

燃气涡轮发动机 自动控制系统的设计

[苏] B. H. 彼特洛夫 等著

毛可久 赵 焕 区 宁 译 杨秉政 校

715188

国防工业出版社

716188

V235.1
10

燃气涡轮发动机 自动控制系统的设计

[苏] B.H. 彼特洛夫 等著
毛可久 赵焕区 宁译
杨秉政 校



C0187070

国防工业出版社

内 容 简 介

本书着重叙述燃气涡轮发动机自动控制系统的的设计过程。内容包括数学模型的建立、系统的综合和分析、临界情况的预测及诊断系统的建立、可靠性要求以及实现电子控制系统的某些问题。它不仅讨论了正常状况，还对元件或某些装置故障进行了系统的综合及分析。考虑到控制系统的发展，书中的分析主要是针对多维自动控制系统进行的。

本书可供发动机控制系统的设计人员及科研工作者使用，也可作为有关专业研究生及高年级学生的参考书。

Проектирование систем автоматического
управления газотурбинных двигателей
Б. Н. Петров
МОСКВА, МАШИНОСТРОЕНИЕ, 1981

燃气涡轮发动机自动控制系统的的设计

〔苏〕 Б.Н.彼特洛夫 等著
毛可久、赵焕、区宁 译
杨秉政 校

国防工业出版社出版、发行

新华书店经售

国防工业出版社印刷厂印刷

850×1168 1/32 印张147/8 391千字

1988年12月第一版 1988年12月第一次印刷 印数： 001— 980册

ISBN 7-118-00217-8/V22 定价：7.60元

HK 34 2

绪 言

近年来,在航空发动机制造业中,各类飞行器所用动力装置的总体方案都出现了进一步复杂化的趋势。近代航空动力装置的特点是:飞行条件和工作状态的变化范围宽广,被控参数及控制机构的数目多,以及出现非正常状况的概率大。这些都会导致控制规律和计算程序复杂化,并对控制系统提出严格要求。它不仅要在飞行条件和工作状态宽广的变化范围内保证较高的控制品质,而且要在临界情况下保证对动力装置的预测和控制。

对设计人员来说,最为重要的课题是建立完全相似同时又足够简单的燃气涡轮发动机模型,此模型应能反映发动机在正常以及非正常状况下的工作过程。本书对此给予了足够的重视。根据科学技术最新成就来进一步完善动力装置高效能控制系统的设计方法,是现阶段发展航空发动机制造业的迫切任务,所以有必要拟定一种能考虑发动机特点的燃气涡轮发动机多维控制系统的综合和稳定性分析的专门方法。同时,可利用系统处理的概念来为设计人员开拓新路,并能更好地了解多维系统控制过程的物理本质。本书所述的燃气涡轮发动机控制系统的综合分析方法是以高效能为其特点。

利用近代的不变性理论,可建立作为多维非常对象的燃气涡轮发动机的高效能控制系统。在这方面,当引入具有双重不变性能的附加信息时,这种燃气涡轮发动机控制系统将最有发展前途。这也在书中得到反映。

要保证燃气涡轮发动机控制系统的效能,可通过将它建立在多级分等系统的某一级上的办法来达到,在设计的前期阶段此系统应具有一定的裕度。这里所遇到的问题本书中都进行了分析。

第一章由B. A. 契尔卡索夫,第二、三、四章由B. Г. 伊利亚索夫,第三、四、六章由B. H. 彼特洛夫,第五、六、七、八章

由Ю. М. 古谢夫, 第六、七、九章由Н. К. 扎伊那舍夫, 第十章由А. И. 伊凡诺夫执笔。

作者对评阅人 А. А. 舍维亚柯夫科学技术博士所提的宝贵意见和推荐表示深切的谢忱, 并对以奥尔忠尼启则命名的乌菲姆斯克航空学院工业电子学教研室集体, 在准备将原稿出版的过程中所给予的大量帮助表示感谢。

院士Б. Н. 彼特洛夫

目 录

第一章 航空动力装置在正常状况及非正常状况工作中模型的建立	1
1.1 航空动力装置在正常状况下的性能特点和工作过程	3
1.2 航空动力装置的非正常工作状态的分析	7
1.3 在正常状况及非正常状况下用于控制动力装置的信息参数的选定	16
1.4 燃气涡轮发动机数学模型的建立总则	19
1.5 考虑热非定常性时燃气涡轮发动机的非线性离散型动态模型	25
1.6 作为燃气涡轮发动机“大偏离”模型的动态性能	44
1.7 建立燃气涡轮发动机数学模型的试验法	50
1.8 用于解决按实时进行控制的燃气涡轮发动机数学模型	57
1.9 燃气涡轮发动机的喘振分离模型	62
第二章 燃气涡轮发动机多维自动控制系统的稳定性分析	66
2.1 稳定性的分析方法	68
2.2 分析稳定性的频率法	76
2.3 可变参数空间中的稳定性分析	106
2.4 与建立特征多项式无关的估计稳定性的矩阵法	141
第三章 正常状况下综合燃气涡轮发动机多维控制系统的某些方法	147
3.1 某些综合方法的简要分析	147
3.2 按照品质的积分判据来综合燃气涡轮发动机的最优多维自动控制系统	157
3.3 综合燃气涡轮发动机多维自动控制系统的频率法	173
第四章 某些类型燃气涡轮发动机控制系统的分析和综合	193
4.1 燃气涡轮发动机上按照发动机内参数加速的控制系统	193
4.2 参数不变性小于 σ 的燃气涡轮发动机自动控制系统的的设计	209
第五章 考虑其元件可能的故障时飞行器动力装置控制	

系统设计的一般原则	227
5.1 高效能控制系统设计的分等模型	227
5.2 结构综合的数学工具	236
第六章 考虑系统中功能元件及装置出故障时燃气涡轮	
发动机上多维自动控制系统的综合	253
6.1 多维自动控制系统中功能元件的故障对控制品质影响的分析	253
6.2 当系统元件的故障为有限总合时多维自动控制系统的综合	267
6.3 在功能装置的故障后果及其产生时刻方面的信息不完全的	
情况下控制系统的综合	291
第七章 出故障时能改变结构的燃气涡轮发动机多维自动	
控制系统的综合	304
7.1 出故障时能改变结构的多维系统综合的一般方法	304
7.2 具有出故障时能接通附加完整性联系的多维系统的综合	313
7.3 当考虑对象参数变化时具有附加完整性联系的多维系	
统的综合	329
7.4 含有有限自动型有交叉的子系统的多维系统的综合	333
第八章 燃气涡轮发动机中临界情况的预测及诊断系	
统的建立	346
8.1 建立防喘振装置的方法分析	346
8.2 根据发动机内参数来诊断和预测燃气涡轮发动机的工作状态	352
8.3 飞行器动力装置的控制系统中故障的诊断	372
第九章 对燃气涡轮发动机多维控制系统元件的可靠性	
要求的依据	380
9.1 在其早期设计阶段对控制系统元件的可靠性要求的依据	380
9.2 求定元件重要性函数的算法	392
9.3 元件重要性函数的近似	395
9.4 在其无故障工作时间呈某一分布规律的情况下控制系统元件	
可靠性要求的确定	399
9.5 在详细设计阶段对燃气涡轮发动机控制系统元件可靠性要求	
的确定	410
9.6 对更新的控制系统中元件可靠性要求的依据问题	414
第十章 实现模拟式电子控制系统的某些问题	417

10.1	线性动态环节的综合及实现	418
10.2	将转速转换为直流电压	433
10.3	微分装置的综合和实现	446
10.4	乘法-除法装置	450
10.5	某些非线性环节	454
10.6	执行机构的控制简图	458
10.7	二次电源	460
参考文献		463

第一章 航空动力装置在正常状况 及非正常状况工作中模型的建立

近代设计飞行器及其动力装置自动控制系统的方法是基于将飞行器和动力装置看作统一的被控对象来进行的。这种方法是由飞行器和动力装置部件之间的交联影响所引起的。考虑到这一交联影响，就能保证飞行器特性和动力装置部件特性及其控制系统特性之间的最优协调。由此可使飞行器的飞行特性、动力装置的动态特性和经济指标得到改善，并减小飞行器重量，增大其能量利用率，等等。所以只有综合的控制系统才能保证飞行器和动力装置交联控制过程所需的协调。考虑到解决作为统一对象的飞行器和动力装置的综合控制任务的复杂性以及所需的大量计算，所设计的综合系统应建立在机载数字计算机的基础之上，后者能以较高的精度和较快的速度来进行运算，并能实现复杂的控制规律和计算程序。

作为统一被控对象的飞行器和动力装置的综合控制系统是一个复杂的系统，它由下述相互联系的各个子系统组成：控制进气道扩压器内参数的子系统；控制非加力及加力状态、加速状态时发动机内参数的子系统；控制飞行器参数的子系统。设计的任务就是协调这些子系统在综合系统内工作时的特性，这时飞行器及动力装置的工况可以是稳态的、也可以是非稳态的。建立综合控制系统的必要性是由于要解决在研究飞行器与动力装置交联影响时所提出的一系列实际问题所引起的。在具有多个发动机的飞机上控制发动机推力的问题就是一个例子。当然，靠驾驶员进行手操纵不可能得出所期望的结果。发动机之间的状态不协调性会使得飞机特性变坏，并缩短发动机寿命。综合控制器能根据各个发动机特性参数的偏离来自动协调发动机的推力。另一个例子就是短距离垂直起落飞机和动力装置的控制系统的共同工作的协调。在

这种类型的飞行器上，通常一台发动机要同时具有拉升和巡航动力装置的功能，以保证飞行高度以及俯仰姿态的控制。综合系统的任务包括在飞行器保持所需运动轨迹的条件下，能保证推力方向随飞行高度作所需的变化。再一个例子就是飞行器的飞行速度控制，它是飞行状态的基本参数之一。飞行速度通常或保持恒定，或是按一定的程序（例如为飞行高度的函数）来变化。在某一飞行器上，速度控制的必要性是为了保证最大航程；而在另一

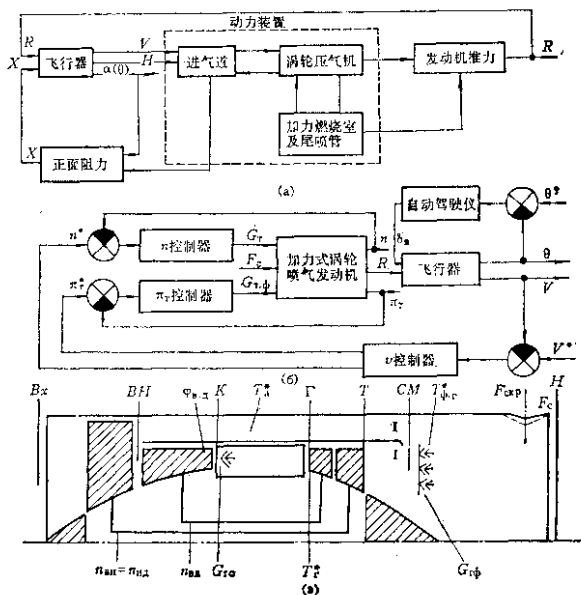


图 1.1

飞行器上则是为了在高空中要求有较大的飞行速度。有时在低空飞行中由于飞行器结构强度的限制，或者是在攻角为极限值的飞

行情况下，都要进行飞行速度的限制。根据编队飞行、着陆、爬升、空中摄影等情况下的战术要求，也必须控制飞行速度。最后，当飞行器处于纵向静不定运动的状态下，也有必要控制飞行速度。在所有这些任务中，飞行器和动力装置都是统一的被控对象。

图 1.1a 中示有作为统一被控对象的飞行器和动力装置的框图。由图可见，飞行器是通过飞行速度 V 及高度 H 来影响动力装置的。这里，飞行高度对发动机性能参数的影响在某些情况下要比速度的影响弱些。动力装置则是首先通过发动机发出的推力 R 来影响飞行器的。此外，飞行器的飞行速度又与正面阻力 X 有关，此阻力值则取决于该飞行器的空间位置和超音速进气道的工作状态，以及动力装置可变几何通道调节机构的位置。

图 1.1b 中示有飞行器中飞行速度控制系统的可能结构图之一。此处的速度控制器是对非加力及加力状态下发动机的状态控制规律起作用，因而改变了发动机的推力。在解决这个问题时，只研究飞行器的纵向运动就足够了，而不必考虑其侧向运动的影响。所述系统属于多维系统，对它的综合和分析必须运用多维系统理论。但是控制过程的不安定性、具有随机特性的干扰作用、具有非线性特性及分布参数的大量元件的存在，在很大程度上使这类系统的研究任务变得复杂了。

当作为统一被控对象的飞行器和动力装置的控制系统中出现非正常状况（紧急情况）时，对它的研究任务将更复杂，并且了解得更少。这类控制系统的上述特点要求制订自动系统新的设计方法，或对旧的方法作重大改进。

本书所研究的问题只是考虑作为多维对象的燃气涡轮发动机的控制系统在正常及非正常状况下工作时，与其设计问题有关的那一部分。所得的结果可用于进一步解决一般的问题。

1.1 航空动力装置在正常状况下的性能特点和工作过程

在超音速及亚音速飞行时，对超音速飞行器的动力装置进行控制，是为了达到必需的推力和单位耗油率值，控制是用来协调

进气道、发动机及尾喷管超音速部分的工作状态，并应保证动力装置可靠地工作。动力装置处在最大推力或最佳经济状态下工作的特征是：工作过程的热力参数值较高、气动稳定性的裕度较小以及机械强度的安全系数有限。

根据给定的规律来实现所要求的动力装置工作状态，这些规律就是发动机和进气道工作过程中的被控参数与飞行条件及发动机操纵杆位置的某种函数关系。通常最大推力状态的控制规律可理解为在燃气温度及转子转速方面最充分地利用发动机，并同时保证在零件热强度和动力强度方面要可靠地工作。将进气道-发动机-尾喷管当作一个总的问题来研究，以保持系统所要求的工作状态是比较合理的。但它也可分成几个独立而又相互联系的问题，来研究动力装置各个部件的自主控制规律。

以下将研究超音速飞行器上选择动力装置控制规律的某些特点。假定它是带有超音速进气道的加力式涡轮风扇发动机。这种形式的发动机已成为近代航空上一种主要的型别。它的气动设计简图示于图 1.1 B 中。

发动机

超音速飞行器（例如超音速民航机）的使用特点是外界条件在宽广的范围内变化。因此所需的推力变化范围也很宽广。这就对动力装置及其自动控制系统提出了严格要求。依靠自动控制系统可在所有的飞行状态下保持给定的推力值、限制低压及高压级的最大转速、防止机械及热力过载以及保证压气机的稳定工作^[51, 62, 67]。

带有掺混室的加力式涡轮风扇发动机有四个基本的可控变量：主燃油流量、加力燃油流量、压气机静子叶片的安装角及尾喷管的临界截面积。对超音速民航机规定了下述飞行状态：起飞、跨音速、超音速巡航、亚音速巡航。对每种飞行状态都可定出发动机进口处的大致温度范围。对起飞状态。可以是 $T_{01}^* = 243 \sim 303\text{K} (\pm 30^\circ\text{C})$ 。当高度 $H \geq 11\text{km}$ 时，跨音速状态则处于下述温度范围内： $T_{01}^* = 270\text{K}$ ， $Ma_H = 1.1$ ； $T_{02}^* = 279\text{K}$ ， $Ma_H = 1.2$ 。

$T_{cx}^* = 290\text{K}$, $Ma_H \approx 1.3$ 。在超音速巡航状态 ($H \geq 11\text{km}$)，可取温度范围为 $T_{gx}^* \approx 360 \sim 426\text{K}$ ，它对应的飞行速度范围为 $Ma_H = 1.7 \sim 2.2$ 。亚音速巡航状态 ($H \geq 11\text{km}$) 所处温度范围为 $T_{gx}^* = 250 \sim 260\text{K}$ ($Ma_H = 0.9 \sim 1$)。发动机在巡航工作状态下通常在尾喷管处具有超临界压降，所以在压气机特性上，前述所有状态都是同一条工作状态线，为了求定推力，知道发动机中一个物理参数或换算参数就足够。因此，对所有飞行状态都可求得 $n_{n,n,np} = f(n_{n,n,np}, T_{gx}^*)$ ； $T_{r,np}^* = f(n_{n,n,np}, T_{gx}^*)$ ； $G_{\Sigma np} = f(n_{n,n,np}, T_{gx}^*)$ 等关系式，并可建立发动机的节流特性。尾喷管临界截面积随这些特性的变化应保证风扇有必要的气动稳定裕度。

以下研究一种可能的控制规律。

在带有掺混室及较高涵道比的加力式涡轮风扇发动机上，可取低压转子转速 n_n 为被控参数，而对涡轮前燃气温度 T_{gx}^* (T_{gx}^* 值较高时) 及风扇气动稳定裕度 (T_{gx}^* 值较低时) 加以限制。一般情况下的控制规律 $n_n = f(T_{gx}^*)$ 示于图 1.2 中。在中间段上， n_n 值由发动机操纵杆设定，而由控制器保持。当到达高 T_{gx}^* 值时，转速 n_n 要降低以保持 $T_{r}^* = T_{r,max}^* = \text{常数}$ 。在低 T_{gx}^* 时，用过渡到 $n_{n,np} = \text{常数}$ 来保持必要的稳定裕度， T_{gx}^* 的降低将引起 n_n 及 T_r^* 的减小。在超音速巡航段，随着 Ma_H 及 T_{gx}^* 的增大， $n_{n,np}$ 会下降，风扇“变重”，要保持 $n_n = \text{常数}$ ，就必须提高燃气温度 T_{gx}^* ，这能

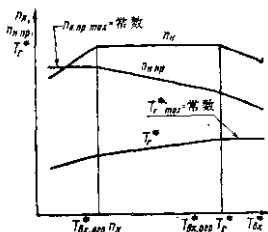


图 1.2

使得发动机在这一飞行状态下的工作更有效。采用 n_n 时对发动机推力的影响系数要比用 n_n 时小，这一特点也应该算作 n_n 转速控制规律的优点。所以推力可以保持得更精确些。所述规律的缺点是在起动条件下发动机对燃气温度的利用可能不足。

当发动机在加力状态下工作时，一般要求工作状态线的位置

保持不变，以此保证压气机和风扇的必要气动稳定裕度。为此目的，可用 p_x/p_1 , T_r^*/T_1^* 等比值作为被控参数。因此，一种可能的控制规律可为 $G_{r,\phi} = f(\pi_r, F_c)$ 的规律。但在不同的飞行速度下， $\pi_r = \text{常数}$ 的条件并不能保证 $\alpha_2 = \text{常数}$ 。在大加力比以及加力状态下的推力在大范围内变化时，就必须限制加力燃烧室内的最大燃油流量。限制 $G_{r,\phi \max}$ 是防止“贫油”熄火。限制 $G_{r,\phi \min}$ 则是保持富油时的稳定燃烧，并帮助避免振荡或脉动燃烧。考虑到加力状态的上述特点，采用 $G_{r,\phi}/p_x = f(\alpha_{pyr})$; $F_c = f(\alpha_{pyr}, \pi_r)$ 控制规律是合适的。当发动机操纵杆的位置不变时，从第一个关系式可得 $G_{r,\phi}/p_x = \text{常数}$ ，它在 $L_x = Kn_x^2$ 的情况下，对各种飞行条件均可保证 $\alpha_2 \approx \text{常数}$ 。可在开环控制回路中实现这一规律。第二个关系式是保持工作状态线的位置。但要更精确地保持风扇状态，就必须用直接测量 λ_{n_2} 或 π_{n_2} 的闭环控制。这时风扇的气动稳定裕度将取决于 $F_c(\alpha_{pyr})$ 的变化，其修正量为 λ_{n_2} ，由换算转速 n_{n_2} 定出。

进气道

用于向发动机供给必要的空气量，并将其动能有效地转换为压力位能。进气道应具有较小的外部阻力，在攻角、侧滑角、高度、飞行速度及发动机工作状态宽广的变化范围内应能稳定工作，并保证压力场和温度场有足够高的均匀度。动力装置工作的有效性和可靠性由进气道的下述参数所决定：总压恢复系数 $\sigma_{xx} = p_{xx}^*/p_0^*$ ，流量系数 $\varphi = F_n/F_{xx}$ ，外阻力系数 $C_{x,xx}$ 以及压气机前气流的脉动和不均匀度。具有 $\sigma_{xx} = f(\varphi)$ 关系的进气道特性(曲线 1)示于图 1.3 中。图上还画出了进气道和压气机的共同工作线(曲线 2)。它们的交点 a 就是匹配点。匹配点 a 在特性线上的位置取决于飞行条件和发动机的工作状态。当它的位置在特性线的倾斜段上时(亚临界段)，进气道将在最高的 σ_{xx} 值下工

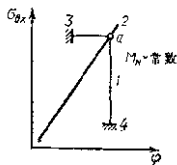


图 1.3

作, 但具有脱体波。继续减小流量系数 φ 会引起进气道喘振(位置3)。当 α 点处于特性线的垂直段上时(超临界段), 进气道的外阻力将最小, 但由于隔离压力激波的强度增大, σ_{xx} 减小, 压气机前的气流结构变坏。当 σ_{xx} 为某一最小值时, 就会出现进气道的“扰动”状态(位置4), 它将引起压气机喘振。

对于外压式进气道, 当亚临界段向超临界段的过渡点正好与匹配点 α 相重合时, 这一状态将是最佳状态。在混合式进气道中, 特性的亚临界段很小或者实际上不存在。所以通道内超音速气流十分强烈滞止的进气道将在超临界状态下工作。

进气道和压气机在空气流量上的不匹配, 会引起外阻力的增大, 总压恢复系数 σ_{xx} 的减小并导致动力装置的危险工作状态。

为了将进气道与压气机的工作相匹配, 要装上自动控制系统。一般情况下, 进气道具有三个可控元件: 能改变进口几何尺寸的中心锥体(或斜锥), 用以改变喉道面积的装置, 以及用来匹配通过发动机及进气道气流量的放气装置(放气装置的功能也可由发动机来担负, 这时气流量的匹配可通过改变发动机的工作状态来达到)。为了简化控制系统, 在外压式进气道上经常只采用一个控制机构, 它能保证同时改变进口几何尺寸及喉道面积。为了气流量的匹配, 在进气道的控制规律中利用了能表征压气机流通能力的发动机参数 π_{Σ}^* 或 n_{np} 。当压气机特性中工作状态线的位置不变时, 就可得到 $G_{\Sigma np} = f(\pi_{\Sigma}^*)$ 和 $G_{\Sigma np} = f(n_{np})$ 的单值关系式, 它们决定了进气道控制机构的位置。在气流混合式进气道中, 通常具有两个控制机构。例如, 在平板式进气道中, 它可以是可移动的斜锥板以及将多余空气放往大气的鱼鳞板。斜锥板的位置可根据该处气流马赫数的规律来给定, 而放气鱼鳞板的位置则靠该进气道的两个特征截面上的压比闭环控制系统来确定。

1.2 航空动力装置的非正常工作状态的分析

现代超音速飞行器的动力装置的特点是控制规律和计算程序都比较复杂, 并且在允许的工作范围很狭窄和严格限制的条件

下，控制过程的密集度较高。动力装置工作过程的任何参数超出规定范围时，都会导致非正常状况的产生，这会破坏动力装置的正常运行。作为被控对象的动力装置的非正常工作状况可以有两种形式。一种是可导致动力装置个别部件的损坏，并使它停车；另一种则是使动力装置的特性变坏，从而飞行器的技术特性也变坏。第一种非正常状况的产生是由于进气道和压气机丧失气动稳定性以及涡轮前燃气温度超过最大允许值等现象所引起的。燃烧室熄火、加力燃烧室或急降活门接通时推力急骤下降等都属于第二种非正常状况。在此情况下，飞行器的控制过程将大为复杂。

由于极不希望动力装置发生非正常的工作状况，故在飞行器的控制系统中，应装有能预测可能产生的非正常状况并能及时采取措施来防止这些状况发生的自动装置，这些措施可以是限制动力装置参数的极限值或是改变控制机构的位置。如不能成功地防止非正常状况的产生，则自动装置应在最短时间内终止所产生的非正常状况。不及时终止非正常状况会使动力装置的使用过程产生严重的后果，直至发生危急状态。以下再研究最具有代表性的非正常状况。

进气道的不稳定状态

进气道喘振是在飞行速度为超音速时对它过分节流而产生的。进气道喘振的特征标志是向发动机供气的通道中压力和气流量的低频振荡，振荡频率在 $2 \sim 20\text{Hz}$ 之间，它由进气道几何尺寸及飞行条件所决定。当进气道喘振继续发展时，压力和气流量的振荡会扩展到整个发动机的气流通道中去，这会引发燃烧室内的余气系数大幅度变化，并造成熄火。进气道喘振会引起压气机进口处气流畸变，也可能导致压气机喘振。除了节流以外，进气道发生喘振的原因也可能由于飞行器机动飞行在进口处出现压力场的畸变。

当反压远低于设计值时，会出现进气道的“扰动”。这时，发生在喉道后通道中的激波强度急剧增大，这将导致该激波区的压降增加。激波与沿通道长度加厚的附面层相互作用，便会使后者

产生周期性的脱体。因此将激发出气流的高频脉动，其振荡频率为几十到几百赫兹，振幅则比喘振振荡时小得多。所产生的压力脉动会降低压气机的稳定裕度，并能引起它的喘振。“扰动”时飞行器结构的振动会破坏处于进气道附近的设备的正常工作。

燃气涡轮发动机上多级压气机的不稳定状态

燃气涡轮发动机上压气机工作稳定性的破坏又称为发动机气动稳定性的丧失，它是航空动力装置最危险的非正常状况之一。在燃气涡轮发动机的使用中，这种稳定性的丧失可分为两类。其中第一类称为旋转分离或颤振分离，其特征是压气机后的气流量和压力急剧降低。压气机前的空气压力则有些增高。无论是压气机后或是压气机前都会出现较高频率（从几十到上百赫兹）的周期脉动。整个 p_c 的降低过程是在 $0.1 \sim 0.15s$ 时间内进行的。当 p_c 降低的瞬间，在压气机进口处会发生部分压缩空气的溢流，通常会伴随着强烈的音响（爆音）。在多级轴流式压气机中气流分离的典型示波图示于图 1.4 中^[32]。图中示有压气机后（1）和流往第一

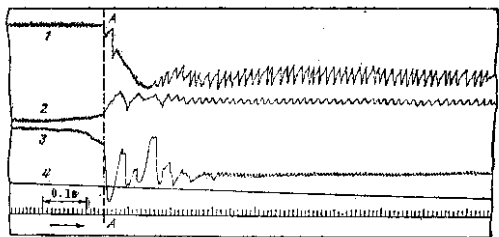


图 1.4

级进口处（2）的空气压力以及进口整流集气管中压降（3）的变化，还给出装在压气机后的节流通道的变化（4）。A-A 线表示气流分离的瞬间。

在一定的条件下可以观察到称为喘振的第二类稳定性丧失的