

关于未来进气道/发动机相容性技术的探讨

Investigation on Compatibility of Future Inlet / Engine

侯敏杰 叶巍 彭生红 / 航空发动机高空模拟航空科技重点实验室

导读:传统的进气道/发动机相容性分析方法可能无法适应未来先进飞行器的快速发展, 需要发展新的技术和方法。针对该技术领域所面临的挑战, 如相容性匹配技术和畸变模拟器面临的挑战, 动态畸变的模拟、旋流畸变模拟、耐久性试验及评估的高循环疲劳畸变发生器等, 应予以特别的关注。本文根据未来进气道/发动机相容性匹配技术的发展方向, 探讨了畸变发生器模拟的应对措施及其气动稳定性鉴定试验的相关问题。

关键词: 稳定性; 畸变; 模拟器; 相容性; 匹配

Keywords: stability; distortion; simulator; compatibility; matching

0 引言

在飞机推进系统工作过程中, 即航空发动机实际使用过程中, 飞机进气道出口流场均存在着压力、温度、速度等在空间和时间上的不均匀性, 即流场畸变。工程上把滞止压力的脉动或不均匀分布称为总压畸变; 把滞止温度的脉动或不均匀分布称为总温畸变; 把滞止压力和滞止温度都有脉动或不均匀分布称为总压/总温组合畸变。

对飞机进气道/发动机(进/发)相容性匹配问题的研究主要包括两个方面: 一是对发动机气动性能方面的影响, 即发动机对进气畸变的气动响应问题; 二是对发动机结构完整性方面的影响, 即发动机对进气畸变的结构响应问题。进气畸变会影响发动机的性能、可操纵性和耐久性, 造成推力损失、稳定裕度损失并伴随着潜在的喘振、旋转失速甚至熄火, 还会因高循环疲劳(HCF)而导致风扇和压气机寿命减少, 进气道与发动机的相容性匹配问题是影响飞机研制周期的关键因素, 而进气道与发动机相容性评定中

最核心的工作内容是发动机气动稳定性的评定^[1-3]。开展涡喷、涡扇发动机气动稳定性的试验研究, 建立合理的气动稳定性检查方法, 对航空发动机的研制和使用具有重要的意义, 是非常必要的。

1 进/发相容性技术现状

进气道与发动机流场匹配, 主要是指进气道出口流场畸变及其对发动机气动稳定性影响的评定, 流场畸变评定贯穿于飞机/推进系统研制过程的始终。

进/发相容性的大部分工作是推进系统的稳定性评定工作, 其总目标是要确保发动机的设计能满足飞机适用性的技术要求, 应向进气道和发动机设计师提供必要的的数据, 以便确定系统的工作能力和验证必要的结构更改, 向管理部门提供资料, 以便安排研制的时间和经费。为了保证评定的有效性, 稳定性评定过程必须是及时的、直观的和不间断的贯彻到推进系统研制的全过程。

过去30年来, 飞机、发动机行

业确立了诸多方法和标准, 用于试验和分析燃气涡轮发动机进气道畸变效应, 尤其是进/发相容性方面的性能和可操作性。现有方法一般通过考虑总压畸变、总温畸变、平面波, 单独或综合来描述进气畸变特性。但是, 已有的经验表明, 在气动界面(AIP)产生显著的涡流和总压畸变是不可忽略的一个重要问题。

通常, 发动机稳定性可以通过同等水平稳态畸变试验来确定。有大量的方法可用于模拟稳态进气畸变和时变畸变。使用最广泛的两种进口畸变模拟器是畸变网(图1)和空气射流畸变模拟器^[4](图2)。畸变网和空气射流畸变模拟器只能产生稳态畸变。但风洞试验结果表明, 时变畸变或旋流比稳态畸变更重要。过去的几年里, 为了能在直连式试验中模拟时变畸变, 研制了大量装置, 比如随机频率模拟器^[5]、离散频率模拟器^[6]和平面波模拟器^[7]。随机频率模拟器一般用分离气流产生波动, 其在本质上与进气道中的流动特点相似。离散频率模拟器通常利用气流周期性脉动来产生特

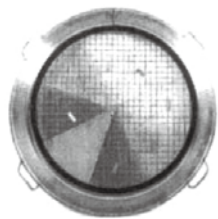
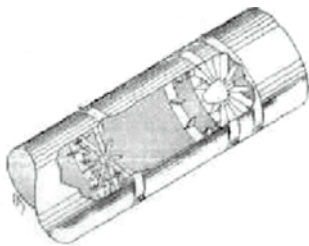


图1 典型畸变网和相应的畸变图谱

P. Paq/Paq



图2 空气射流畸变模拟器示意图



定频率波动。这些波动可以由带脉冲射流的空气射流畸变模拟器或转子-静子装置产生,但这些设备还没有得到普遍应用。

我国发布的进气道/发动机相容性匹配系列国军标,规定了在发动机研制阶段,通过获取各项降稳因子对发动机稳定性的影响程度,来研究航空发动机压缩系统气动稳定性和综合评估进/发相容性匹配能力。研究航空发动机气动稳定性就是要深入研究发动机出现不稳定工作状态的物理机制,确定发动机的稳定工作边界,探索扩大发动机稳定工作范围的方法。而研究畸变进气条件下发动机稳定工作范围,就是要深入分析畸变进气对发动机稳定工作边界影响的物理机理,计算进气畸变对发动机稳定工作边界影响的量级。

当前,在压力畸变试验方面主要采用可移动插板式畸变发生器,在地面台/高空台开展进气道/发动机相容性匹配试验验证,获取稳态和过渡过程的临界畸变指数、畸变敏感系数,以间接准则对相容性指标进行评估,该方法已在多个型号上开展了应用。温度畸变对发动机气动稳定性的评定试验工作在型号上则很少开展。

在高空模拟试车台上进行的压力临界畸变指数试验,能够满足使用状态换算转速的要求,同时考虑了低雷诺数对发动机气动稳定性的影响。目前,非

常关注对于最大高度、最小表速飞行状态下的高空台插板畸变试验问题,该飞行状态下的特征显示了发动机稳定裕度达到最小,更容易引起涡轮后的温度超温;加力燃烧室可能熄火,甚至无法点燃,发动机很易出现喘振。对于发动机的稳定性来说,这个区域发动机是处于非常危险的区域。

航空发动机应在各个阶段完成稳定性检查与评估工作,进/发相容性应由稳定性评定检查规范来保证,必须解决好各种降稳因子的需用稳定裕度与发动机可用稳定裕度的关系,进/

发相容性必须由发动机剩余稳定裕度做保证。鉴于进/发相容性问题的复杂性,尽管在高空台临界压力畸变试验中,含有的降稳因子最多,但仍存在着没有考虑到的降稳因子,如发动机间制造公差、控制容差、使用老化、大气阵风、温度畸变、冲击波等(见图3)。由于高空台上的临界压力畸变试验做出的稳定性结论尚不够全面,还需要进一步科学地评价其他降稳因子引起的稳定裕度损失,从而给出较充分可信的稳定性结论。

2 进/发相容性匹配技术面临的挑战

2.1 设计技术面临的挑战

未来战斗机将在更复杂的条件下飞行,要求进气道、机身与发动机在气动上能良好地匹配。首先是进气道与前机身的匹配。现代战斗机几乎都将进气道安装在前机身与中机身过渡

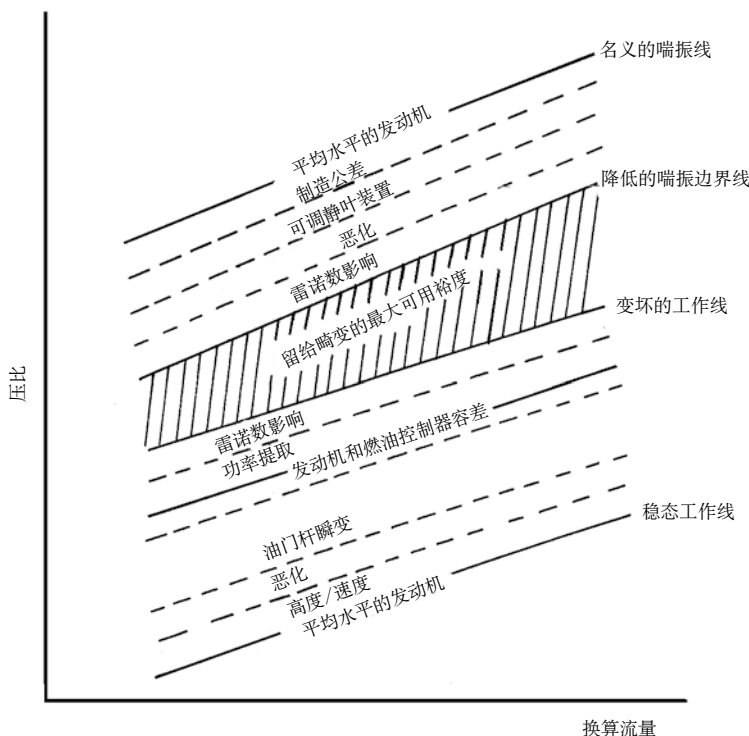


图3 典型的发动机降稳因子影响

区, 处在前机身的附面层区内, 从而会干扰进气道的流场。为消除附面层影响, 一般都采用有“隔道”的气动布局, 即在进气道与机身蒙皮之间留有足够的距离, 通过V形隔道清除附面层。虽然这种隔道式进气道有良好的气动特性, 但由于进气道与机身之间的附加空间及模线上的不连续性, 有可能成为新的雷达波反射源。因此, 对有隐身特性的战斗机, 最好是采用“无隔道式进气道”, 即采用更加紧凑耦合形式的进气道与前机身的气动布局, 在进气道唇口与机身之间不留间隔。

从隐身角度看, 进气道特别要防止飞机前端与发动机入口处在同一视线上, 这不仅是因为钛合金转子叶片有高的雷达波反射特性, 而且叶片转动本身对雷达波的反射有加强作用, 从而增加了被探测的可能性。为了提高进气道的隐身性, 可在进气道中引入雷达波阻挡器。一般来说, 进气道中这种隐身装置可能导致气动特性的损失, 特别是曲率越大的进气道, 这种损失越大, 选择何种减少损失的方法是多种因素的折中。

在进气道中, 由于引入雷达波阻挡器而带来的气动损失主要表现在平均压力损失增大和压力畸变水平增高, 后者还会因局部气流的分离而加重。这就给进气道的气动力专家提出了难题。因为用现代流体力学计算法和紊流模型还很难预测曲率进气道中的气流特性, 至少在有气流分离现象时是这样, 因隐身需要加装隐身装置时更是如此。

除了改进上述气流模拟和预测方法外, 控制和减少不良效应, 特别是气流畸变也是同样重要, 其重点是在几何形状复杂的进气道内的主动和被

动气流流场控制上, 如在曲率高的管道内装管道涡流发生器或用叶片式控制器进行控制。不过这些办法离实际控制装置应用尚有许多工作要做, 同时如何将这些控制装置与进气道中隐身用的叶片式装置结合起来应用也值得研究。

在进气道与发动机的匹配方面, 研究进气道气流畸变与发动机稳定裕度的关系也是一个重要问题, 因为目前用的方法多是经验性的估算, 精度不高。近10年来, 由于三维计算流体动力学设计程序的引入, 风扇压气机的设计和技术取得了长足的进展, 但战斗机发动机用的高载荷风扇叶片还很难将高的效率与大的喘振裕度结合起来, 如现代发动机的三级风扇要求压比从3增加到5以上, 用于喘振裕度大约为25%的发动机, 而峰值效率是在裕度大约为15%时出现。这种额外增加的裕度使风扇效率下降3%~4%。因此, 精确估算稳定裕度的影响因素至关重要, 而目前的估算法多是经验性的, 难以扩展到高性能风扇和压气机。

2.2 畸变模拟器面临的挑战

未来进/发流场相容性匹配技术面

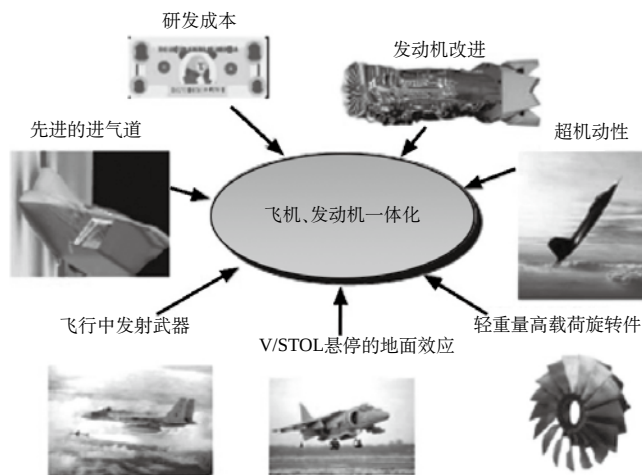


图4 进气道/发动机流场相容性匹配技术面临的挑战

面临的挑战归纳为7个方面(见图4)。

1) 研发经费和周期

第一个挑战是减少评定进/发相容性匹配性所需的费用和时间。采用模拟网方法需要进行广泛的分析, 选择具有代表性的几个峰值畸变模式。该方法要求针对每一个试验单独设计、加工和安装模拟网, 这些过程所需费用很高。研究人员一直寻求采用远程控制来设定理想的畸变模式。

2) 先进的进气道系统

隐身能力的要求导致进气道设计和设计理念的根本改变。进气道唇口与机身高度集成, 甚至与飞机一体化。S型进气道会引起外部机身较大的气流梯度, 甚至吸入外部附面层。由于气流曲线运动造成离心力, S型流道会带来二次旋流。因此先进进气道设计所产生的进气畸变与传统进气道相比, 在量级和分布上有很大的不同。若仍采用基于传统进气道经验研究的畸变评估方法来评定先进进气道, 会加大获取不充分乃至无效信息的风险。因此, 改进进气道模拟器应包括能重复产生进气道系统气流畸变特性的目标。

3) 超机动性

由于飞机气动性能、稳定性、控制及推进系统等方面的进步, 使飞机大大扩展了机动飞行的包线, 但超大迎角或侧翻可能引起进气畸变, 飞行参数的急剧变化会造成瞬态的畸变影响。因此, 进气道模拟器研制目标应包括超机动气流畸

变特性的模拟(包括随时间变化的特性)。

4) 空中武器发射

导弹发射可能造成吸入热燃气和喘振裕度降低。

5) V/STOL悬停地面效应

战斗机V/STOL能力也会导致热燃气吸入。由于地面盘旋效应使发动机热排气冲击地面并回流进入进气道。总温畸变降低发动机的喘振裕度,因此进气道模拟器的研究应包括热燃气吸入的模拟。

6) 轻重量、高载荷压气机级

随着气动、材料和结构技术的进步,使压气机朝着重量更轻、级数更少、载荷更大的趋势发展。先进压气机对畸变的气动响应和振动响应可能与传统经验有所不同。因此,进气道模拟器应能充分模拟畸变特性造成发动机及其部件在空气动力学或机械方面的响应。

7) 发动机性能改进

移动工作点更靠近喘振边界,可提高发动机性能。稳定性主动控制等技术可使发动机以更小的喘振裕度工作,进而提高工作性能。

3 发展方向

综上所述,现代战斗机进气道与发动机相容性匹配技术仍有不少需要解决的问题,这些问题必须在进/发相容性匹配任务中进行评估,并得到有效的解决。

目前在高空台开展的临界压力畸变鉴定试验,尚不足以全面的、科学的评价全包线范围内的进/发相容性。尽管这种试验方法可以评估诸如压力畸变、功率提取、过渡过程以及雷诺数效应等若干个降稳因子综合作用下的发动机稳定性,但其毕竟无

法再现降稳因子所引起的稳定裕度损失,进/发相容性的评价必须通过试验或理论预测量化每个降稳因子引起的稳定裕度损失,在筛选出来的恶劣工况点对发动机的气动稳定性做出综合评估。由此可见,发展高空台相容性鉴定试验评估技术也是未来的一个发展方向。

因此,相容性研究的一项基本任务就是要回答下列问题:如何精确定量地提出全包线范围内的发动机的稳定裕度指标要求;如何精确地确定发动机的气动稳定边界和原始可用稳定裕度;如何建立具有普适性的压气机扩稳理论和技术措施;在全包线范围内,如何采取发动机稳定性控制方法最大限度地发挥发动机性能。

相容性问题是—个需要兼顾发动机性能与使用环境的综合问题,实现稳定性指标要通过整机、部件多轮次的迭代设计,综合考虑气动性能和稳定性的折中关系,才能满足设计指标。对发动机而言,设计的关键是降低对进气畸变的敏感性;而对飞机而言,是最大程度的设计出满足性能要求,具有较小的进气畸变强度的进气道。最终相容性指标应通过试验鉴定完成考核。

AST

参考文献

- [1] GJB/Z 224—2005航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定指南[S]. 2005.
- [2] 刘大响,叶培梁,胡骏,黄熙君,航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定技术[M]. 北京:航空工业出版社,2004.
- [3] Overall B W. Evaluation of an airjet distortion generator used to produce steady-state total-pressure distortion at the inlet of turbine engines[R]. AEDC—TR—76—141,1976.

[4] Brimelow B, Collins T P, Pfefferkorn G A. Engine testing in a dynamic environment[R]. AIAA—74—1198, 1976.

[5] Lazalier G R, Tate J T. Development of a prototype discrete frequency, total-pressure fluctuation generator for jet engine/inlet compatibility investigation[C]. Proceedings of the Air Force Airframe Propulsion Compatibility Symposium, AFAPL—TR—69—103 1970.

[6] Reynolds G G, et. al. An experimental evaluation of unsteady flow effects on an axial compressor — p3 generator program[R]. AFAPL—TR—73—43, 1973.

[7] A current assessment of planer waves[R]. SAE S—16 Committee, ARD50026, 1995.

[8] Smith R E. Marrying airframes and engines in ground test facilities :an evolutionary revolution[R]. AIAA—95—0950, 1995.

[9] Ogorodnikov D A. Real-time simulation of maneuverable aircraft flight conditions on altitude test cell[R]. AIAA—93—1845,1993.

作者简介

侯敏杰, 博士, 研究员, 中航工业动力试验技术首席技术专家, 从事航空动力装置设计与试验技术研究。

叶巍, 博士, 研究员, 中航工业集团公司一级技术专家, 从事发动机气动稳定性设计技术研究。

彭生红, 高级工程师, 从事发动机气动稳定性试验与设计技术研究。