

燃气涡轮发动机的 自动控制系统与控制方法

СИСТЕМЫ И МЕТОДЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ
ГАЗОТУРБИННЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

程心健 编译

季春生 审



航空工业出版社

燃气涡轮发动机的自动 控制系统与控制方法

程心健 编译

季春生 审



航空工业出版社

北京

内 容 提 要

本书介绍了各种类型的航空发动机及进排气装置的控制计划,全面系统地阐述了航空发动机控制系统的理论、设计和分析方法。其中,二维自动控制系统的分析方法和液压机械控制系统的设计分析是本书的最大特点。为了方便读者更好地理解和掌握相关设计技能,本书还编入了各种算例。

本书可供航空发动机控制系统设计的工程技术人员使用,也可作为航空发动机及其控制相关专业的高年级本科生和研究生的教学参考用书。

图书在版编目(CIP)数据

燃气涡轮发动机的自动控制系统与控制方法 / 程心健编译. -- 北京: 航空工业出版社, 2017. 8

ISBN 978 - 7 - 5165 - 1275 - 3

I. ①燃… II. ①程… III. ①燃气轮机—自动控制系统 IV. ①TK47

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2017) 第 189993 号

燃气涡轮发动机的自动控制系统与控制方法

Ranqi Wolun Fadongji de Zidong Kongzhi Xitong yu Kongzhi Fangfa

航空工业出版社出版发行

(北京市朝阳区北苑 2 号院 100012)

发行部电话: 010 - 84936597 010 - 84936343

北京京华虎彩印刷有限公司印刷

全国各地新华书店经售

2017 年 8 月第 1 版

2017 年 8 月第 1 次印刷

开本: 787 × 1092 1/16

印张: 17.5

字数: 419 千字

印数: 1—500

定价: 68.00 元

前 言

控制系统是航空发动机的安全关键系统。随着航空发动机技术,特别是燃气涡轮发动机和冲压发动机技术的不断进步,以及飞机对发动机性能和可靠性要求的不断提高,控制系统也经历了从简单到复杂、从单一功能向多功能综合的不同发展阶段。近几十年来,先后经历了液压机械控制阶段、液压机械-电子混合控制阶段和全权限数字电子控制阶段。多学科复合、高度复杂、基于模型、多变量、时变、非线性、故障检测隔离适应(FDIA)是当前航空发动机控制系统具有的典型特征。未来,随着电子技术与计算技术的进步,发动机控制技术将向分布式控制、主动控制和智能控制等方向发展,其中大数据综合、网络化、智能化、开放式将是这个阶段的特征。控制系统的功能也将超出推进系统控制的范畴,而成为飞/发/控一体化的综合控制。

在计算机控制技术高度发展的今天,液压机械控制仍然是我国军用飞机推进系统控制的一个极为重要的、必不可少的组成部分,分析它仍具有十分重要的意义,但是国内从系统角度完整讲述航空发动机控制原理及液压机械控制系统设计和分析的科技图书甚少。

莫斯科航空学院B. A. 契尔喀索夫教授编写的教材《空气喷气发动机的自动装置和调节》,详细介绍了各种类型的航空发动机及进排气装置的控制计划,全面系统地阐述了航空发动机控制系统的理论、设计和分析方法。虽然内容在先进性上落后于当代技术发展的最新动态,但是我们还是决定将此教材编译出版,目的是为从事航空发动机控制领域的理论研究和工程设计人员提供有益参考。

本书全文共分8章,按照分析发动机控制计划和动力学特性后,过渡到研究自动控制理论,最后设计控制系统并开展模拟仿真的叙述顺序编排章节。第1章分析了燃气涡轮发动机和冲压发动机的控制计划,以及进排气装置控制的性能和特点;第2章分析了燃气涡轮发动机的稳态性能和动态性能,并对冲压发动机的特殊动态性能进行了单独解析,另外还介绍了进气道动态性能的特点;第3~第5章分别介绍了控制系统的基本概念、线性自动控制系统动态特性的计算和分析方法、非线性自动控制系统的分析方法;第6章介绍了航空动力装置(包括发动机和进排气装置)的液压机械控制系

统,对各种调节器的工作原理及性能参数计算做了详细阐述;第7章介绍了包括机载数字电子控制器在内的自动控制系统相关设计方法,另外还对基于线性系统理论进行数字式自动控制系统设计的数学工具进行了说明;第8章详细分析了获取燃气涡轮发动机线性和非线性离散数学模型的原理,并提出了模拟试验台的建设思路。为了方便读者更好地理解 and 掌握相关设计方法,本书还编入了各种算例。

本书内容涉及气体动力学、叶片机原理、航空发动机原理、自动控制理论,以及计算机原理等方面的知识,综合性比较强,可供从事航空发动机控制系统设计的工程技术人员使用,也可作为航空发动机及其控制相关专业的高年级本科生和研究生的教学参考用书。

本书由程心健编译。其中季春生对第1章和第7章、董正林对第2章和第8章、姚太克对第3章和第5章、高亚辉对第4章、柏文峰对第6章进行了校对,并由季春生对全文进行了统一编审并定稿。此外,乔伯真、徐璁、周琪等为本书的编译做了大量辅助工作。在此对上述人员所做的工作一并表示诚挚的感谢,同时向B. A. 契尔喀索夫教授表达崇高的敬意,他渊博的学识和对事业的执着精神是我们努力追求的方向。

由于时间仓促,加上本人水平有限,书中难免有不当和错误之处,恳请读者批评指正。

主要符号和缩略语

A	振荡幅值	t	时间
B	弹簧刚度	U	函数; 电压
C	电容; 摩擦力	u	周向速度; 实数轴; 信号
c	流速	V	体积; 飞行器飞行速度
C_p	推力系数	v	虚数轴
F, f	函数关系; 面积	W	传递函数和频率函数
G	(燃油, 空气) 流量	X	外部阻力
H	飞行高度; 压缩 (膨胀) 功	z	拉普拉斯 z -变换中的变量
J	惯性矩	Π	传感器
i	焓; 时间离散时刻	P	微分算子
i, j	虚数	T	时间常数; 周期
k	放大系数; 稳定裕度	Φ	闭环系统频率特性
L	对数幅频特性	α	余气系数; 放热系数; 迎角 (飞机), 攻角 (发动机)
l	压气机换算功	β	黏性摩擦因数 (旧称摩擦系数)
M	复数的模; 扭矩	Δ	相对增量; 行列式
Ma	马赫数 (旧用 M)	δ	绝对增量
m	调节机构坐标; 涵道比; 重量 (质量)	ε	信号差; 能量; 控制误差
N	功率	η	效率; 燃烧室完全燃烧系数
n	发动机转速	Θ	相对温度
P	发动机推力; 力; 闭环系统实 数频率特性	θ	角度
p	(气体、空气、液体的) 压力 (压强)	λ	换算流速; 热导率 (导热系 数); 特征方程的变量和根
Q	容积流量; 热能; 闭环系统虚 数频率特性	μ	流体 [动力] 黏度; 流量系数
R	气体常数; 电阻; 实数频率特性	π	增压 (落压) 比
S	虚数频率特性	ρ	密度
s	拉普拉斯 (拉氏) 变换中的变 量	σ	总压恢复系数; 超调量
T	气流热力学温度 (旧称绝对温 度)	τ	时间; 时间常数; 振荡周期
		φ	螺旋桨 (旋翼) 叶片 (桨叶) 安装角; 流量系数; 压气机 几何可调参数
		ν	表征发动机自身稳定性的偏导

	数的差分	кат	缓冲器; 减振器
ω	角速度; 角频率	квд	高压压气机
$\pi(\lambda), \tau(\lambda), \varepsilon(\lambda), q(\lambda), f(\lambda)$	气动函数	кл	楔形
		кнл	低压压气机
		ку	校正装置
上标:		кр	临界压差; 扭矩
*	气流滞止参数; 数值的离散序列	л	辐射的
0	原始状态	м. г	慢车状态
		н	发动机前未扰动流
下标:		н	低压压气机
вх, к, г, т, ф, кр, с	燃气涡轮发动机流路特征截面: 分别为压气机前(进口), 压气机后, 涡轮前(热燃气), 涡轮后, 加力燃烧室出口, 尾喷管临界截面, 尾喷管出口	на	导向器
0	给定状态; 稳定状态	н. а. р	自动工作的起始点
а	速度的轴向分量	о	目标(对象)
б	基准的	об	外壳
в	进气道进口; 高压压气机; 风扇; 旋翼; 扰动作用	огр	受限的
вз	进气道	опт	最优的
вх, вых	输入; 输出	о. с	反馈
в. п	计算过程	откр	开启
г	气体; 喉部	охл	冷却
д	发动机; 离散的	п	可通过的; 活塞
дв	涡轮力矩	пол	正的
дин	动态的	помп	喘振状态
диф	微分环节	пр	换算的; 弹簧
дн	带泵的发动机	прм	加速
др	节流装置	прогр	程序(软件)的, 计划的
е	有效的; 功率	р	计算的; 控制的; 控制器(调节器)
ж	期望的	раб	工作的
з	给定的	расп	可用的
закр	关闭	р. л	工作线
зам	闭环系统	с	伺服电机; 壁面
зол	分油阀	ск	激波
к	压气机; 对流的	сл	回油
		сопр	(压气机) 阻力矩
		ср	平均的
		ст	稳态的
		т	涡轮; 燃油
		тр	摩擦力

треб	所需的
у	控制作用; 稳定性
уд	单位的; 比
уст	稳定的
ут	泄漏量
Ф	加力的; 喷嘴
Ф. э	组成元素
ц	离心的
ч	敏感元件
экв	等效的; 当量的
эф	有效的
Σ	总的

缩略语

АП	自动加速装置
АРТ	燃油分配器
АФХ	幅—相特性
АЦП	模—数转换器
БЦВМ	机载数字计算机
ВЗ	进气道
ВНА	可调导向器 (导叶)
ВРД	空气喷气发动机
ВСХ	高度—速度特性
ВУ	计算装置
СД	伺服机构
ГЗ	液压延迟器
ГТД	燃气涡轮发动机
Д	发动机
ДИ	燃油计量油针
Дп	转速传感器
Др	压力传感器
ДТ	温度传感器
ДТРД	双轴涡喷发动机
ДХ	节流特性
ИИК	数据测量通道
ИКМ	扭矩测控仪
ИМ	执行机构

НЭ	非线性元件
КПД	定压阀
КУ	校正装置
ЛА	飞行器
ЛАХ	对数幅频特性
ЛДМ	线性动态数学模型
М	最小桨叶角
МБФ	联锁装置
МВФ	加力接通机构
МОН	泵断开机构
НА	导向器 (导叶)
ОНД	燃油增压限制器
ОС	反馈
ОУ	控制对象
П	单向中间限动器
ПЗУ	计划给定装置
Р	控制器 (调节器); 反推力
РВД	高压压气机
РК	分油阀
РНД	低压压气机
РУД	发动机油门操纵杆
САР	自动调节系统
САУ	自动控制系统
СД	伺服机构
СНС	自调整自适应系统
СПС	超声速客机
СУ	动力装置; 控制系统
ТВД	涡桨发动机
ТРД	单轴涡喷发动机
ТРДД	涡扇发动机
ТРДДФ	加力涡扇发动机
ТРДФ	双轴加力涡喷发动机
УОИ	信息处理系统
Ф	顺桨位置
ЦСАУ	数字式自动控制系统
Ч	敏感元件
ШН	齿轮泵

目 录

主要符号和缩略语	(I)
第 1 章 燃气涡轮发动机和冲压发动机的控制	(1)
1.1 各种不同类型燃气涡轮发动机工作过程的特点及其可行的控制计划	(1)
1.1.1 发动机的主要工作状态, 控制和扩大压气机稳定裕度的方法	(1)
1.1.2 单轴涡喷发动机和加力涡喷发动机	(4)
1.1.3 双轴加力涡喷发动机 (加力涡扇发动机)	(9)
1.1.4 内外涵平行排气和混合排气的涡扇发动机和加力涡扇发动机	(14)
1.1.5 涡桨发动机和涡轴发动机	(15)
1.2 动力装置超声速进气和排气装置的控制	(16)
1.2.1 进气道工作过程的特点和性能	(16)
1.2.2 进气道控制方式对进气道特性的影响	(20)
1.2.3 进气道控制计划	(23)
1.2.4 尾喷管超声速通道的控制	(25)
1.3 超声速冲压发动机的控制	(26)
1.3.1 工作过程的特点	(26)
1.3.2 可能的工作状态范围	(28)
1.3.3 控制计划的选择	(29)
1.4 飞机动力装置最优控制计划的选择	(31)
第 2 章 作为被控对象的飞行器动力装置	(34)
2.1 作为被控对象且使用化学燃料工作的燃气涡轮发动机	(34)
2.1.1 动力系统的固有稳定性概念	(34)
2.1.2 随转速变化的涡喷发动机的运动方程	(36)
2.1.3 涡喷发动机的主要参数、工作状态和外界条件对 T_n 和 k_n 的影响	(40)
2.1.4 与燃油泵共同工作的涡喷发动机的运动方程	(41)
2.1.5 作为被控对象的涡桨、涡轴和双轴涡扇发动机	(44)
2.1.6 作为按推力控制的加力涡喷发动机	(47)
2.1.7 各种扰动作用对加力涡喷发动机转速变化的影响	(48)
2.1.8 发动机运动方程中动态系数的求解方法	(49)
2.2 燃气涡轮发动机的不稳定状态	(50)
2.2.1 发动机不稳定状态的控制	(51)
2.2.2 涡喷发动机“大偏差”数学模型的动态性能	(52)
2.2.3 发动机加速控制计划	(53)
2.3 进气道动态性能的特点	(54)

2.4 作为被控对象的冲压发动机	(56)
第3章 控制系统的基本概念	(62)
3.1 动力学对象的控制原理	(62)
3.2 调节器的元件	(63)
3.3 调节器的原理和控制规律	(64)
3.3.1 直接作用的稳态调节器	(64)
3.3.2 间接作用的无静差调节器	(65)
3.3.3 间接作用的稳态调节器 (带刚性反馈的调节器)	(66)
3.3.4 均衡调节器	(67)
3.3.5 按转速和角加速度控制的间接作用调节器	(68)
3.3.6 控制规律	(69)
3.4 控制系统中各个环节的选定	(70)
3.5 控制系统数学模型的概念, 特性曲线的线性化	(72)
3.6 控制系统的典型环节	(73)
3.6.1 无静差环节 (积分环节)	(73)
3.6.2 惯性环节	(75)
3.6.3 振荡环节	(76)
3.6.4 微分环节	(77)
3.6.5 放大环节	(78)
3.6.6 各个环节之间的稳态联系	(78)
3.6.7 其他形式的简单环节	(78)
3.6.8 微分方程的算子形式	(79)
3.7 确定典型环节方程中所含动态系数的试验方法	(79)
3.7.1 阶跃作用方式	(80)
3.7.2 频率方式	(84)
3.8 单独环节和开环系统的频率特性	(87)
3.8.1 单独环节的频率特性	(87)
3.8.2 开环系统的频率特性	(90)
3.8.3 对数频率特性	(91)
3.8.4 传递函数	(95)
第4章 线性自动控制系统动态特性的计算和分析方法	(97)
4.1 描述线性控制系统动态过程的方程	(97)
4.2 线性控制系统稳定性的分析方法	(99)
4.2.1 控制系统的稳定性概念	(99)
4.2.2 稳定性判据	(101)
4.2.3 稳定裕度和结构稳定性	(107)
4.2.4 传输延迟对系统稳定性的影响	(109)
4.2.5 稳定性范围的确定	(110)

4.3 线性控制系统动态过程品质的评估方法	(114)
4.3.1 控制品质的一般指标	(114)
4.3.2 建立动态过程的频率方法	(116)
4.3.3 控制品质的间接评估方法, 综合评估	(119)
4.3.4 稳定状态下控制系统的精度	(124)
4.4 改善控制系统动态性能的方法	(126)
4.4.1 自动控制系统综合的概念	(126)
4.4.2 自动控制系统的综合方法	(131)
4.4.3 多维系统, 二维自动控制系统的综合方法	(133)
4.5 自适应控制系统	(138)
4.5.1 带搜索的自调整自适应系统	(139)
4.5.2 无搜索的自调整自适应系统	(141)
第5章 非线性自动控制系统的分析方法	(150)
5.1 具有明显非线性特性的自动控制系统元件	(150)
5.2 自激振荡形式, 使用相平面方法的动态性能分析	(153)
5.2.1 相平面方法	(154)
5.2.2 相平面方法在继电器式控制系统中的应用	(157)
5.3 非线性系统稳定性的频率分析方法	(159)
5.4 绝对稳定性概念	(164)
第6章 燃气涡轮发动机及进排气装置的液压机械控制系统	(167)
6.1 自动控制系统的元件库	(167)
6.2 利用自动控制系统来提高动力装置的可靠性	(169)
6.2.1 可能达到的控制精度	(169)
6.2.2 自动控制系统的可靠性	(170)
6.3 燃油泵	(171)
6.4 液压机械控制系统的传感器	(172)
6.4.1 转速传感器	(172)
6.4.2 压力传感器和压差传感器	(174)
6.5 液压放大器	(175)
6.6 计算机构	(177)
6.7 离心喷嘴和压力阀	(179)
6.7.1 离心喷嘴	(179)
6.7.2 燃油分配器	(180)
6.7.3 定压阀	(180)
6.7.4 最小压力阀	(181)
6.8 转速调节器	(181)
6.8.1 发动机转速的均衡调节器	(182)
6.8.2 发动机换算转速的控制	(186)

6.8.3 发动机转速的开环控制	(186)
6.9 发动机的加速和起动控制系统	(187)
6.9.1 时间加速调节器	(187)
6.9.2 使用发动机内部参数的加速调节器	(189)
6.9.3 发动机的起动控制	(190)
6.10 加力燃油调节器	(191)
6.11 气动式减压器, π_k^* 和 π_r^* 调节器	(194)
6.11.1 气动式减压器	(194)
6.11.2 π_k^* 调节器	(195)
6.11.3 π_r^* 调节器	(196)
6.12 燃气温度调节器	(198)
6.12.1 对燃气温度调节器快速动作的要求	(198)
6.12.2 热电偶的使用特点	(199)
6.12.3 热电偶动态误差的补偿	(199)
6.12.4 通过 F_{kp} 和 π_r^* 调节器来控制燃气温度 T_r^*	(200)
6.12.5 发动机高温燃气温度控制系统的特点	(201)
6.13 压气机气动稳定性保证系统	(202)
6.13.1 空气旁路系统	(202)
6.13.2 导叶控制系统	(203)
6.14 燃气温度调节器	(203)
6.14.1 单轴涡轮发动机调节的特点	(204)
6.14.2 螺旋桨转速调节的特点	(204)
6.14.3 反推力的防止	(205)
6.15 超声速进排气装置的控制系统	(206)
6.15.1 进气道控制系统	(206)
6.15.2 尾喷管超声速通道(回路)的控制系统	(209)
第7章 发动机数字控制系统的设计原理	(210)
7.1 数字控制系统可解决的问题	(210)
7.2 数字控制系统的主要特点	(210)
7.3 描述线性数字式自动控制系统的数学工具	(215)
7.3.1 拉普拉斯离散变换和 z -变换的应用	(215)
7.3.2 离散传递函数	(220)
7.4 离散自动控制系统的稳定性分析	(224)
7.5 机载数字计算机硬件实现的特点	(227)
第8章 燃气涡轮发动机的数学模拟	(228)
8.1 建立燃气涡轮发动机数学模型的一般规则	(228)
8.2 建立燃气涡轮发动机数学模型的解析方法	(229)
8.2.1 燃气涡轮发动机的线性模型	(229)

8.2.2 燃气涡轮发动机的非线性离散模型	(230)
8.3 对热不稳定性影响的考虑	(235)
8.3.1 传热计算的顺序	(235)
8.3.2 燃气涡轮发动机加速性的试验值与计算值的比较	(237)
8.4 在自动化设计系统 (САПР - Д и САПР - ДА) 中使用的数学模型	(240)
8.4.1 САПР - Д и САПР - ДА 子系统建立的特点	(240)
8.4.2 在方案设计阶段借助于自动化设计系统建立发动机动态模型的方法	(241)
8.4.3 获得线性动态模型系数的算法	(245)
8.4.4 自动建立快速计算的燃气涡轮发动机分段线性模型	(249)
8.5 模拟试验台	(256)
附录	(258)
参考文献	(262)

第 1 章 燃气涡轮发动机和冲压发动机的控制

1.1 各种不同类型燃气涡轮发动机工作过程的特点及其可行的控制计划

超声速飞机无论是以超声速还是亚声速飞行时，对其动力装置进行控制都是为了达到所必需的推力值和单位燃油消耗量。通过控制可以实现进气道、发动机和尾喷管超声速部分工作时彼此协调，并保证动力装置的可靠运行。对于亚声速飞机的动力装置也可提出类似的，但稍微简单一些的控制任务。

使进气道、发动机和尾喷管保持所要求的工作状态可以看成是一个共同的任务，或者若干个独立的，但彼此紧密联系的任务，所需要的各种工作状态可按一定的控制规律、通过专用的自动控制系统来实现。

我们把发动机主要工作过程参数随飞行条件和发动机油门操纵杆（РУД）位置变化的关系称为控制计划，这些工作过程参数则称为被控参数。通常，控制计划可设定，在保证发动机及其各个部件的气动稳定性、机械强度及耐热性的同时，燃气温度和转速达到发动机工作范围的最大值。

1.1.1 发动机的主要工作状态，控制和扩大压气机稳定裕度的方法

1.1.1.1 发动机的主要工作状态

燃气涡轮发动机的结构形式及主要特征截面标识如图 1-1 所示。这些燃气涡轮发动机都具有通过自动控制系统保证的各种不同的工作状态，现举例如下。

（1）全加力状态。在这种状态下，ТРДФ（ТРДДФ）对应于 $\alpha_{\Sigma \min}$ 的转子最大转速 $n_{\max}$ ，涡轮前最高燃气温度 $T_{\Gamma \max}^*$ 和加力燃烧室出口最高燃气温度 $T_{\Phi \max}^*$ 下工作。

（2）部分和小加力状态。在这种状态下，对应于空气余气系数 $\alpha_{\Sigma} > \alpha_{\Sigma \min}$ ，转速 $n < n_{\max}$ ，并且燃气温度 $T_{\Gamma}^* \leq T_{\Gamma \max}^*$ 、 $T_{\Phi}^* \leq T_{\Phi \max}^*$ 。

（3）最大状态。这一在地面和飞行时的最大推力（功率）状态是在 $n_{\max}$ 和 $T_{\Gamma \max}^*$ 条件下得到保证的，可作为起飞状态①使用。

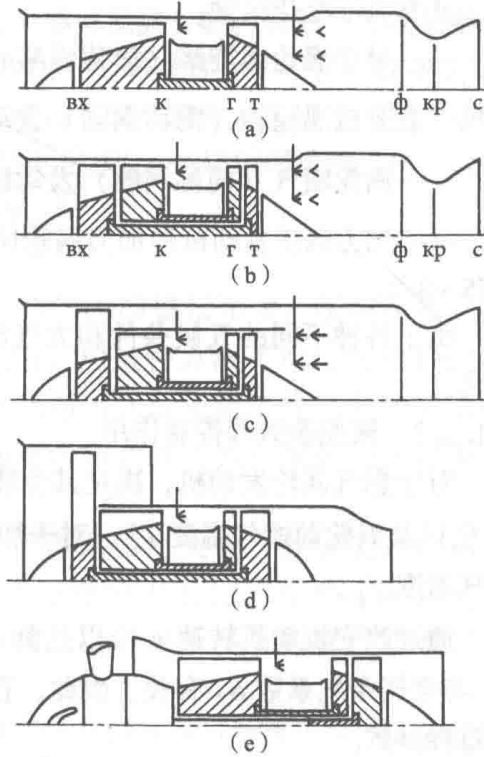


图 1-1 不同类型燃气涡轮发动机的示意图

① ТРДФ（ТРДДФ）的起飞状态可在加力燃烧室开启的条件下实现。

通常上述三种状态的工作时间将受到限制。

(4) 最大连续状态。在这一状态下, 当 $n < n_{\max}$ 、 $T_r^* \leq T_{r\max}^*$ 时, 85% ~ 90% 的最大状态推力可得到保证。工作时间受总工作时间的限制。

(5) 巡航状态。与前一种状态相比, 在这种状态下, 较低的 n 和 T_r^* 的值可保证 50% ~ 85% 的最大状态推力。按经济性条件, 燃气温度 T_r^* 达到最优值。同时, 工作时间不受限制。

(6) 地面慢车状态和空中慢车状态 (可用于进入着陆时) 在保证给定推力、发动机稳定工作和所需要的加速性的转子最小转速条件下实现。当 $T_r^* \approx T_{r\max}^*$ 时, 工作时间将受到限制。

(7) 发动机在给定状态下工作, 以及从一种状态向另一种状态的过渡取决于发动机油门操纵杆 (PYД) 的位置。多用途超声速飞机的燃气涡轮发动机自动控制系统的任务可以这样来表述, 即控制系统应保证:

① 飞行器所有飞行状态所必需的发动机最大和较低推力;

② 发动机在做超声速和亚声速巡航飞行时 (在第一种情况下开启在部分加力状态下工作的加力燃烧室) 最大可能的经济性。

最大状态决定飞机的起飞特性和爬升率。巡航状态下的耗油率达到最小则利于增加飞行航程。

各种类型燃气涡轮发动机使用范围, 相对于标准大气条件的发动机进口总压和总温值, 具有以下变化区域:

——对于涡轮螺旋桨 (简称涡桨) 发动机、大涵道比的涡轮风扇 (简称涡扇) 发动机、直升机涡轮轴 (简称涡轴) 发动机: $\bar{p}_H^* = 0.1 \sim 1.37$, $\bar{T}_H^* = 0.75 \sim 1.1$;

——涡轮喷气 (简称涡喷) 发动机: $\bar{p}_H^* = 0.1 \sim 2.4$, $\bar{T}_H^* = 0.75 \sim 1.2$;

——加力涡喷发动机和加力涡轮风扇 (简称涡扇) 发动机: $\bar{p}_H^* = 0.05 \sim 4.9$, $\bar{T}_H^* = 0.75 \sim 3.2$ 。

由于各种不同的气候条件和大气湍流 (旧称紊流) 的影响, 上述区域可能会稍有变化。

1.1.1.2 被控参数和控制作用

对于燃气涡轮发动机, 决定其性能的最重要的参数是压气机的增压比 π_k^* 、空气流量 G_b 以及涡轮前燃气温度 T_r^* 。对于加力状态, 还有一个决定性参数是加力燃烧室出口燃气温度 T_ϕ^* 。

通过改变发动机转速 n 可以达到所需要的 π_k^* 和 G_b 值, 加力燃烧室出口燃气温度 T_ϕ^* 与空气余气系数 α_z 有关。因此, 在进行发动机控制时, n 和 α_z 的值可以看成是工作过程参数。

一般而言, 主要工作过程参数是被控参数。通过对主要参数的控制, 使其保持为常数或按一定的、事先选定的规律变化, 就可得到所需要的发动机稳态特性。

发动机转速 n 是一个便于控制的参数, 在给定飞行条件下该参数不仅可决定推力和

单位燃油消耗量,而且可决定发动机的工作状态。有时选用换算转速 $n_{np} = \sqrt[n]{288/T_{bx}^*}$ 作为被控参数更加方便(其中 T_{bx}^* 为压气机进口空气滞止温度),在下文中,为了简化写法,我们取一个与上述换算转速值成正比的量 $n/\sqrt{T_{bx}^*}$ 作为换算转速。在发动机几何形状不变、尾喷管为超临界的条件下,每一个 π_k^* 值对应于一个 n_{np} 的值,因此,可取 π_k^* 代替 n_{np} 作为被控参数。

通过控制作用改变控制变量使被控参数达到目标值。改变燃油流量 G_b 及发动机的某些几何参数(尾喷管临界截面面积、压气机导向叶片(导叶)以及涡轮导向器安装角等)就属于这样的控制作用。每一个被控参数都必须有它的控制变量及相应的控制器。

如果控制变量少于主要的工作过程参数,那么,就不是所有的工作过程参数都可以控制。例如,对于尾喷管临界截面面积可变的涡喷发动机,转速 n 和燃气温度 T_r^* 可以是被控参数,而控制变量是燃油流量和尾喷管临界截面面积;对于带加力燃烧室、尾喷管只有两个位置的涡喷发动机,控制三个工作过程参数的却只有两个控制变量:主燃油流量 G_r 和加力燃油流量 $G_{r\phi}$,所以,其中一个参数,假定是燃气温度 T_r^* ,是可加以控制的。

对于尾喷管截面不变的燃气涡轮发动机,可采用限制控制^①。当飞行条件发生变化时,涡轮前燃气温度急速升高,改变燃油流量 G_r 可用来使温度 T_r^* 保持在最大允许值。从利用燃油流量变化来进行燃气温度限制控制的时刻起,转速就不再是被控参数。

燃气涡轮发动机的不可控工作过程参数可能是一些可观测参数,例如,尾喷管截面不变的涡喷发动机的 p_k^* 、 T_r^* ,双轴燃气涡轮发动机的一个转速等。关于燃气温度 T_r^* 的控制,必须指出,接触式的测量方式不可能测量现代高温燃气涡轮发动机的涡轮前燃气温度。因此,可以测量比 T_r^* 低 200~400K 的涡轮后温度 T_r^* ,也即用间接的方式实现温度 T_r^* 的控制,控制的精度取决于涡轮效率的稳定性。

1.1.1.3 扩大压气机稳定裕度的方法

有两种方法可实现在较低的 n_{np} 值范围内扩大压气机的稳定裕度:①减小压气机工作管路(即压气机后发动机的整个流道)的阻力,用这种方法可使压气机特性线上的工作点移动到换算流量大的范围中,或根据其与不变的稳定工作边界的关系而使之稳定;②通过改变压气机特性,使压气机稳定工作边界向换算流量小的范围移动。

减小管路阻力可以通过将部分燃气从涡轮经过旁路排向大气,或者通过使涡轮叶片旋转到一个更大的出口角 α_1 来实现。燃气旁路在技术上比较简单,况且这种控制方式几乎不会影响到发动机的经济性。不过使用这些手段不可能获得很大的成效。

在按 $n = \text{const}$ 、 $T_r^* = \text{const}$ 或按对应于马赫数 $Ma_H \geq 2$ 的高飞行速度下 $n = \text{const}$ 的计划控制涡喷发动机时,空气换算流量与起动条件下的流量相比可降低几十个百分点。在

① 在进行限制控制时,允许将被控参数改变到一个确定的值,即最大(最小)值。

压气机第一级前, 气流轴向速度明显降低, 而压气机的最后几级则在接近于流量堵塞的状态下工作。因此, 减小管路阻力仅仅是使压气机的流量稍有增加, 并将导致最后几级堵塞。

在按计划 $n_{np} = \text{const}$ 、 $T_r^* = \text{const}$ 控制发动机时, 带可调导向叶片的涡轮导向器可能是有利的, 或者说对于达到最大推力是有利的。随着飞行速度的增加, 为了使涡轮前燃气温度保持不变, 必须加大临界截面 F_{kp} , 但与此同时 π_k^* 和 η_k^* 的值会减小。为了提高 π_k^* 和 η_k^* 就必须减小涡轮导向器截面, 也即将导向器叶片控制到较小的 α_1 角度。

在 n_{np} 低换算转速条件下具有较高 π_{k0}^* 的前几级涡喷发动机中曾采用在压气机前几级后中间放气的方法, 使部分空气通过旁路排向大气。中间放气会影响压气机的特性, 而不会改变气流通道的整体特性。放气通常借助于柔性钢带进行, 钢带可以盖上 (关闭) 压气机壳体上的放气孔。中间放气能增加通过位于压气机进口到放气口之间这几级的空气流量, 通过后面几级及整个压气机的流量实际上并无变化。放气可使 π_k^* 有所降低, 喘振是在较低的空气换算流量条件下出现的。放气首先应看成是在深度节流状态下保证稳定性的手段, 在 Ma_H 值 (当 $n = \text{const}$) 较大时, 使用放气是可能的, 但会造成经济性指标恶化而并不适宜。

扩大高 (增) 压压气机稳定裕度的更有效的方法是安装带可调导向叶片的导向器 (HA), 特别在压气机进口和出口的几级上安装导向器时, 效果更好。通过在给定的换算转速 n_{np} 条件下控制导向器叶片的角度, 使工作叶轮上的攻角接近最优的设计值。带可调导向叶片的导向器可保证压气机工作过程进行得更加顺利, 压气机稳定裕度可得到扩大而工作状态参数的变化却不明显, 压气机的特性变化更为平缓。压气机的这种机构应看成是附加的控制变量。

1.1.2 单轴涡喷发动机和加力涡喷发动机

1.1.2.1 可行的非加力状态控制计划

假设发动机装有截面可调节的尾喷管, 我们把转速 n 视为被控参数之一, 涡轮前燃气温度 T_r^* 视为另一个被控参数。一般可通过改变燃油流量控制 n 的大小 ($G_r \rightarrow n$), 而通过改变尾喷管临界截面面积控制 T_r^* 的大小 ($F_{kp} \rightarrow T_r^*$)。

在一般情况下可用计划规定, 在马赫数变化时, 转速不再保持为常数, 为此, 设 $n = f(T_{bx}^*)$ 。在个别情况下可以是 $n = \text{const}$, 或 $n_{np} = \text{const}$, 或 n 随 Ma_H 呈平缓变化或阶跃变化。对于 $n_{np} = \text{const}$ 的计划, 转速 n 将与 $\sqrt{T_{bx}^*}$ 成正比。如果发动机 $F_{kp} = \text{const}$, 则可采用 $n = f(T_{bx}^*)$ 这样的控制计划, 此时 n 或 n_{np} 不再保持为常数: 转速随 T_{bx}^* 这样变化, 即当 Ma_H 变化时 n 可能保持不变, 也可能随 Ma_H 的增加而有所增加。这样, 当温度 T_{bx}^* 较高时, 发动机推力下降得比 $n = \text{const}$ 时少 (在温度 T_{bx}^* 有些升高的条件下); 而在较低的温度 T_{bx}^* 条件下, n 的降低会提高压气机稳定裕度。

发动机最大推力可在空气流量为最大值的条件下取得。在轴流式压气机操纵机构不多 (如仅有空气放气) 的发动机中, 空气流量仅与转速有关。如果在压气机的开始几级和最后几级都装有可调导向叶片, 那么就应该利用它们来控制空气流量, 保证所必需的稳定裕度 ΔK_y 。