

航空发动机科技信息研究 报告选编

(1993-1994 合订本)

中国航空工业总公司发动机专业
信息中心

1994年11月

V23-57
0001021-1

V23-53
10091931

V23-53
10091931-1

编 者 的 话

中国航空工业总公司发动机专业信息中心在编辑出版《航空发动机科技信息研究报告选编》合订本第一册和第二册(1984-1993)之后,又编辑出版了这本《航空发动机科技信息研究报告选编》1993-1994合订本,供上级领导机关和发动机技术信息网成员单位使用。为缩短周期,使研究报告尽早与读者见面,拟定从1994年起每年编辑出版合订本一册。在编辑过程中,我们尽可能地统一了报告格式和单位表示法,订正了个别术语,并企盼今后参加撰写中心课题报告的各位作者予以大力协作。编辑中定有一些疏漏之处,敬请批评指正。



编 者

1994年11月

一九九七年九月十四日



30763073

责任编辑 周世恒 梁春华

763073

目 录

发动机进气道匹配

1. 进气道/发动机匹配技术发展研究 叶培梁 张 戊 (1)
2. 进气道进气畸变对压气机性能影响的分析研究 庄表南 (10)
3. 进气道发动机匹配飞行试验的评定 庄传鑫 (25)
4. 发动机进口温度畸变的发展及其技术研究 叶培梁 李介玉 (33)

涡轮技术发展

5. 航空发动机涡轮技术的发展研究 刘存禄 (47)
6. 航空发动机涡轮气动技术发展研究 张惠芬 (60)
7. 航空发动机涡轮叶片冷却技术的发展研究 徐惠珍 (69)
8. 航空发动机涡轮用热障涂层的应用研究 陈炳贻 曾雅萍 (80)

航空发动机推力转向/反向喷管

9. 航空发动机先进的推力转向/推力反向喷管的技术发展研究 张 仁 (91)
10. 推力转向喷管安装性能研究 刘选民 (105)
11. 航空发动机二元推力转向喷管的技术发展研究 陈本柱 (120)
12. 普惠公司推力转向喷管技术的发展研究 梁春华 (135)
13. 轴对称推力转向喷管的发展及我国的对策 王定勇 (149)

发动机状态监视技术

14. 国外航空发动机状态监视系统的技术发展研究 张绍基 (159)
15. 美国空军发动机状态监控系统的发展及试验 李振西 (186)
16. 涡轴型发动机试车中异物的监测分析研究及对策 戴 健 李晓华 (198)
17. 航空发动机的自动数据采集和自动控制(BTC2000型自动化
车台控制系统设计与调试) 杨之怡 周文斌 陈达明 (207)

航空发动机振动、高温、间隙测量

18. 航空发动机振动、高温及间隙测试技术的发展研究 庄表南 (217)
19. 航空发动机高温测试技术的发展研究 陈炳贻 陈国明 (235)
20. 航空涡喷和涡扇发动机振动监测系统的发展 张元周 (244)
21. 航空发动机转子与静子间间隙测量技术及应用 朱朝栋 (251)

进气道 / 发动机匹配技术发展研究

叶培梁 张 戊

引 言

随着飞机飞行速度的不断增加,机动性的不断改善,现代推进系统的进气道 / 发动机相容性问题,在飞机、发动机研制工作中占有越来越重要的地位。

从40年代到60年代,军用发动机追求的主要目标是提高发动机的性能。到60年代中期暴露出两个大问题:一个是耐久性和可靠性问题,另一个问题是进气道 / 发动机相容性问题。据统计,美国从50年代到60年代研制了七种战斗机和四种轰炸机,其中有四种战斗机和两种轰炸机(大约占55%)出现过进气道 / 发动机相容性问题。故障的形式表现为畸变导致发动机喘振、颤振,叶片藕合振动,压气机转子强迫振动,及热端部件热负荷增加等。其中最典型的是F-111飞机在飞行中曾因相容性问题引起发动机喘振停车而被迫中断发展,为此,又花了近十年的时间,作了大量试验,不得不回过头来重新进行研究相容性问题。F-111相容性问题的出现,引起了国外飞机和发动机厂家的高度重视。在各自独立地开展进气道 / 发动机相容性的基础上,1972年由英、美16个飞机、发动机厂家和政府的研究部门联合起来,成立了汽车工程师学会宇航推进分部SAE S-16技术委员会来共同探讨本学科的发展,并于1978年和1983年分别颁布了“燃气涡轮发动机进口流场畸变指南”(ARP1420)和“燃气涡轮发动机总压畸变的评定方法”(AIR1419)。这两份报告在美国和欧洲得到了广泛采用。因而美国70年代以来研制的F-15、F-16、F-18、F-19等第三代战斗机,在使用过程中均未出现过严重的相容性问题。1985年9月30日美国颁布的MIL-E-87231(USAF)《航空涡轮涡扇发动机军用规范》,将ARP1420和AIR1419两份报告纳入该规范的附录A“航空涡轮涡扇发动机手册”之中,并明确规定AIR1419报告的第三部分作为该军用规范评定发动机稳定性的方法。

根据AIR1419和ARP1420这两份报告和MIL-E-87231军用规范的规定,推进系统进气道 / 发动机相容性评定标准,是指在推进系统发展过程中,将稳定性评定作为一项设计和验收指标,贯穿于推进系统的方案选型、初步设计、研制发展、鉴定定型、飞行试验和使用阶段的始终,相容性评定和结构完整性大纲(SNSIP)都是保证发动机可靠性的重要措施。

80年代以来,我国也相继开展了一些相容性试验研究,但基本上沿用英国70年代初期的方法,即按照进气道吹风结果,研究3~5块模拟板在地面台和高空台上进行发动机稳态和过渡态匹配试验,如不喘振,则认为发动机稳定性评定合格。这种做法比较简单,但实际上达不到稳定性评定的目的,因为发动机稳定性裕度是分配给包括总压畸变在内的20个左右降稳因子,而总压畸变因子最多只占基准喘振裕度损失的30~40%左右,俄罗斯的经验为50%(估计包括温度畸变的影响在内)。可见,这种评定方法不能完全反映实际情况,所以英国现

在也已经不用了。

综上所述,进气道 / 发动机相容性匹配研究,在西方或俄罗斯都进入了规范化阶段,按照规范的要求选择发动机稳定裕度并进行检查。

1 畸变指数及流场畸变模拟装置

1.1 畸变指数

畸变指数是用来描述发动机进口流场偏离均匀理想流场状态的描述符。根据流场特征,畸变分为总压畸变指数、总温畸变指数及旋流畸变指数。由于目前畸变指数的确定主要取决于发动机的结构形式,为此发动机承制方选用的畸变指数应能恰当地描述发动机所需要的流场品质。随着推进系统的发展,试验数据的增加,对畸变指数进行了多次改进,从而使畸变指数与发动机失速裕度之间建立了更好的相关式。

目前,技术水平的发展还没有得出通用的畸变指数,但是可以应用畸变指数基元建立某个特定发动机的畸变指数及相应的计算程序。畸变指数基元用来定量地确定气动界面上的畸变,它分为周向畸变基元和径向畸变基元。

1.2 流场模拟装置

在进气道 / 发动机相容性评定时,为了重视进气道出口流场,研制了多种流场畸变装置,流场畸变装置分为稳态和动态两大类,现分别介绍如下:

1.2.1 稳态流场模拟装置

1.2.1.1 网格

金属网格可以在发动机或压气机进口产生流场畸变,改变网格的孔隙度可以得到不同的畸变强度,改变网格覆盖角度可以获得低压区的范围。

网格模拟装置的缺点是,若要进行若干个图谱模拟,要更换网格,从而引起实验时间的浪费。

1.2.1.2 空气射流畸变发生器

空气射流畸变系统可作为一种稳态畸变发生器,模拟器利用喷咀向来流喷射气流,以降低来流的动量、产生低压区,畸变范围由射流喷咀群控制,畸变强度由射流的压力控制。其缺点是结构复杂、技术要求高、要有高压气源(10kg/cm)。

1.2.2 动态畸变模拟装置

动态畸变模拟装置是用来模拟脉动压力对压缩系统稳定性的影响,试验目的是要建立喘振或失速发生时与最大动态畸变值之间的相互关系。目前国内外发展的动态畸变模拟装置有:随机频率发生器、离散频率发生器、孔板模拟器和旋流模拟器(南航)。

2 稳定性评定

发动机稳定性评定是推进系统设计和研制过程中的一个组成部分,是折衷处理发动机性能、寿命、费用与稳定性之间互为矛盾的一项技术指标,稳定性评定必须不间断进行,评定结果应及时地提供给进气道和发动机的设计人员以改善进气道和发动机的结构设计。经过20

多年的努力,已制订出较为统一的稳定性评定方法。稳定性评定要确定进口有无畸变条件下的发动机喘振裕度;要确定发动机安装因子和其他因子对发动机不稳定性影响,只有评定了全部降稳因子,才能正确的认识进气畸变对稳定性的影响,所以总压畸变对发动机不稳定性影响是发动机装机稳定性的一部分。推进系统稳定性评定的总目标是:

向飞机和发动机的设计师提供必要的数据,以确保飞机的适用能力不会受到推进系统稳定性的制约。

发动机和飞机的设计人员根据稳定性评定结果不断完善进气道和发动机的结构设计。使推进系统有更好的相容性能力,满足各种飞机改型的需要。

向计划管理部门提供相容性研究计划,以安排研制经费及周期。

在推进系统发展过程中应及时的、不间断的进行稳定性评定。

2.1 现行评定方法

经过20多年的努力,适用性工程师已经制定出稳定性评定程序:

- 飞机承制方要提供缩尺或全尺寸进气道关键的畸变指数及图谱。

- 研究飞机的飞行状态,确定进气道畸变极限,并给出以下参数:

- a. 飞行马赫数和高度;

- b. 飞机的攻角和侧滑角;

- c. 进气道流量裕度;

- d. 稳态和动态流动干扰;

- e. 地面工作时侧风影响;

发动机承制方根据进气道的试验结果研制畸变网(板)。

- 在压气机试验器上测定有无畸变条件下的压气机特性。

- 油门杆位置、飞行马赫数和设计一定的关键工作状态下,计算全部降稳因子对喘振裕度的影响。

- 用畸变网(板)或模拟器在试车台上进行稳定性的验证性试验。

- 飞行试验。

稳定性评定应考虑发动机上的每个压缩部件,考虑推进系统的特殊性,根据稳定性问题复杂程度、可利用的资料和费用来确定评定方法。稳定性评定在很大程度上取决于经验,即发动机的畸变容限是由装有合适测量装置的发动机试车所确定的,而不是用部件试验数据和适当的发动机模拟计算得到的。

尽管畸变的稳定性评定对不同的推进系统有各自的特性,其评定程序也有所不同,但评定方法都是类似的。即:在飞机的包线范围内的各个关键点上预计用掉的喘振裕度、发动机的畸变容限、气动界面畸变允许值所要求的喘振裕度。为了使稳定性评定更有意义,降低喘振裕度的全部降稳因子必须予以考虑,降稳因子所引起的喘振压比损失与换算转速和换算流量的关系可以是累积的,也可以是试验的或者是分析研究的。

2.2 蒙托卡诺评定方法

上面介绍的评定方法是AIR1419建议的方法,被工业界所接受,俄罗斯也采用的这种方法

法。但AIR1419承认,这一方法简化了发动机的实际过程。在1991年美国空军系统司令部气动力分部的CSAViNiA与Russell提出了用蒙特卡诺法来计算剩余喘振裕度。用AIR1419的方法在计算剩余喘振裕度时,有时会出现负的剩余喘振裕度。从而会耗费飞机和发动机设计师许多精力,反复协调折衷处理发动机的性能和稳定性问题,以减少负的剩余喘振裕度。蒙特卡诺方法认为:进气道流场按“最坏”的畸变指数计算喘振裕度损失,同时又加上其他降稳因子的影响如主燃烧室和加力燃烧室瞬变压力脉动峰值的影响;对随机因子如发动机之间的差异,控制器容差和变几何控制装置容差的平方和求根的方法进行处理,这种计算方法过于保守。实际上这些影响因子对飞机的大部分飞行任务来说,不是同时发生的,在数值上也不是最坏的情况。实质上,这些降稳因子与喘振裕度损失的关系是随时间分布的。飞机遇到这种“最坏”的情况是极少的事件(所谓“最坏”的情况是指在机动包线极端条件下遇到的状态)。所以蒙特卡诺法就是将发动机的喘振概率与飞机的用途,环境条件、飞行姿态、发动机本身的变化建立起相关关系。

3 性能评定

进口总压畸变的发动机性能评定,是指在选定的进气道/发动机工作条件(H, M, n)下,建立气动界面处流场畸变对发动机推力、燃油消耗量、空气流量和加减速时间的定量计算程序。计算结果要通过试验验证,以确定进口总压畸变对发动机性能的影响。

3.1 性能评定方法

根据不同类型的推进系统研制情况,决定发动机性能的不同的畸变评定过程。性能评定的结果可直接表示为气动界面畸变条件下的发动机安装推力、燃油消耗量、空气流量及其它有关性能参数的变化,或者直接表示为性能损失敏感因子(推力损失%/面平均总压恢复损失%),或当量均匀流的发动机性能变化(——%——%, ————%),有时为了某种目的,需要扩大评定范围,要求将一些畸变值和图谱条件下的总性能变化与气动界面上的有关畸变基元或这些基元的组合建立相关关系。

性能评定主要包括性能计算和性能试验两个方面。

3.1.1 性能计算

性能计算包括以下内容:

- 利用估算的或经验的发动机部件数据计算无畸变时发动机的基本性能;
- 按气动界面处面平均总压计算的安装性能;
- 按有畸变的部件特性计算发动机的安装性能。

3.1.2 性能试验

性能试验是性能评定的一个重要组成部分。发动机性能计算必须得到有畸变的发动机性能试验和部件试验的支持,用试验结果来验证畸变对发动机性能的影响。计算和试验工作是相互交叉进行的,它们不分先后,互为补充,不断地完善和发展。有畸变的发动机和部件试

验为建立和验证畸变对发动机安装性能的影响提供了重要的数据。

根据我国目前的试验设备情况,性能评定中主要可以进行发动机的以下验证试验项目:

- a. 在地面台和连接式高空台上进行无畸变的发动机非安装性能试验;
- b. 在地面台和连接式高空台上模拟气动界面畸变的发动机安装性能试验(包括引气和功率分出);
- c. 装机的发动机飞行试验。

在进行发动机性能评定的验证试验时,需要考虑以下几个问题:

a. 畸变条件下进气总压不均匀会使发动机各截面温度场发生变化,这将影响控制系统中传感器的压力和温度信号,从而引起发动机性能的显著变化;

b. 性能试验结果在很大程度上取决于所用的测量技术、测量的重复性和精度,这就要考虑测量引起的性能误差和畸变对性能影响的相互关系。所以只有当畸变值高到足以使性能的变化大于测量误差时,才考虑进行有畸变的性能试验。对试验结果要进行置信度分析;

c. 性能试验采用的图谱应与飞行时遇到的典型图谱相一致;

d. 在进行网格模拟试验时,要考虑网格损失可能导致发动机尾喷口亚临界工作,而使发动机部件重新匹配对性能的影响,为了区别这种影响应在一定的流量范围内进行均匀的网格试验,考虑畸变网损失对性能的影响,以提供符合试验标准的性能评定数据。

畸变试验的主要目标是确定进气道出口总压畸变特征,并定量地确定总压畸变对发动机稳定性和性能的影响,验证推进系统稳定性和性能的评定结果。为此,必须按推进系统的特定要求拟定试验范围。

4. 试验

4.1 发动机和发动机部件试验

在建立和验证进气道对发动机性能和稳定性能影响的最初阶段(设计阶段)需要进行发动机和发动机部件试验。这些试验按进气道/发动机气动界面的状态分为以下三种:

- a. 均匀稳定流场试验;
- b. 稳态总压畸变试验;
- c. 动态总压畸变试验;

4.1.1 均匀稳定流场试验

均匀稳定流场试验用来确定发动机及其部件的基准性能和稳定性。均匀稳定进气条件是指稳态,动态总压和总温畸变小。

4.1.2 稳态总压畸变试验

稳态总压畸变试验,用来确定典型的和模拟畸变图谱对发动机及其部件性能和稳定性的影响。用典型图谱的试验来确定发动机的基本敏感度特征;用模拟畸变图谱的试验来确定发动机的性能变化,以及由于飞行中进气道畸变图谱所造成的稳定性损失。模拟畸变图谱是根据所选定的进气道的试验结果建立的。工业上,实际作法是采用稳态图谱模拟动态畸变峰值图谱,从而避免了在广泛的压缩系统发展试验中使用高响应测量仪器及数据采集系统。上述

试验可以在直连式高空模拟试车台上完成,只需要在压气机进口前大约一个发动机进口直径的位置设置稳态压力畸变发生器来模拟就可以了。

4.1.3 动态总压畸变试验

动态总压畸变试验的目的是评定随机的和离散频率的压力脉动对压缩系统的稳定性和性能的影响。动态畸变的分析技术与稳态畸变的分析技术基本上是类似的,只是需要模拟量或数字量的数据处理系统对进口压力数据进行滤波,以便使滤波后的数据和压缩系统的动态响应特征相匹配。最终建立压气机喘振压比损失与最大动态畸变指数之间的相互关系。一般情况下,低通滤波器的截止频率取 $1/2$ 至 1 倍的压气机转速就能满足评定现有大多数发动机对进口总压畸变响应。

4.2 飞行试验

飞行试验是最终证明推进系统工作情况,在飞行和机动包线范围内检验推进系统性能、稳定性和结构完整性。由于在飞行中通常不测量发动机的喘振边界,故推进系统的稳定性检查是飞机飞行到“飞机/发动机不喘振极限”的方法来证实。飞行试验是从低速到超音速,从额定飞行高度和飞行姿态逐渐扩大包线范围的极限值。

在气动界面上,可以安装稳态和高响应测量仪表,在发动机上安装仪表,测量发动机内部性能和飞行时的推力。飞行试验是验证风洞试验数据所预测的性能和畸变量。

4.3 稳定性验证性试验

稳定性评定验证的有效性是在逐步试验中形成的。通过单台发动机或发动机部件试验,不可能对所有产生不稳定影响的因子作出定量分析,致使研究计划中各重大阶段的稳定性评定只能建立在当时有效试验数据的基础上。因此,为了最大限度地使用这些试验结果,必须仔细控制试验计划,稳定性评定是根据推进系统在给定的各工作状态下的试验检查作出的。

下图示出一台典型的涡轮发动机喘振边界的不稳定因素。通常,在履行发动机合格鉴定试验时,不必进行故意的喘振试验,因为存在着损坏结构的危险性,并将延误使发动机的合格鉴定试验。因此,在完成了部件和发动机发展计划试验时,必须确定出压气机的喘振线和发动机的稳定裕度要求,在进行合格鉴定试验时,可以验证调节要求和畸变影响引起的工作线偏移。在预测的最高工作线上和喘振线以下的范围内,发动机应能在任何实际使用状态正常工作。

4.4 性能验证性试验

为了证实进口总压畸变对发动机的推力,燃油消耗量和空气流量的影响,需要进行性能评定的试验验证。在许多情况下,发动机试验最重要目的是在进口畸变条件下评定发动机/调节系统的相互影响和发动机转速的再匹配特性。例如,当有或无进口畸变,发动机工作在不同的工作状态,它的最大功率性能可能受到调节系统的限制,或者在一个先定的推力值下,发动机的性能可能随转速的再匹配而变化。

性能试验是在规定的发动机和环境边界条件下进行的。对于气动界面上的规定畸变图谱,进口畸变的影响可以根据安装推力、空气流量和燃油消耗量计算出来,或者对于这个图谱根据均匀进气条件下的推力、空气流量和燃油消耗量的变化来估算,如果和试验测量误差

相比,进口畸变的影响较小,采用带和不带畸变图谱对比试验是理想的。这样能使测量系统误差的影响减至最小。在直连式试验装置中,进行带和不带进口畸变网的对比试验并不总是行得通的,这是由于人工安装畸变网时需要中断试验。在可能的情况下,应当采用特殊装置,在试验时达到短时间内自动更换畸变网。

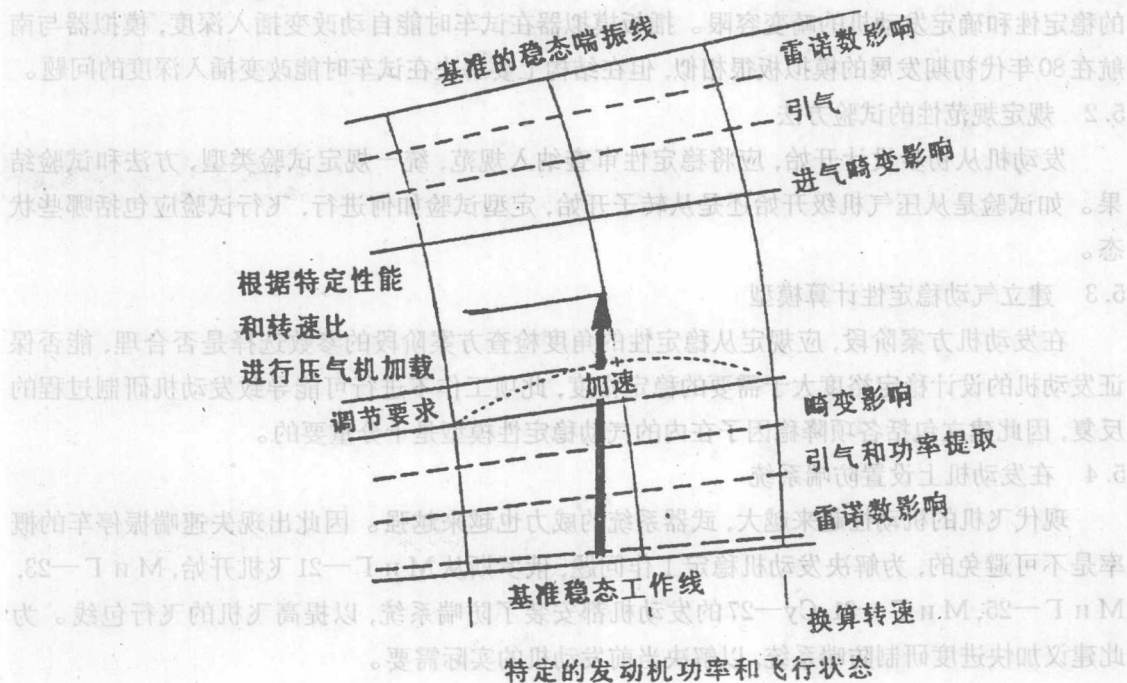


图 稳定性鉴定试验的基本要求

5 对贯彻我国现有《航空发动机进口流场畸变评定指南》的设想

科工委即将批准的《航空发动机进口流场畸变评定指南》是以美国 ARP1420 / AIR1419 为蓝本进行编制的。由于贯彻评定指南的细则西方仍处于保密之中,所以将要批准的评定指南的规定是原则的。与 ARP1420 配套的 AIR1419 《燃气涡轮发动机进口流场畸变评定方法》是将美国各家飞机发动机公司及研究部门研究概况汇集在一起,而未将工程上接收的方法分离出来。对关键技术又处于保密状态,无疑这对贯彻评定指南带来了许多困难,现对在发动机研制过程中的贯彻指南几个问题的设想介绍如下:

5.1 畸变发生器的选型问题

七十年代初西方航空界发现了流场畸变是造成压气机失速空中停车主要原因之一,各个厂家随即开发了再现流场畸变装置。先后研制了各式各样的畸变模拟器:网格装置、空气射流畸变发生器、随机频率发生器、离散型频率发生器、模拟板。到八十年代初 SAE S-16 的 ARP1420 / AIR1419 推荐采用最经济、操纵简单、安装方便,安全可靠的网格模拟装置。该装置被工业界所接受。如西欧四国联合研制的“旋风”号飞机,就用网格来进行发动机试验。

这项研究,在“八五”期间已作安排,希望能推广使用。

但鉴于我国研制、生产、使用的发动机是以俄罗斯的发动机为原准机为基础引进发展的,或是与俄罗斯进行技术合作的产品,因此在进行发动机的稳定性评审时,建议采用插板模拟器,尤其对批生产厂和翻修厂更为重要。按俄罗斯规定批生产厂和翻修厂要检查发动机的稳定性和确定发动机的畸变容限。插板模拟器在试车时能自动改变插入深度,模拟器与南航在80年代初期发展的模拟板很相似,但在结构上要解决在试车时能改变插入深度的问题。

5.2 规定规范性的试验方法

发动机从初步设计开始,应将稳定性审查纳入规范,统一规定试验类型、方法和试验结果。如试验是从压气机级开始还是从转子开始,定型试验如何进行,飞行试验应包括哪些状态。

5.3 建立气动稳定性计算模型

在发动机方案阶段,应规定从稳定性的角度检查方案阶段的参数选择是否合理,能否保证发动机的设计稳定裕度大于需要的稳定裕度,此项工作不进行可能导致发动机研制过程的反复,因此建立包括各项降稳因子在内的气动稳定性模型是十分重要的。

5.4 在发动机上设置防喘系统

现代飞机的机动性越来越大,武器系统的威力也越来越强。因此出现失速喘振停车的概率是不可避免的,为解决发动机稳定工作问题,俄罗斯从Миг-21飞机开始,Миг-23,Миг-25,Миг-31,Су-27的发动机都安装了防喘系统,以提高飞机的飞行包线。为此建议加快速度研制防喘系统,以解决当前发动机的实际需要。

参 考 文 献

- [1] SAE Aerospace Recommended Practice, Gas Turbine Engine Inlet Flow Distortion Guidelines, Society of Automotive. ARP 1420, March 1987
- [2] SAE Aerospace Information report. Inlet Total-Pressure-Pressure-Distortion Consideration for Gas-Turbine Engine. Society of Automotive Engineers, AIR 1419: MAY 1983
- [3] Gordon C Oates, Aircraft Propulsion Systems Technology and Design. AIAA Education Series
- [4] 黄熙君, 几种进气道畸变指数的分析和模拟, HJB 860442
- [5] 吴大观主编: 涡轮风扇发动机及其系统的性能研究, 国防工业出版社 1986.12
- [6] GJB241 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范
- [7] MIL-E-87231 航空涡轮风扇发动机军用规范 1987
- [8] 《西欧军用飞机的进气道/发动机相容性评定方法》译文集
- [9] ARD S0026 平面波现行评定方法
- [10] 丁. 塞. 登. E. J. 戈德史密斯 进气道空气动力学 1992.3 601所

- [11] Gorden. C. Oates. Aircraft Propulsion Svstems technology and design
- [12] ASME 91-GT402 A global approach in evaluating inlet /engine Compability
- [13] 俄罗斯对发动机进口流场畸变评定技术的规定
- [14] AIAA No72-1099 A Procedure for estimating limited instrumentation
- [15] AE0C-TR-74-121 Staeistical Predic tion of macimum Time-Variant inlet distortion level
- [16] AIAA No 76-705 Determonation of maximum instantaneous distortion Patterns from statistical Properties of inlet Pressure data
- [17] NASA-TMX-73-145 Estimating maximum instantaneous distortion from inet total Pressure and PSD measurement.

进气道进气畸变对压气机性能影响的分析研究

庄表南

摘 要

本文在收集了大量的国内外有关进气道进气畸变对压气机性能影响的文献和资料的基础上,综述了进气畸变对压气机性能的影响,并进行了分析研究,提出了抗进气畸变的方法;并对我国如何开展这项研究工作提出了一些设想和建议。

1 引言

1.1 进气畸变问题的提出

自从60年代末期美机F—111在试飞中发生了发动机在空中喘振故障以后,美国有关厂家和研究机构进行了大量的地面和空中试验,最后认为事故是由于进气道出口流场畸变过大,使压气机失去了稳定性。这一事实同时也引起了国际航空界对进气道与发动机的流场匹配的重视。随后发展的一些机种如协和号和F—15, F—16等均曾作过大量的流场匹配的地面模拟和空中试飞试验。目前这些试验已成为新机发展中必不可少的项目。

1.2 进气畸变的产生

众所周知,进气道/发动机相容性是新型先进飞机研制过程中遇到的最严重问题之一。飞机在使用过程中,特别是超音速飞机,经常由于种种原因,如大的机动飞行姿态(大攻角、大偏航等)、吸进废气(发射武器、编队飞行和开反推力装置等)、和进气道/发动机工况不匹配严重偏离设计状态(进气道不起动、进气道“嗡鸣”、进气道扩压段内结尾波与附面层干扰等)等,往往会造成发动机进口截面气流严重不均匀和压力脉动,即所谓进气道进气畸变或称进气畸变。一般,由于前面两种原因造成的畸变称“稳态畸变”,而有最后一种原因造成的畸变称“动态畸变”。

1.3 进气畸变造成的恶果

进气畸变会引起发动机压气机系统的稳定性余度(失速余度)大大下降;会引起压气机叶片振动、颤振、甚至叶片折断。在严重畸变情况下,会出现压气机全台失速,发动机喘振,以致燃烧室熄火,空中停车等严重事故。因此,进气畸变往往是限制飞机完成机动飞行包线的决定性因素。总之,进气畸变对压气机性能的影响是近十几年来国内外在新机研制中,得到了极大的重视,花费了大批人力、物力,取得了一些重大的成果,今后在这方面仍然要继续研究和不断改进。

1.4 研究进气畸变的方法

研究进气畸变对压气机性能的影响,可以从理论分析和实验研究二个方面着手。理论研

究方面有: 平等压气机理论, 进口无畸变和有畸变时失速点的模拟技术, 激盘理论和压缩系统理论等。实验研究是用试验方法测定和分析研究涡轮喷气发动机压气机对进气畸变的气动响应, 把发动机的不稳定性与进气压力畸变(畸变指数)连系起来; 分析进气畸变对发动机压气特性的影响和对压气机在失速线上出现的不稳定性的(失速或喘振的状态)影响。本文先介绍进气畸变流场的模拟技术, 再介绍用实验方法研究进气畸变对压气机性能的影响, 最后阐述抗畸变的方法和提出我国如何进一步开展此项工作的一些设想和建议。

2 进气畸变流场的模拟技术

进气道与发动机匹配的模拟试验曾有多种方式: 有用足尺寸的进气道与发动机推进风洞中进行联合试验的, 这种方法是最直接而有效, 但耗资极大; 另外也有将进气道与发动机在高空台中联合进行自由射流或半自由射流试验的, 如英国人试验协和号和美国人试验F-15。这种试验耗资比前者为小, 但为数也相当可见; 再者也有利用飞行试验台作试验的, 当然这也是耗费相当大的。最经济的办法是将发动机前面加上一个进气畸变模拟装置, 放在高空台及地面台里做实验。这种进气畸变模拟装置的作用是使进气通过模拟装置后, 在发动机进口前方产生和进气道出口流场有相等的畸变效果流场参数, 如流场畸变以DC60来衡量, 则是说使模拟装置后的DC60与进气道后的DC60相当。下面首先介绍这种模拟技术。

2.1 模拟板技术

模拟畸变装置往往多有网格做成, 近年来发现动态畸变对压气机喘振边界的移动影响甚大, 而一般的网格所能产生的气流紊流度都达不到飞行时进气道出口截面上紊流度的水平。为了能同时满足动态畸变的模拟, 国外有人提出采用一种模拟装置, 即利用一些不同形状尺寸和位置的板去产生所要求的稳态和动态畸变, 这种装置就叫做模拟板。

2.1.1 模拟板的模拟要求

一般稳态畸变的模拟是要模拟畸变指数DC60的要求和每圈周向总压分布按傅利叶级数展开的前三项的系数要求以及测量截面上流场总压分布的要求。从大量的文献中可知, 在模拟中应将DC60和傅利叶系统的要求放在重要的地位, 其中尤其要突出DC60。因为, 若模拟板的DC60和实际飞行时进气道出口流场的DC60相等, 则就是说对压气机喘振的影响方面模拟板能代替进气道的作用。换一句话说, 通过模拟板的实验可以预测发动机在飞行范围内是否能稳定工作。

动态畸变的模拟即除了要进行稳态畸变模拟外, 还要校核在模拟板后的紊流度水平是否符合要求。

2.1.2 模拟板的实验装置及测量装置

模拟板的实验装置有各种形式。下面介绍的是南京航空航天大学进气道研究室的吸气式模拟板实验装置(图1)。该装置的结构很简单, 在吸气设备上装一弯管, 进气经过一段整流装置后进入模拟板。用转靶测量其尾流中测量截面处的总压分布和静压。转靶的转角由伸出弯管外的转靶尾端读数器读出。管内的流速是通过弯管后的一个旁路阀门加以调整(此阀门在图1中表示出来)。实验时未扰动的M数维持在0.5附近。实验设备内安放模拟板截面处的直

径为 $\phi 110\text{mm}$ 。转靶离模拟板的距离为 $L=110\text{mm}$ ，也可做其他 L 值的实验，如 $L=220\text{mm}$ 的实验，用以进行比较。测量系统采用了 SYD—1 传感器，JX—100 巡回检测仪和 LS—5 自动打印装置。

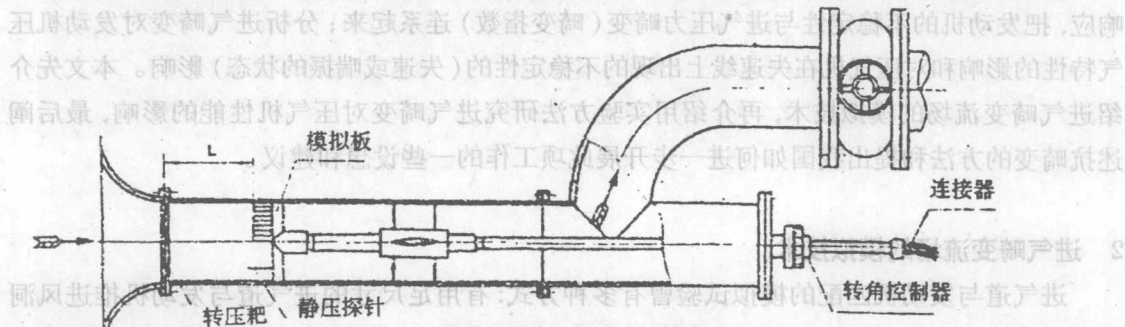


图1 模拟板实验装置

模拟板后的动态畸变测量系统：为探讨模拟板后的动态畸变是否已达到实际飞行中进气道出口水平，一般采用以气流紊流度作为衡量动态畸变的依据，并进行了紊流的测量，紊流度是等于 $\frac{\Delta Pr. m. s}{P^*}$ 。它的计算方法是先用微型传感器测得功率密度随频率变化的曲线，

$$P^* \times 100\%$$

然后取极限频率以内的曲线下的面积的平方根算到 $\Delta Pr. m. s$ 。动态畸变的测量系统如图2所示。

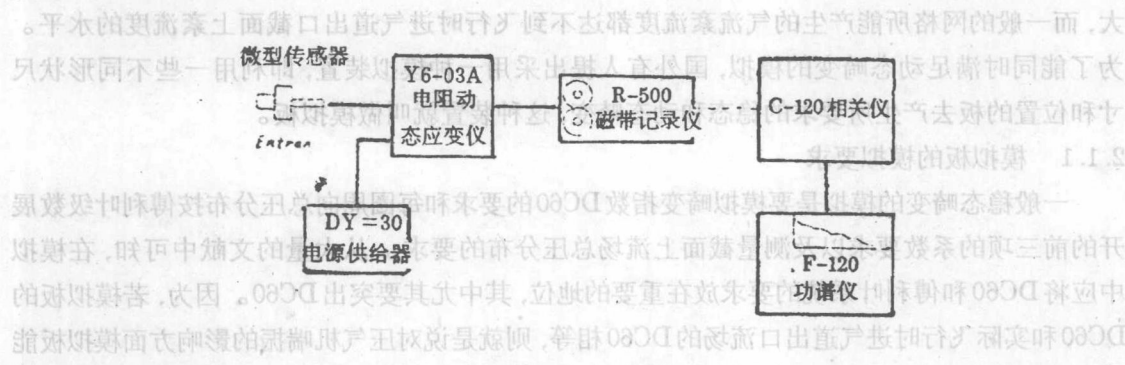


图2 动态测量系统

该系统包括 3mm, Entrom 微型传感器, R—500 磁带记录仪, C—120 相关仪和 F—120 功率谱仪。

2.1.3 几种试验模拟板构造

- (1) 单个模拟板的构造，如图3所示。模拟板宽度 b 可依据需要变化，取 $b=6\text{mm}, 8\text{mm}, 10\text{mm}, 12\text{mm}, 14\text{mm}$ 五种宽度进行试验， $R_c=6 \times 10^{-3} \sim 1.4 \times 10^{-4}$ 。
- (2) 两平行模拟板的构造，如图4所示。
- (3) 截除中心的三块板构造，如图5所示。
- (4) 截除中心的四块板构造，如图6所示。

(5) 三级塔形模拟板构造, 如图7所示。

(6) 非径向模拟板, 如图8所示。

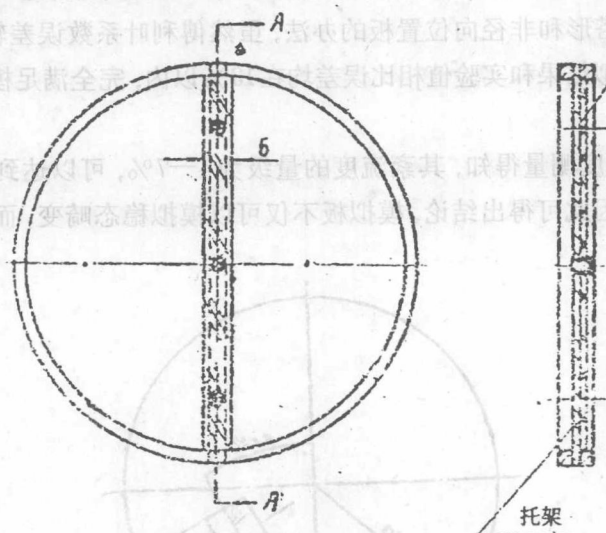


图3 模拟板的构造

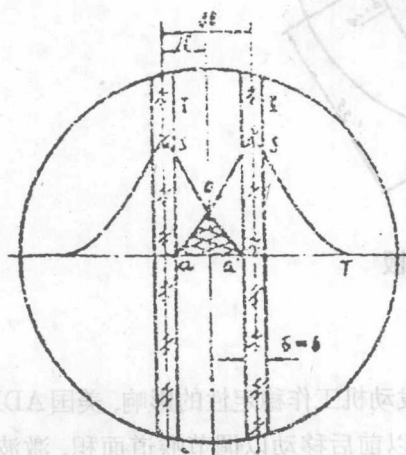


图4 两平等模拟板的安装

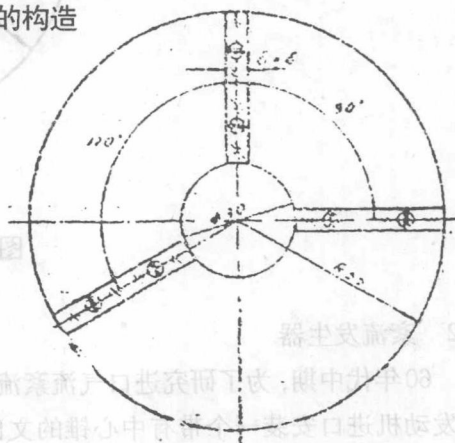


图5 截除中心的三块板

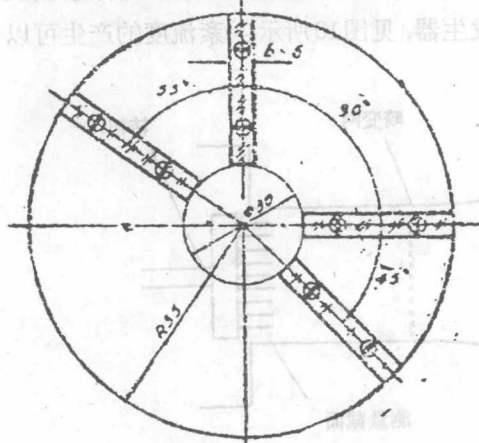


图6 截除中心四块板

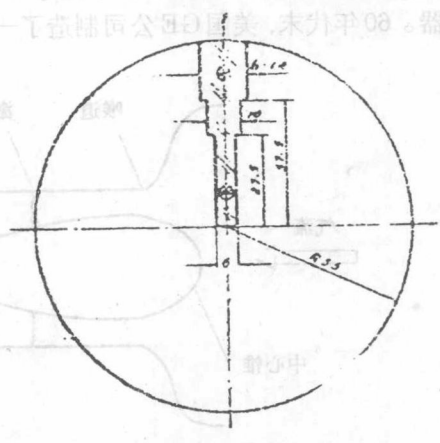


图7 三级塔形模拟板

2.1.4 模拟板试验的两点主要结论

(1) 从大量的实验中,已经初步找到了用数学模拟简单图形的单板和多板后流场的办法;并找到了模拟带阶梯的塔形和非径向位置板的办法,虽然傅利叶系数误差较大,但就模拟的主要方面DC60而言,模拟结果和实验值相比误差均在13%以内,完全满足模拟进气道出口的稳态畸变流场。

(2) 模拟板后的紊流度测量得知,其紊流度的量级为4—7%,可以达到飞行中进气道出口流场的紊流度水平。因此可得出结论,模拟板不仅可以模拟稳态畸变,而且可以初步模拟动态畸变。

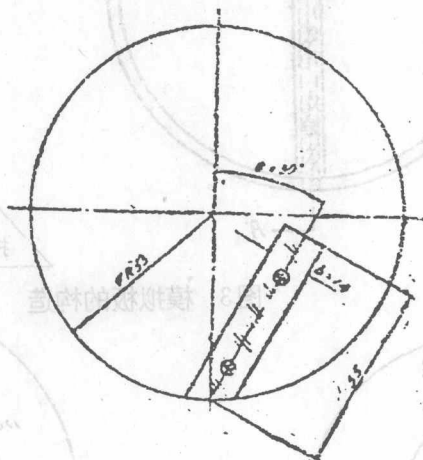


图8 非径向模拟板

2.2 紊流发生器

60年代中期,为了研究进口气流紊流度对涡轮喷气发动机工作稳定性的影响,美国ADEC在发动机进口安装一个带有中心锥的文氏管,中心锥可以前后移动以调节喉道面积,激波与附面层的相互作用,可以显著地提高气流的紊流度,见图9所示。这种装置称轴对称紊流发生器。60年代末,美国GE公司制造了一种二元素流发生器,见图10所示。紊流度的产生可以

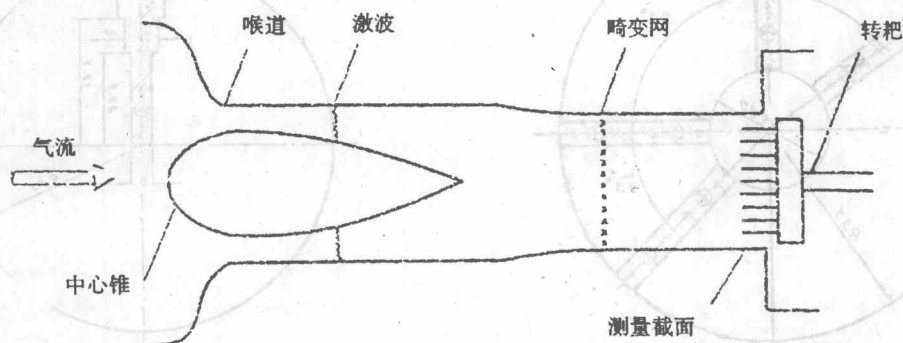


图9 轴对称紊流发生器