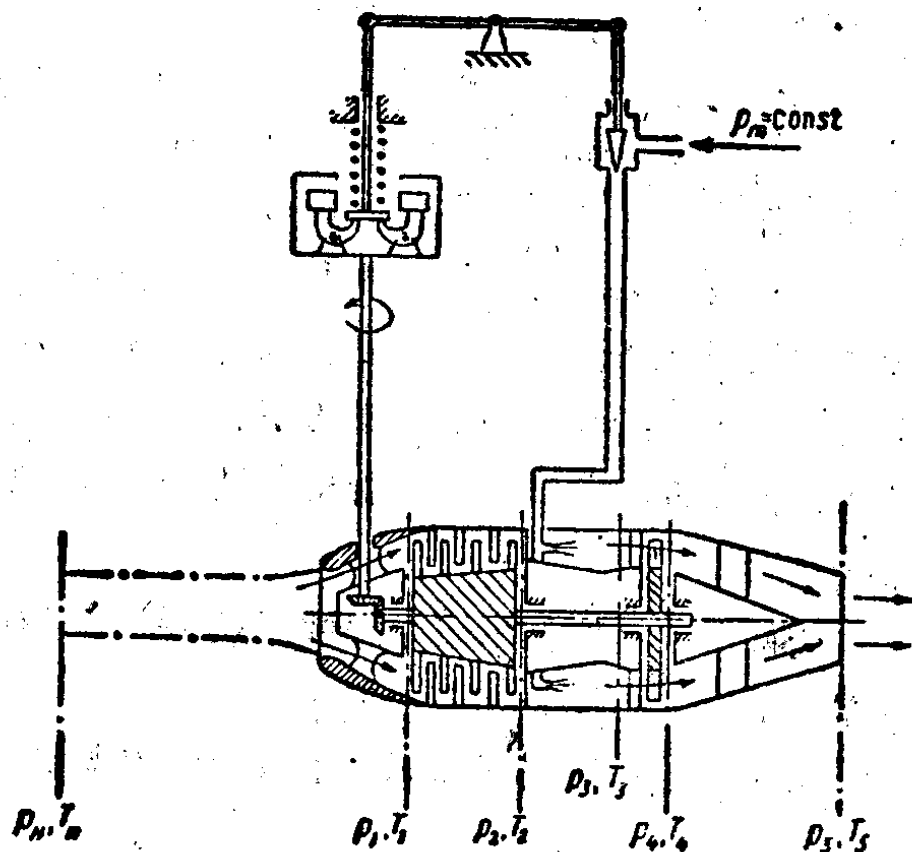


圖 3

本調节参数●。

圖 4, a 所示为燃气渦輪噴气發動机之特性綫 $R=f(n)$ 和 $C_{yd}=f(n)$ 的大致曲綫。

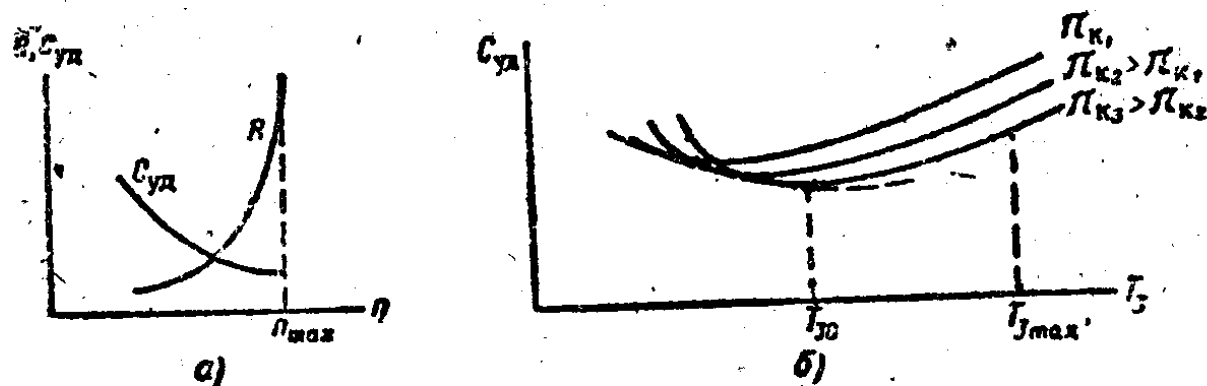


圖 4

当特性綫 $R=f(n)$ 成这种曲綫时, 在接近 n_{max} 区域, 即相应于發動机最大工作状态的情况下, 轉速微小的变化, 将引起推力 R 显著的变化, 因此, 在最大工作状态时, 必須以高度的准确性保持給定值 $n = n_{max}$ 。給定值 n_{max} 在减少轉速方向变化时, 則这种微小偏差将造成推力急剧降低, 从而不能充分利用發動机的一切可能性, 而当給定值 n_{max} 的稍微偏增就可能使發動机損毀。

就以上之叙述举例說明如下: n_{max} 下降 1%, 在飞行中的渦輪噴气發動机推力可能降低 4~6%; 同样 n_{max} 增大 1%, 压縮机和渦輪之旋轉零件的安全系数則将减小 3~5%。

航空發動机自动装置一書中規定, 对渦輪噴气發動机調节系統的要求是要以 0.2~0.3% 的准确度来保持最大轉速 n_{max} [25]。在航空發動机調节中, 要达到如此高的准确度是有很大的困难的; 就是連工业部門中固定式試驗器上所用的最完善的量度仪也很少見到这样的准确度。

正如圖 4, a 所指出的, 特性綫 $C_{yd}=f(n)$ 在 n 值趋近于 n_{max} 时具有最小值。

对于尾噴筒流通断面积是不可变化的渦輪噴气發動机(見圖 1, a),

● 关于渦輪噴气式發動机根据 $\frac{p_2}{p_1}$ 或所謂根据上述轉数来直接調节的問題見第二章末。