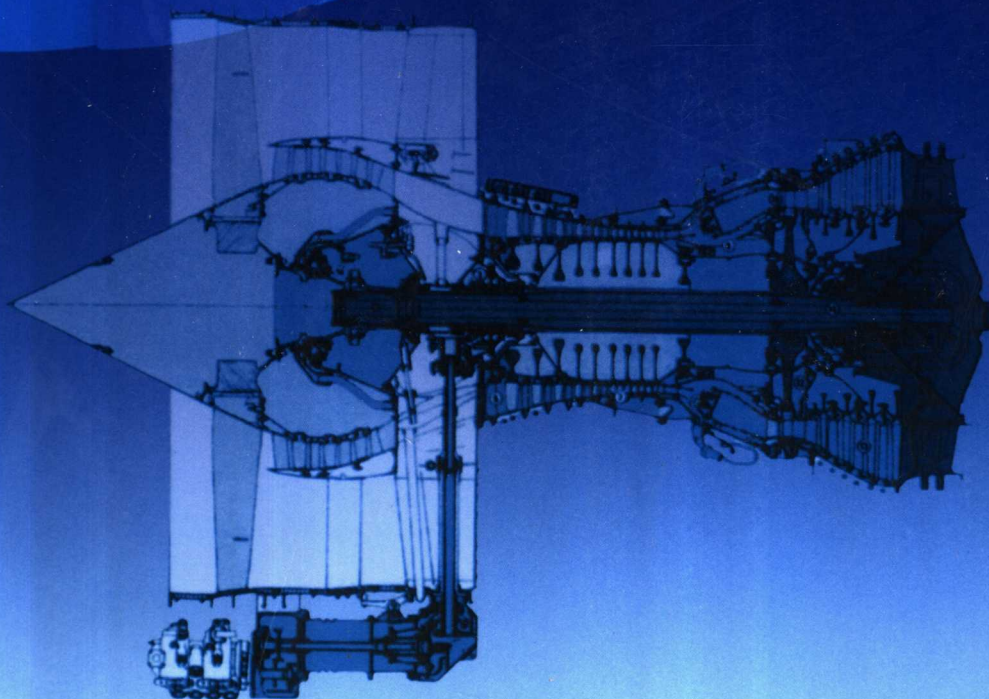




航空燃气涡轮发动机 稳定性设计与评定技术

刘大响 叶培梁 编著
胡 骏 黄熙君
吴大观 审



航空工业出版社

国家科学技术学术著作出版基金资助出版

航空燃气涡轮发动机稳定性 设计与评定技术

刘大响 叶培梁 编著
胡 骏 黄熙君
吴大观 审

航空工业出版社

内 容 提 要

良好的飞机推进系统应满足性能、适用性和可靠性三项技术指标。飞机推进系统适用性的关键是稳定性的设计与评定技术,国外在 20 世纪 90 年代将其简要的内容列入系列教育丛书。本书系统地分析和总结了国内外 30 多年来的研究成果,从工程设计和试验的角度出发,完成本书的编著。共分 10 章来阐述稳定性的有关问题。第 1 章发动机使用工作环境;第 2 章发动机的气动不稳定性;第 3 章稳定裕度、稳定裕度损失及畸变指数;第 4 章畸变指数与发动机稳定压比损失的相关性;第 5 章燃气涡轮发动机稳定性的评定;第 6 章流场畸变对发动机性能影响的评定;第 7 章畸变试验;第 8 章发动机稳定性分析技术;第 9 章燃气涡轮发动机防喘系统;第 10 章气动界面的测量装置及数据处理。

本书遵循理论与实践相结合的原则,工程实用性强,可作为航空、航天、民航相关专业人员在设计、试验、使用方面的参考,也可作为航空院校从事相关专业的教师、学生的参考书。

图书在版编目 (CIP) 数据

航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定技术/刘大响
等编著. —北京:航空工业出版社, 2004. 6

ISBN 7-80183-334-1

I. 航... II. 刘... III. ①航空发动机:燃气轮机
—稳定性—设计②航空发动机:燃气轮机—稳定性—评
价 IV. V235.1

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2004) 第 009702 号

航空工业出版社出版发行

(北京市安定门外小关东里 14 号 100029)

北京云浩印刷有限责任公司印刷

内部发行

2004 年 6 月第 1 版

2004 年 6 月第 1 次印刷

开本:787×1092 1/16

印张:22.5

字数:576 千字

印数:1—1000

定价:98.00 元

前 言

设计良好的飞机推进系统，除了实现性能好，可靠性高的要求之外，还必须满足飞机适用性技术指标，这就要求在整个飞行包线范围内发动机有足够的可用稳定裕度。也就是说必须在推力大、燃油消耗率低、发动机重量轻、可靠性高、寿命长和成本低等要求与可用稳定裕度要求之间进行折中，达到最佳的平衡。为此，在飞机推进系统研制周期的各个阶段内，自始至终都要进行稳定性评定。稳定性评定就是在飞机推进系统的研制和使用寿命周期内，在规定的飞行条件下研究各类降稳因子对发动机稳定性的影响，如果降稳因子所要求的稳定裕度超过了发动机的可用稳定裕度，发动机将产生气动不稳定性，其表现形式为发动机压气机失速、叶片颤振、耦合振动、转子强迫振动及涡轮部件超温，严重时可导致发动机喘振、空中熄火停车，甚至结构损坏。

影响发动机稳定裕度的降稳因子分为两类：内部因子和外部因子。

内部因子主要有：发动机制造公差、老化、控制容差、功率瞬变和热瞬变过程，这些因子既影响发动机的稳定边界，又影响发动机的共同工作线。

外部因子主要有：雷诺数、进气总压畸变、进气总温畸变、平面波。后三项因子有时以组合形式出现，它们会严重影响发动机压缩部件的可用稳定裕度，且是发动机换算流量、飞行马赫数、飞行高度、飞行姿态以及导弹装药量及导弹与飞机的布局的函数。

大量研究表明：在所有这些降稳因子中，进气总压畸变、总温畸变对发动机稳定性的影响起着主要作用，且往往起决定性作用。

回顾燃气涡轮发动机问世以来近 60 年的发展历程，在 20 世纪 60 年代中期主要只重视其性能的好坏，追求高的性能指标，而对进气畸变的影响，亦即对进气道/发动机相容性（又称进气道/发动机匹配）问题未引起足够的重视，这种情况在早期的亚声速、小机动飞行

条件下是可以的，但随着飞机飞行速度、高度的不断提高，机动性的不断增加，导弹武器的使用，畸变的影响越来越突出，实践中暴露出来的相容性问题也越来越严重。据报道，美国空军对 1954~1987 年期间战斗机、轰炸机、教练机、运输机、攻击机等五类飞机使用情况进行了统计，发现推进系统出现不稳定工作的概率为 74%，其中战斗机为 89%，运输机发生不稳定的概率最低，为 33%，最典型的例子是美国 60 年代中期投入越战服役的 F-111 战斗机（装用 TF30 涡扇发动机），因匹配问题被迫从战场上退役，停止使用，后来不得不回过头来又重新研究解决其匹配问题，花了大约 10 年时间，教训是十分沉重的。

正是在上述背景下，自 20 世纪 70 年代以来，美、英及前苏联等国决定下大力研究发动机稳定性设计及其评定技术。美国机动车工程师学会（SAE）宇航分部成立了 S-16 技术委员会，由美国和英国 16 家飞机、发动机厂商和政府研究机构所组成，旨在研究进口流场畸变引起的进气道/发动机相容性问题，将各个飞机、发动机公司及研究机构大量共同认可的理论和试验研究工作编辑成大体可用的文件，推荐给工业部门及订货方使用。在 1978~2002 年的 24 年间，S-16 技术委员会颁布了关于燃气涡轮发动机进口总压和总温畸变研究及评定方法的五个文件（ARP-1420，AIR-1419 和 ARD-50015，ARP-1420B，AIR-1419B），随后被美、英的军用规范所采用。以美国军标为例，在 1973 年颁布的航空涡喷、涡扇发动机通用规范 MIL-E-5007D 中，仅提出对发动机稳定性评定的需求，但缺少实用的评定方法。至 1983 年颁布的 MIL-E-5007E，MIL-E-87231（USAF）和 1988 年颁布的 MIL-E-5007F 中，1995 年颁布的 JSGS-87231A《航空涡喷涡扇涡轴涡桨发动机通用规范》都将 ARP-1420，AIR-1419 的畸变研究及评定方法的内容纳入规范之中。英国也大致经历了类似的过程，从 1967 年颁布的军用规范到 1987 年重新颁布修改后的规范，时隔 20 年后才将 ARP-1420 的内容纳入规范之中，而且尚未触及温度畸变的研究及评定技术，这些都充分表明早期美、英对此项技术的重要性也认识不足，结果在众多飞机设计实践中出现了大量的相容性问题，投入大量人力、物力进行研究，花费了将近 20 年时间，经历了漫长的发展之后才逐步被工业界所认同，80 年代后研制的新型飞机发动机

在稳定性方面的故障就大大减少了。前苏联对飞机进气道/发动机相容性问题十分重视，建立了许多试验设施，开展了大量的试验研究工作，也编制了相应的标准，即《选择和检查航空燃气涡轮发动机气动稳定性的总的技术要求》，该标准为前苏联和现在俄罗斯的飞机、发动机设计部门所共同遵守和使用，并于2000年又重新修改70年代末期颁布的稳定性评定标准，新标准增加了发动机批生产和大修阶段的稳定性检查技术要求、飞行试验技术要求和进气道试验技术要求。

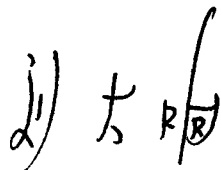
新中国成立50多年来，我国航空发动机经历了从无到有，从维护修理、测绘仿制到自行预研和型号研制的发展过程，取得了喜人的成绩和长足的进步。但是，由于技术基础薄弱，总体技术水平与世界先进国家相比存在较大的差距。正由于我国发动机行业长期在引进、测仿中徘徊，在相当长的时期内，关注的重点仍是追求发动机性能的先进性，而对其结构完整性，特别是对进气道/发动机相容性问题认识不足，重视不够，措施不力，使得在外场使用中因畸变、发射导弹武器而引起的发动机失速、喘振以至空中停车的故障时有发生，严重威胁着飞行安全和作战使用。为了使发动机研制规范化，70年代末期引进和研究美、英的发动机通用规范，如美国1973年颁布的军标MIL-E-5007D，并以此为参考蓝本编制出我国自己的发动机军用规范GJB241，但对进气道/发动机相容性问题仍然重视不够，结果国产发动机在外场使用中不断出现问题，直到80年代初期才开始对发动机稳定性问题开展研究工作。因西方国家技术保密，几乎不发表工程适用性方面的资料，加上我国的研究经费有限、试验设备条件不足、工作时紧时松，研究遇到诸多困难。到80年代中，我国引进了美国的ARP-1420《燃气涡轮发动机进口流场畸变指南》和AIR-1419《燃气涡轮发动机进气总压畸变评审方法》，组织消化吸收，并开始建立一些试验设施，开展了一些理论和试验研究工作，取得了一定进展。在消化、吸收的基础上，于1994年编写并发布了国家军用标准《航空涡喷和涡扇发动机进口总压畸变评定指南》即GJB/Z64—94。由于缺乏必要的经验和试验数据的支撑，虽然该标准提出了对发动机稳定性的技术要求，但缺乏计算程序及工程方法，难以深入下去。直到90年代开展对俄科技合作，才比较深入系统地了解俄罗斯的有关理

论和分析方法，补充建立了温度畸变发生器、组合畸变发生器、压力畸变插板扰流器等关键设备，将发动机稳定性研究工作向纵深方向推进了一步，飞机、发动机研究部门及领导机关对进气道/发动机相容性问题的紧迫性和重要性也有了较深刻的共识，加大了投资力度，陆续补充开展了一定的试验研究工作，逐步积累了一些试验数据和工程经验。

本书的主要任务是从工程实用出发，对比美、英和俄罗斯的有关资料，进行筛选，取其精华，消化吸收；同时根据 20 多年来我国开展进气道/发动机相容性研究方面取得的一些成果，进行总结分析，对具有工程实用性的结果进行了收集汇总，并将理论和实践结合起来，以形成一些较为系统和有用的资料，供科研、设计、生产单位和用户使用，也可供高等院校师生参考。本书的宗旨是结合国情，突出工程实用性，强调方法的“先进性、科学性、实用性和整体性”。基于国外对这一领域尚处于保密状态，本书又增加了国内的一些研究成果，因此，本书仅在国内发行，供从事本专业的同行参考使用。

本书由刘大响、叶培梁、胡骏、黄熙君等四位同志共同编著，并请航空动力界的老前辈吴大观教授担任主审，几易其稿，力求做得更好一些。由于进气道/发动机相容性问题十分复杂，有些理论问题尚处于研究之中，即使在西方和俄罗斯，许多方法也仍在研究探索之中，加之编者的经验和水平有限，在内容和文字方面的错误及不足之处在所难免，敬请读者不吝批评指正，以便不断修改完善。

在本书编著过程中，得到中国燃气涡轮研究院的大力支持。在成稿过程中，侯敏杰、吴行章、叶巍、陆德雨、李丹、周人治、付勇等同志提出了许多宝贵意见；本书的插图由于群芳、王明霞、夏俊同志完成，在此表示衷心的感谢。



2003 年 2 月

符 号 表

AIP	进气道 / 发动机气动界面
bp	周向和径向总压畸变分量耦合影响的叠加函数
C_p	压力系数
C_x	轴向速度
CC_p	周向畸变敏感系数或不通过原点的敏感系数的补偿系数
CR_p	径向畸变敏感系数或不通过原点的敏感系数的补偿系数
EXP	总压畸变图谱不同于 180° 型图谱引起的喘振压比损失变动范围函数
H	飞行高度
KC	周向灵敏度系数(也称周向影响系数)
KR	径向灵敏度系数(也称径向影响系数)
KC_p	周向总压畸变敏感系数
KR_p	径向总压畸变敏感系数
M	飞行马赫数
MPR	每转低压区数
N, n	发动机转速
n_L	低压转子转速
n_H	高压转子转速
n_{Lmax}	低压转子最大转速
n_{Hmax}	高压转子最大转速
$\bar{n}_{L,c}$	换算的低压转子相对转速, 即 $\bar{n}_{L,c} = \frac{\left(\frac{n_L}{n_{L,d}}\right)}{\sqrt{\theta_2}}$
$\bar{n}_{H,c}$	换算的高压转子相对转速, 即 $\bar{n}_{H,c} = \frac{\left(\frac{n_H}{n_{H,d}}\right)}{\sqrt{\theta_2}}$
q_{av}	气流平均动压
Re	雷诺数
S	转差率
SM	稳定裕度
SMC	压气机稳定性系数
ΔSM	压气机稳定裕度损失
U_m	转子平均半径上的圆周速度
W	综合畸变指数(总压扰动总值)
W_a	发动机空气流量
W_f	发动机燃油流量

$W_{a,c}$	发动机换算流量, 即 $W_{a,c} = \frac{W_a \sqrt{\theta_2}}{\delta_2}$
i	攻角
α_B	主燃烧室余气系数
α_w	综合畸变敏感系数(影响系数)
α_T	温度畸变敏感系数(影响系数)
$\alpha_{w,T}$	压力和温度组合畸变的相互影响系数
β_i	进气角
β_k	叶型几何进口角
ΔP_t	气流流过压气机的总压增量
ΔPRS	稳定压比损失
$\frac{\Delta PC}{P}$	周向畸变指数基元
$\frac{\Delta PR}{P}$	径向畸变指数基元
$\frac{\Delta P}{PC}$	进口周向总压畸变
$\frac{\Delta P}{PR}$	进口径向总压畸变
ρ	气流密度
σ	标准偏差
σ_i	发动机进口总压恢复系数
θ	转折角
θ^-	周向低压区范围
θ_2	发动机进口截面总温和海平面标准大气温度比
δ_2	发动机进口截面总压和海平面标准大气压力之比
φ	流量系数
Ψ	压升系数
Ψ_{TS}	总压压升系数
Ψ_{SS}	静压压升系数
角标:	
AB	加力燃烧室
AN	油针
acc	附件的功率提取
ai	可用的
as	保证
av	平均
B	主燃烧室
bl	从压气机抽气
c	换算, 修正

cal	计算
CL	低压压气机
co	方案设计
cr	临界的
CH	高压压气机
d	设计点
de	畸变
der	发动机老化
E	发动机
F	面, 风扇
f	燃油
gu	发动机规范值, 压气机导向器
hu	轮毂
H	高压
H. T	发动机过渡态非定常热
i	进气道出口或发动机进口
in	增加
ins	不稳定信号
ID	内涵
L	低压
Lo	当地的
Ma	生产
me	测量
n	新的
nd	无法再现的因素
NZ	喷管
O	工作点
op	共同工作线
ori	原始的
OD	外涵
P	探针
pre	预计的
PLA	发动机过渡态
r	环数
rav	环平均
rq	需用的
S	畸变
s	静参数, 稳态
su	稳定边界点

SHO	冲激波
t	总参数, 时间
ti	轮缘
T	温度畸变
W	压力畸变
win	阵风
0	发动机前未扰动气流
2	发动机进口
3	高压压气机
5	涡轮后

目 录

第 1 章 发动机使用工作环境

- 1.1 飞行环境的使用因素 (1)
 - 1.1.1 飞行包线 (1)
 - 1.1.2 飞行任务剖面 (1)
 - 1.1.3 飞行对发动机气动扰动的类型 (2)
- 1.2 推进系统工作特点决定的使用因素 (3)
 - 1.2.1 畸变的形成及其分类 (3)
 - 1.2.2 畸变对发动机工作的影响 (6)

第 2 章 发动机的气动不稳定性

- 2.1 气动不稳定性 (14)
 - 2.1.1 气动稳定性定义 (14)
 - 2.1.2 压缩系统的工作稳定性 (14)
- 2.2 压气机稳定边界线 (15)
- 2.3 旋转失速现象与分类 (17)
- 2.4 喘振现象与分类 (19)
- 2.5 进气畸变条件下压气机稳定性损失机理 (22)
 - 2.5.1 总压畸变影响 (23)
 - 2.5.2 压气机上游流场的重新分布 (24)
 - 2.5.3 进气总压畸变的衰减 (24)
 - 2.5.4 总温畸变影响 (25)
 - 2.5.5 用二阶线性微分方程模拟失速滞后现象 (26)
 - 2.5.6 叶型特性向压气机特性转化 (27)

第 3 章 稳定裕度、稳定裕度损失及畸变指数

- 3.1 稳定裕度定义及其理论说明 (29)
 - 3.1.1 等换算流量稳定裕度 (30)
 - 3.1.2 等换算转速稳定裕度 (30)
- 3.2 有畸变的稳定裕度 (32)
 - 3.2.1 稳定裕度损失的定义 (32)
 - 3.2.2 畸变条件下的稳定裕度 (32)
 - 3.2.3 各种稳定裕度的应用 (33)
- 3.3 畸变指数及其应用 (33)
 - 3.3.1 畸变指数及其理论说明 (33)
 - 3.3.2 畸变指数的应用 (41)

- 3.4 工程常用的畸变指数 (42)
 - 3.4.1 俄罗斯用的畸变指数 (42)
 - 3.4.2 美英常用的畸变指数 (47)

第 4 章 畸变指数与发动机稳定压比损失的相关性

- 4.1 基本相关方程 (51)
- 4.2 相关方法 (52)
 - 4.2.1 方法 A (52)
 - 4.2.2 方法 B (53)
 - 4.2.3 方法 C (54)
 - 4.2.4 敏感系数 (55)
- 4.3 畸变传递和生成系数 (62)
 - 4.3.1 相关方法 B (62)
 - 4.3.2 相关方法 C (64)
- 4.4 相关方法的验证 (65)
- 4.5 温度、压力组合畸变的相关方程 (69)
 - 4.5.1 稳定裕度损失与畸变指数的相关方程 (69)
 - 4.5.2 压力畸变(或称气动扰动)敏感系数 (70)
 - 4.5.3 温度畸变(或称热扰动)敏感系数 (71)
 - 4.5.4 温度和压力组合畸变的敏感系数 (71)

第 5 章 燃气涡轮发动机稳定性的评定

- 5.1 发动机研制阶段的划分及流场畸变评定 (73)
 - 5.1.1 发动机方案设计阶段 (73)
 - 5.1.2 发动机工程设计及其部件试验阶段 (74)
 - 5.1.3 发动机及其部件的试制和调试阶段 (75)
 - 5.1.4 试制发动机的飞行试验阶段 (75)
 - 5.1.5 发动机批生产和使用阶段 (76)
- 5.2 稳定性评定原则 (78)
- 5.3 发动机降稳因子 (79)
 - 5.3.1 减少发动机稳定性的内部因子 (79)

5.3.2 减少发动机稳定性的外部因子	(85)	7.3.1 均匀进气条件下的压气机试验	(159)
5.4 发动机稳定性评定程序	(91)	7.3.2 均匀进气条件下的发动机试验	(161)
5.4.1 发动机稳定性评定状态的选择	(92)	7.3.3 总压畸变条件下的压气机试验	(162)
5.4.2 飞机在特殊情况下使用时发动机 稳定性的保证措施	(96)	7.3.4 总压畸变条件下的发动机地面台架 试验	(166)
5.5 稳定性评定	(97)	7.3.5 总压畸变条件下的发动机高空台 试验	(168)
5.5.1 方案设计阶段	(98)	7.3.6 温度畸变条件下的发动机试验	(171)
5.5.2 工程设计阶段发动机的可用和需用 稳定裕度的评估	(100)	7.3.7 防喘系统的效能及可靠性试验	(182)
5.5.3 外部扰动与压气机稳定裕度变化的 相关性	(101)	7.3.8 压力和温度组合畸变条件下的 发动机试验	(184)
5.6 稳定性评定应用举例	(106)	7.3.9 试制生产、批生产和大修阶段的 燃气涡轮发动机稳定性的检验	(185)
5.6.1 稳定压比损失计算	(107)	7.3.10 发动机的稳定性验证试验	(186)
5.6.2 非随机因子引起的稳定裕度损失 ..	(108)	7.3.11 发动机性能评定的验证性试验 ..	(189)
5.6.3 随机因子引起的稳定裕度损失 ...	(109)	7.4 推进系统试验	(192)
第 6 章 流场畸变对发动机性能影响 的评定		7.4.1 静态试验	(192)
6.1 进气道压力恢复和流场畸变	(112)	7.4.2 风洞试验	(193)
6.1.1 进气道形式和布局与畸变特性	(112)	7.5 飞行试验	(194)
6.1.2 面平均总压	(112)	7.5.1 在飞行试验中检验发动机稳定 裕度	(194)
6.2 畸变对发动机及其部件性能的影响 ...	(115)	7.5.2 原型机的飞行试验	(195)
6.2.1 畸变对发动机内部流场的影响	(115)	第 8 章 发动机稳定性分析技术	
6.2.2 畸变对压缩部件性能的影响	(118)	8.1 常用数学模型	(198)
6.2.3 畸变对发动机性能的影响	(121)	8.1.1 平行压气机模型	(198)
6.2.4 畸变对控制系统的影响	(122)	8.1.2 进口畸变沿压气机传递模型	(199)
6.3 性能评定的方法	(123)	8.2 均匀流场下可用稳定裕度的数学 模型	(209)
6.3.1 性能计算	(125)	8.2.1 基本假设和分析方法	(210)
6.3.2 性能试验	(129)	8.2.2 数学模型	(211)
6.4 动态畸变	(130)	8.2.3 求解方法	(212)
第 7 章 畸变试验		8.3 总压和总温畸变条件下稳定性计算的 数学模型	(215)
7.1 进气道/机体试验	(131)	8.3.1 基本功能	(215)
7.1.1 进气道发展试验	(134)	8.3.2 基本假设和物理模型	(215)
7.1.2 进气道验证性试验	(135)	8.3.3 数学模型	(218)
7.1.3 进气道/发动机相容性试验	(135)	8.3.4 数值计算方法	(221)
7.2 发动机及部件畸变试验	(136)	8.3.5 算例分析	(222)
7.2.1 畸变模拟装置	(139)	8.4 冲击波的计算数学模型	(223)
7.2.2 稳态总压畸变模拟器	(139)	8.4.1 基本假设	(223)
7.2.3 动态总压畸变模拟	(143)	8.4.2 数学模型	(223)
7.2.4 稳态、动态总压畸变模拟器	(150)	8.5 过渡工况下燃气涡轮发动机稳定裕度 的计算模型	(225)
7.3 均匀/非均匀进气条件下的压气机和 发动机试验	(158)		

8.5.1 基本假设	(225)	10.3 测量探头/传感器组件特性	(295)
8.5.2 主要原始数据	(225)	10.3.1 探头的频响	(296)
8.5.3 数学模型	(225)	10.3.2 探头组件的临界尺寸	(297)
8.5.4 算例	(226)	10.3.3 探头组件的振动试验和风洞校准	(298)
第9章 燃气涡轮发动机防喘系统		10.4 数据采集系统	(299)
9.1 扩大燃气涡轮发动机稳定裕度的方法	(228)	10.4.1 数据记录长度	(299)
9.1.1 可调导流叶片	(229)	10.4.2 系统频响	(299)
9.1.2 机匣处理	(231)	10.4.3 系统精度	(300)
9.1.3 压气机放气	(231)	10.4.4 数据记录	(302)
9.1.4 多转子压气机	(232)	10.4.5 压力畸变的动态数据采集与处理系统配置	(303)
9.1.5 涵道比变化	(232)	10.5 畸变数据的筛选编辑	(309)
9.1.6 短时降低或切断主燃烧室的供油量	(233)	10.5.1 进气道数据筛选	(309)
9.1.7 进气道控制	(234)	10.5.2 数据编辑	(310)
9.2 航空燃气涡轮发动机防喘系统	(236)	10.6 数据处理方法	(314)
9.2.1 短时增稳系统	(237)	10.6.1 数据段落	(315)
9.2.2 自动消喘复原系统	(240)	10.6.2 工程单位转换	(315)
9.3 消喘复原系统的组成及原始状态的恢复	(245)	10.6.3 数据滤波	(316)
9.3.1 发动机喘振信号发生器	(245)	10.6.4 统计分析	(317)
9.3.2 防喘系统的原始状态恢复过程	(252)	10.7 畸变指数的计算	(325)
9.4 发动机消喘复原系统运用举例	(261)	10.7.1 动态畸变数据的统计合成	(325)
9.4.1 短时增稳系统	(261)	10.7.2 综合畸变指数法	(328)
9.4.2 发动机消喘复原系统	(261)	10.8 数据输出格式	(330)
9.5 压气机喘振的主动控制	(263)	10.8.1 制表	(330)
9.5.1 旋转失速与喘振发展先兆的研究	(264)	10.8.2 时间历程	(330)
9.5.2 旋转失速与喘振主动抑制的研究	(270)	10.8.3 畸变图谱	(331)
第10章 气动界面的测量装置及数据处理		10.9 发动机进口温度畸变试验的数据测量和处理系统	(332)
10.1 缩尺模型数据换算	(290)	10.9.1 动态温度的测量要求	(332)
10.2 气动界面上测量系统布置	(291)	10.9.2 热电偶的修正	(332)
10.2.1 进气道/发动机的气动界面 (AIP)	(291)	10.9.3 滤波	(332)
10.2.2 测压耙/探头布局	(292)	10.9.4 发动机进口温度畸变试验的测量系统	(333)
		10.9.5 小惯性热电偶的时间常数校准方法	(340)
		参考文献	(341)

第1章 发动机使用工作环境

1.1 飞行环境的使用因素

1.1.1 飞行包线

发动机安装在飞机上的工作性能与飞机的飞行马赫数和高度使用范围有着密切的关系，也就是通常所说的安装性能。此外，由于飞机的加速、机动以及起降过程等使用特点，同样也将对发动机的性能以至于工作稳定性有着重要的影响。为此，在讨论分析发动机的工作性能时，必须要了解飞行环境的使用因素。

由规定的飞行任务可确定飞机的飞行包线，图 1-1 所示的是一种典型的战术战斗机的飞行包线。图中 A 线对应于动压 q 较低的工作线，在 A 线上要求飞机在最高或接近最高的升力系数下飞行，以产生所需的升力，因而在 A 线上工作的飞机迎角以及与之相应的进气道唇口攻角均较大；B 线为飞行升限线，B 线和 C 线相交点为最大飞行马赫数。C 和 D 线为最大动压位置线，代表飞机的压力和温度极限线。图中方框 E 表示飞机的作战区域，实际上，该区域可根据实际需要而扩展，在 E 区内由于作战机动的要求，其迎角和侧滑角均较大，但处于其允许的极限范围内。

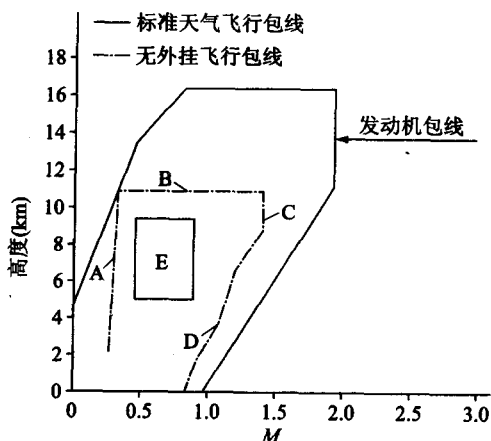


图 1-1 典型的飞行包线

图 1-2 所示战术战斗机在作战区域内的典型机动飞行范围。由图可见，在该作战区域内其最大正迎角可达 30° ，负迎角为 -18° ，而侧滑角范围为 $\pm 15^\circ$ 。为保证发动机在上述飞机包线内能正常工作并提供足够的性能水平，发动机的允许工作范围必须大于飞行包线范围。

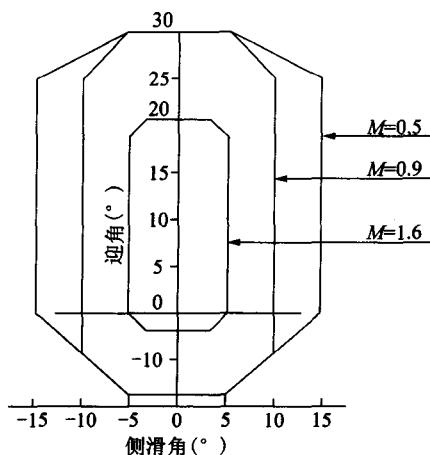


图 1-2 典型的飞机机动飞行范围

1.1.2 飞行任务剖面

由不同飞行任务的航段组合成飞机所需的飞行任务剖面，图 1-3 中所示的为一个典型的飞行任务剖面。

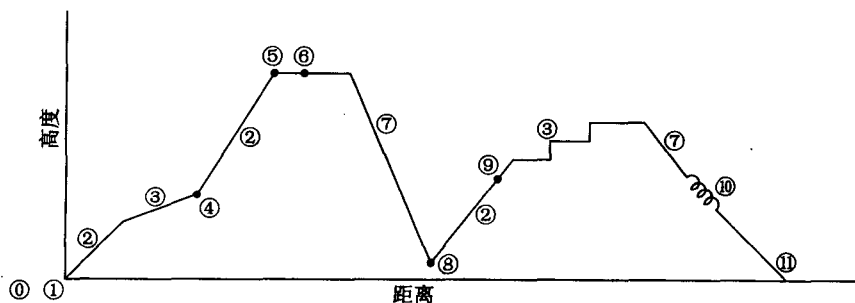


图 1-3 典型的飞行任务剖面

飞行航段：①—暖机；①—起飞；②—爬升；③—亚声速巡航；
④—空中加油；⑤—加速；⑥—超声速巡航；⑦—下滑；
⑧—投放弹药或卸载；⑨—战斗；⑩—待机；⑪—着陆和反推力

对于飞行任务中的任一航段需规定出性能要求和不同的使用特点，这也是分析飞机/发动机相容性的主要依据之一。如战斗航段由若干盘旋机动组成，要求规定出战斗马赫数、高度、油门变化、持续时间、机动条件以及武器发射等。

1.1.3 飞行对发动机气动扰动的类型

对于不同的飞机，其飞行任务不同，因而相应的工作条件不同，对推进系统的工作影响也不一样。如亚声速运输机，其主要飞行条件为巡航飞行，但在起飞爬升、着陆或带侧风起飞等情况下，推进系统进气道的进口气流迎角增大，进气道唇口形成绕流，有可能产生气流分离，对发动机的工作产生气动扰动。

对超声速飞机来说,飞行对发动机的扰动情况更为复杂,由于其飞行包线范围更大,进气道激波结构对流动稳定性和进气道/发动机之间的流量匹配有较大的影响。图1-4所示的是飞机在高马赫数及大迎角下,进气迎角沿截面的变化,由图可见即使采用具有遮蔽作用的布局,进气道进气的局部上洗量仍然具有较大的量值,这对发动机的进气气流分布均匀度和总压恢复系数均形成较大的影响。

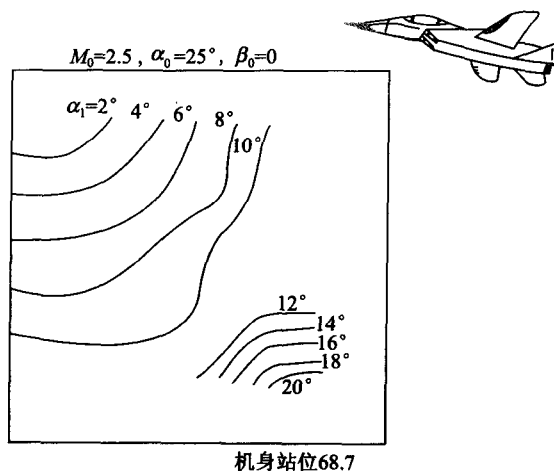


图 1-4 超声速飞机进气道在大迎角条件下的局部进气迎角等值线分布

除了上述大迎角飞行外,在机动飞行时的侧滑或负迎角也将造成对发动机的气流扰动。当飞机遇到冲击波前锋时,则在发动机进口形成阶跃型总压振动。在大气阵风及强烈紊流条件下发动机进口气流压力急剧变化,或形成进气道内非正常绕流,使气流不均匀度和脉动增大。飞机机体上如产生分离流,同样也将破坏进气道内的正常流动。

当飞机使用特种机载武器时,如火炮射击、发射导弹等,将引起进气道进口气流的平均温度大幅度急剧上升,形成进口气流温度和压力的不均匀。当飞机低空飞行通过火灾区时,将引起发动机前的非定常温升。

1.2 推进系统工作特点决定的使用因素

1.2.1 畸变的形成及其分类

进气畸变可按下列各种情况分类:

(1) 按畸变参数分类,由于进气气流的参数不同而形成不同参数的畸变,一般可分为总压畸变、总温畸变、静压畸变、平面波、旋流畸变以及不同参数畸变组合的复合畸变。

(2) 按畸变空间分布分类,由于畸变区的空间位置不同而形成不同的畸变,如周向畸变和径向畸变,其中又可分尖部周向畸变、根部周向畸变、尖部径向畸变、根部径向畸变。既有周向畸变也有径向畸变,有时也称之为复合畸变。