

DOI:10.16356/j.1005-2615.2017.03.001

航空发动机进气温度畸变研究综述

尤延铖 滕 健 郑晓刚 周驯黄

(厦门大学航空航天学院, 厦门, 361005)

摘要:进气温度畸变是影响航空发动机稳定工作的重要因素, 本文首先概述了航空发动机进气温度畸变的来源, 介绍了国内外围绕温度畸变引入机制开展的流动机理研究进展, 总结了进气温度畸变对推进系统部件和发动机总体的影响。其次, 分析了国内外现有的温度畸变模拟装置结构、工作原理与性能特性, 介绍了利用畸变模拟装置开展机理研究与工程应用研究取得的进展。进一步, 对比分析了各类温度畸变评定措施和评定标准, 介绍了进气温度畸变测试环节涉及的关键技术。最后, 列举了航空发动机进气温度畸变的抑制技术及针对温度畸变的发动机防喘控制技术, 分析了各种技术的优缺点。航空发动机进气温度畸变研究对发动机抗温度畸变设计和测试具有重要的指导意义。

关键词:航空发动机; 进气畸变; 温度畸变; 热流吸入; 喘振; 稳定裕度

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2017)03-0283-18

Review of Aero-engine Temperature Distortion Research

YOU Yancheng, TENG Jian, ZHENG Xiaogang, ZHOU Xunhuang

(School of Aerospace Engineering, Xiamen University, Xiamen, 361005, China)

Abstract: Inflow temperature distortion is an influential factor to determine the stable work margin of aero-engine. In current paper, an overview of temperature distortion introduction mechanism is first reviewed. Fundamental study concerning temperature distortion introduction mechanism is presented. Summarization is given about influence of temperature distortion on propulsion component characteristics and the aero-engine overall performance. Then comparative study is made based on currently applied temperature distortion simulation devices as well as their operation mechanisms. Progress made in both fundamental and applied research with the aid of temperature distortion simulation devices is introduced. In addition, inflow temperature distortion assessment methodology as well as corresponding standard is introduced with highlight on key techniques concerning temperature distortion test. Finally, techniques to mitigate temperature distortion on aero-engine are summarized and trade study is made upon those techniques. Aero-engine temperature distortion research will provide guidance for engine temperature resistance design and test.

Key words: aero-engine; inflow distortion; temperature distortion; hot gas ingestion; surge; stall margin

收稿日期: 2017-04-28; **修订日期:** 2017-06-02

作者简介: 尤延铖, 男, 教授, 博士生导师, 主要从事高超声速推进系统设计、空气动力学、计算流体力学等航空航天前沿国防科技领域的研究工作。参与多项国家科技重大工程和专项的研发, 先后发表学术论文 40 余篇, 国家发明专利 15 项, 获国防科技进步三等奖 1 项; AIAA 高级会员, 中国空气动力学学会理事, 中国空气动力学学会计算空气动力学专业委员会委员, 中国工程热物理学会流体机械委员会委员, 中国工程热物理学会爆震与新型推进专业委员会委员, 福建省力学学会常务理事。

通信作者: 尤延铖, E-mail: yancheng_you@xmu.edu.cn.

引用格式: 尤延铖, 滕健, 郑晓刚, 等. 航空发动机进气温度畸变研究综述[J]. 南京航空航天大学学报, 2017, 49(3): 283-300. YOU Yancheng, TENG Jian, ZHENG Xiaogang, et al. Review of aero-engine temperature distortion research[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017, 49(3): 283-300.

航空发动机的气动稳定性是评估发动机性能的重要指标,其要求发动机除了具备关键设计状态的优越性能以外,在整个飞行包线内均能够抵御降稳因素的干扰,保证足够的可用稳定裕度^[1]。进气畸变是影响发动机稳定工作的外部因素之一,其中,进气畸变又包括:压力畸变、温度畸变以及旋流畸变^[2]。从流动机理角度分析,进气道出口的压力、温度、气流角度的不均匀实际上是局部或者整体改变了气流密度的时间、空间分布,最终影响发动机的稳定工作。鉴于进气畸变对发动机稳定工作的重要影响,英美俄等主要航空大国对进气畸变开展了机理性、系统性的研究,并制定了相应的测试评估标准^[3]。在国内,南京航空航天大学、西北工业大学、燃气涡轮研究院等单位在压力畸变与旋流畸变的产生机理、模拟试验以及对压气机和发动机的影响等方面开展了大量研究并积累了丰富的成果^[4-13]。

除压力畸变和旋流畸变外,发动机抗温度畸变的能力直接决定了飞机的飞行性能以及任务能力。例如,现役战斗机均装配了空空导弹和重型航炮等武器,导弹发射排出的尾流和航炮射击时产生的高温气体可能被进气道吸入,导致发动机入口产生严重的温度畸变,严重时导致发动机空中停车^[14-15]。因此,随着现代飞机实际应用需求的不断提升,温度畸变对航空发动机稳定工作的影响日益突出。考虑到温度畸变问题的复杂成因和严重后果,有时为了保证发动机的稳定工作,不得不对机载武器的使用时机和使用方式做出严格约束,这极大地降低了飞机的作战能力,制约了空中力量的发挥^[16]。到目前为止,中国在航空发动机进气温度畸变方面的研究较为匮乏,对此类复杂问题的流动机理研究依然处于起步阶段,亟待丰富和完善。

本文对国内外航空发动机进气温度畸变的研究现状进行总结,重点回顾了进气温度畸变机理研究、温度畸变对发动机的影响,以及温度畸变的模拟测试三方面研究内容。本文的结构如下:第1节介绍进气温度畸变的来源以及产生机制,重点介绍围绕进气温度畸变开展的机理研究;第2节介绍进气温度畸变对发动机性能的影响,重点分析了对压气机的影响及对发动机整机的影响;第3节总结了主要的进气温度畸变模拟测试设备和测试方法,对比分析了不同模拟装置的优缺点;第4节介绍了各类提升发动机抗温度畸变能力的措施;第5节评述了航空发动机进气温度畸变研究发展趋势。最后总结并展望了进气温度畸变的研究方向和技术路线。

1 进气温度畸变来源及产生机制

进气温度畸变的引入有多种机理,根据热源的不同大体分为两类,一类是外部热源吸入,另一类是自身热源的再吸入。

1.1 外部热源的吸入

1.1.1 武器发射与多机飞行

最常见的外部热源吸入为飞机在武器发射时高温尾流的吸入,如图1(a)所示。武器发射时导致发动机进口温度畸变又分为两类,一类是火箭和导弹发射,这类武器的尾流特点是温度高、温度瞬间变大,同时,高温尾流流量较大;另一类武器为航炮,这类武器射击时产生的废气吸入进气道后将产生局部高温,吸入的废气流量小,但是会导致进气道出口温度急剧上升,压力下降,流量下降^[5]。针对这类热流吸入的机理研究可以通过两种方式开展,第一种方式为数值仿真,模拟火箭尾流特性,获取尾流射流在大气中的膨胀传播特性,或者直接对飞行器和武器整体建模,模拟整个武器发射过程最终获取热流吸入对飞行器的影响规律。Sharma等^[17]对不同喷管落压比下某导弹模型在马赫0.9~3.0尾流结构特征的数值仿真表明,尾流核心区范围同时受落压比和自由来流速度影响,控制尾流对下游流场的影响距离需要匹配喷管落压比和自由来流马赫数。Lee等^[18]则通过控制火箭喷管出口型面来控制超声速飞行中导弹的尾流特性,通过优化喷管型面降低喷管出口激波附面层干扰,抑制流动分离以增强导弹飞行过程中稳定性,最终实现尾流对下游影响范围的控制。李华等^[19]运用动网格技术并采用RANS数值模拟,针对超声速飞行战斗机武器发射过程开展了动态数值仿真研究,通过监测导弹从进气道下侧以 20 m/s^2 的加速度飞行过程中进气道质量流量以及面平均温度的变化,评估了进气道气动参数随时间的变化规律。采用数值仿真方法能够以较低的成本获取武器发射时高温尾流被进气道吸入的全部过程,在型号初步设计阶段能够为导弹发射点位置选取及进气道结构优化提供重要信息^[15]。第二种方式为地面模拟,通过将发动机置于简化的管道中,利用环形喷射圈或者射流管把火箭发动机高温尾气引入简化管道中最终在发动机进口平面形成温度畸变场。左汉中^[20]通过地面设备模拟了大力鼠火箭发射时发动机入口平面温度场变化。地面模拟的方式实质上是利用导入简化管道中喷管的布置实现发动机进口平面温度畸变场的模拟,但不能还原进气道入口至出口之间的真实流场。另外,战斗机在格斗时相互追击以及多机编队飞行时(图1(b))发动机的排

气吸入也是导致进气道温度畸变的重要来源。程学东^[21]等对大编队飞行中发动机的排气尾流成因及特性进行了分析并指出,涡喷发动机尾喷流的强度与发动机推力大小成正比,对下游流场的影响范围有限。发动机排气尾喷流在喷管出口温度高、流速很大,在向下游的发展过程中流速迅速降低,通过与大气的掺混温度也急剧下降。蔡晓春等^[22]通过对高空 8 km 飞行马赫数 0.8 的飞机简化模型数值仿真得到,尾喷流速度场在离开喷管出口后迅速衰减,但是浓度场(CO_2)衰减较慢。于芳芳等^[23]通过数值仿真和地面试验验证,某发动机尾喷流核心区温度在距离喷管出口 10 倍直径位置已经下降至出口温度的 25% 左右,尾喷流对下游流场的影响范围不超过喷管出口直径的 50 倍。

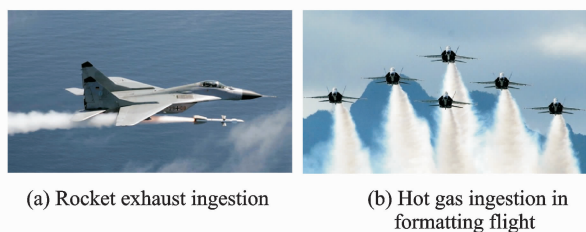


图 1 武器发射与多机飞行时热流吸入
Fig. 1 Hot gas ingestion through rocket firing and formatting flight

1.1.2 弹射起飞与救援作业

舰载机为了实现短距起飞常常会使用蒸汽弹射装置,从甲板上泄露的高温蒸汽可能被飞机进气道吸入(图 2(a)),造成严重的温度畸变。Klepper^[24]等将一维多项流模型与一维平均线压气机模型耦合,建立了针对压气机蒸汽吸入初步性能评估的计算模型,其中,一维多项流模型考虑中蒸发和冻结相变模型考虑传热和传质。针对某典型 8 级高压轴流压气机的分析中,进口流体属性包括干空气、水蒸气和液态水。分析结果表明,蒸汽吸入会导致多级压气机从前往后每一级的气流入射角增大,迫使级间重新匹配,并且影响原因中,由于液态水进一步蒸发相变导致的传热占主导,而吸入蒸汽后流体属性变化(气体常数,比热比)的影响较

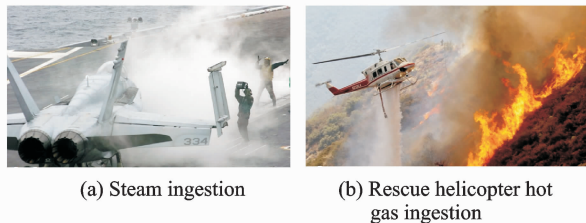


图 2 弹射起飞蒸汽吸入和直升机救援作业时热流吸入
Fig. 2 Steam ingestion and rescue helicopter hot gas ingestion

小。另外,作业飞机进行灭火或者火灾现场救援(图 2(b))时可能吸入高温热流,在海上石油作业平台的飞机也可能吸入平台高温燃气。

1.2 自身热源的再吸入

1.2.1 短距/垂直起降

发动机/飞机自身热源的再吸入包括如下几种情况:短距/垂直起降飞机在近地面起降时,矢量喷管朝地面喷出尾气,撞击到地面的尾喷管射流相互作用形成射流喷泉垂直地面向上流动,被位于喷管上游的进气道再吸入(图 3(a))。与此相似,直升机起降时,发动机尾喷管排气受到旋翼的下洗冲击地面,冲击地面的热尾气再次被位于前段的进气道再吸入(图 3(b))。

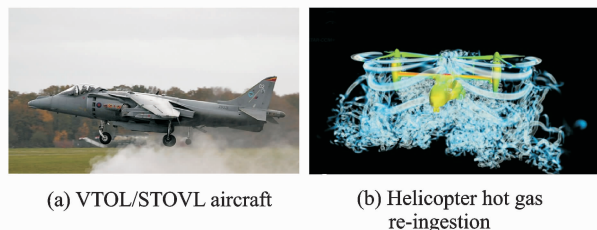


图 3 短距/垂直起降飞行时热源再吸入
Fig. 3 VTOL/STOVL aircraft and helicopter hot gas re-ingestion

20 世纪 60 年代,英、美等国投入重金研发高性能垂直/短距起降战斗机^[25-29](Vertical take-off and landing, VTOL; Short take-off and vertical landing, STOVL),为了取消飞机起飞和降落时对跑道的依赖,其采用了矢量喷管和升力风扇等装置实现直接从地面或者航空母舰夹板的垂直起飞/降落。在使用过程中,从尾喷管排出的高温燃气直接冲击地面,在近地环境中累积的高温尾气很容易被进气道再次吸入,如图 4 所示,此类飞机的近地热流吸入可以大致分为 3 种情况^[30],第一类为近场吸入,当多股从喷管入射地面的尾流交汇时,交汇区域的热流被向垂直地面方向挤压,产生上冲,形成热流喷泉,热流喷泉可能直接进入进气道或者入射机身最终被进气道吸入。近场热流吸入导致尾喷管排除的热流以最短的距离进入进气道,致使进气道几乎没有机会与更多冷态空气掺混,因此这类热流吸入对发动机造成的影响最为严重;第二类为横向流(侧风)吸入,主要由于热流喷出过程中主流与环境空气剪切产生的各种尺度含有热流的涡被进气道吸入,这类热流吸入受到涡产生的随机性的影响,吸入过程也难准确预测;第三类为远场吸入,远场吸入是由于热流入射地面向周围扩散之后受浮力的作用逐渐离开地面,在远场气流的夹带作用下再次被进气道吸入。远场吸入的气流由于已经

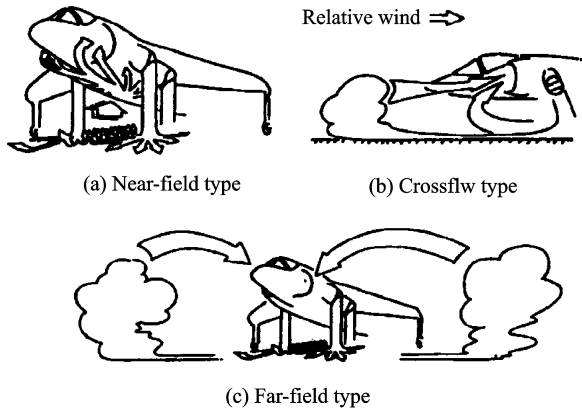


图4 垂直/短距起降战斗机热流吸入类型^[30]

Fig.4 VTOL/STOVL aircraft hot gas ingestion type^[30]

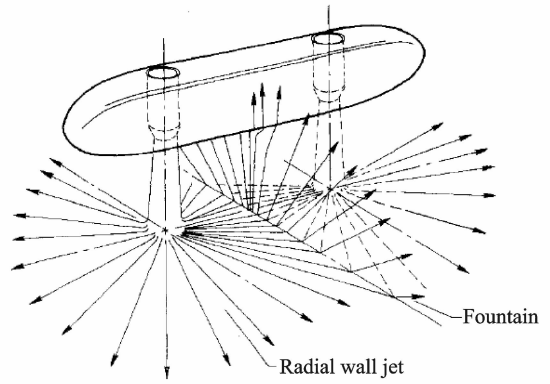


图6 热流喷泉的形成机理^[32]

Fig.6 Fountain formation mechanism^[32]

充分与环境空气进行了掺混,因此总体温度较低,对发动机的影响相对最小。

对垂直/短距起降一类飞机而言,近地飞行时,高温尾气的排出涉及多个关键气动问题,如图5所示,其中,热流吸入又是重中之重,关系到发动机的稳定工作、推力获取和飞机的安全起降等^[31]。根据上述3类热流吸入形式可以看到,近场热流吸入对发动机影响最为严重,而近场热流吸入的主要形式是“热流喷泉(Fountain)”。“热流喷泉”又称“热流上洗(Upwash)”,是近场热流吸入中重要气动现象,如图6所示。当两股或者多股独立喷出的热流在地面交汇,相互挤压形成的部分热流逆喷流方向的流动,通常情况下,热流喷泉直接入射机身下壁面或者流入进气道^[32]。

热流喷泉具有强烈的三维特性^[33],喷流冲击地面后热流向四周扩散,扩散过程涉及流体动量交换、掺混、对流以及热交换等基本物理过程,其流动形态复杂。早期的工程设计实践发现,热流喷泉的产生和流动形态受到喷管落压比、喷管出口距离地面高度、独立喷管数量、喷管轴线展开角度、地面边界层流动形态、地面迎风速度等多种因素的影

响^[34-37],从工程应用角度直接考虑真实环境中热流喷泉的产生和发展过程较为困难,而且难以揭示各种因素影响的流动机理。对热流喷泉和近场热流吸入的研究分为两个层次:第一个层次将矢量喷管或者高温燃气排放系统从飞行器中独立出来,单独研究高温射流与地面的相互作用;第二个层次考虑将高温射流系统与真实飞行器结合,建立完整的“热流排放-进气道吸入”系统,通过缩比模型或者简化模型研究热流排放吸入特性。

从第一个层面出发,为了深入认识射流与地面相互作用这一复杂流动现象,Kotansky等^[29]设计了一种简化的二维平面射流发生器,利用狭缝状的喷口产生二维膨胀的射流,如图7所示。理论分析和试验测试表明,射流喷嘴距离地面的高度对射流形态有决定性的影响,与常温射流不同,真实射流温度造成的环境温度梯度变化会导致气流所受浮力改变。采用简化缩比模型在低于真实射流温度下测试得到的结论需要做进一步缩比和尺度变化方面的考量才具有实用价值。

二维平面射流的研究有助于增进对射流与环境作用形成的剪切层发展、射流冲击地面后单向扩

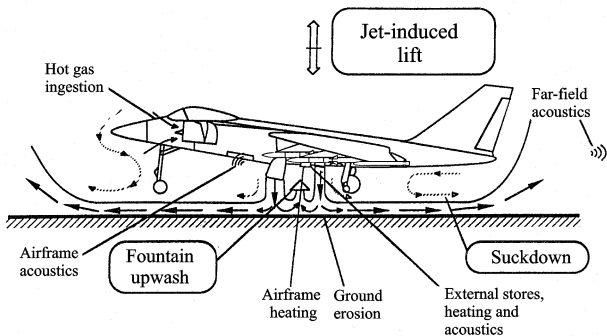


图5 STOVL飞机起降过程尾气排出涉及的关键气动问题^[31]

Fig.5 Key issues concerning STOVL aircraft exhaust during taking off and landing^[31]

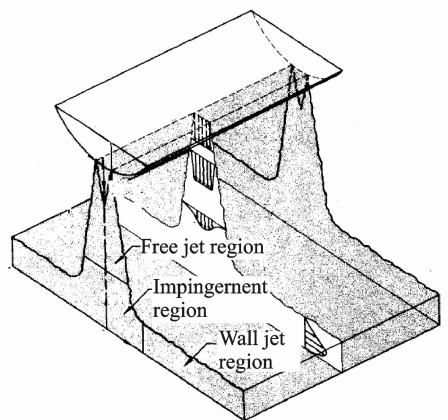


图7 二维平面射流试验装置示意图^[29]

Fig.7 Plane jet impingement test facility^[29]

散速率^[38-39]等物理现象的认知。垂直/短距起降类飞机主喷管一般都为轴对称形式,气动布局有独立尾喷(F-35^[40])和双侧喷射(Harrier)等。Saddington等^[40-42]对双喷管射流与地面相互作用流场开展了大量的试验研究,图8所示为双喷管射流试验模型。通过对比分析得到,双射流相互干扰形成的热流喷泉垂直速度分量受喷管落压比主导,当喷管出口离地距离较小(8.4倍喷管出口直径)时,热流喷泉的扩散速率受喷管轴线展开角影响较为明显;当喷管出口离地距离较大(大于8.4倍喷管出口直径)时,喷管轴线展开角对热流喷泉的扩散速率几乎没有影响。

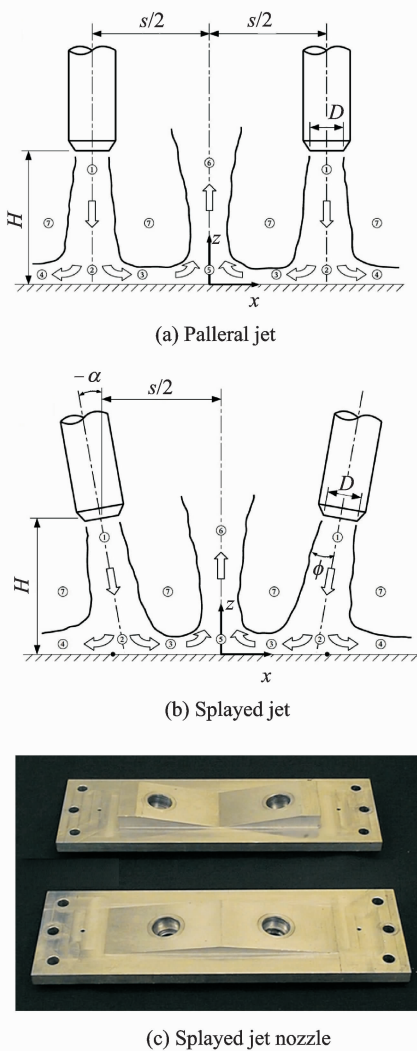


图8 双喷管射流试验模型^[41-42]

Fig. 8 Twin-jet impingement test model^[41-42]

在真实飞行器中,进气道的抽吸作用会改变射流撞击地面后的流动特性,要进一步掌握燃气喷射与进气道热流吸入过程,需要开展第二个层次的研究,即建立完整的“热流排放-进气道吸入”系统^[33]。NASA Lewis Research Center的Fricke^[43]等将STOVL飞机进排气系统进行简化得

到了带进气道抽吸的垂直热流喷射模型,并对其开展了RANS数值仿真研究。仿真涉及到的影响参数包括:模型距地面高度、迎风速度、矢量喷管展开角度。通过对简化模型的仿真结果分析,得到了与真实STOVL飞机相似的流动特性,并指出随着离地高度的增加,进气道出口温度畸变下降,进气道出口温度受迎风速度的影响较小,发动机入口平面的平均温度受近场流动主导。通过调整前置喷管的展开角度能够有效降低进气道对热流的吸入,并且维持较低的推力损失^[30]。

Harper等^[44-45]对缩比的Harrier模型开展了动态降落过程热流吸入试验,如图9所示。模型下降速度为1 m/s,总体下降高度为0.446 m并伴随6 m/s的流向风速。进气道出口布置3个周向温度靶,每个靶安装16个热电偶,试验记录了飞机模型下降过程中进气道出口温度场随时间的变化并获得了降落过程进气道热流吸入的流动特性。

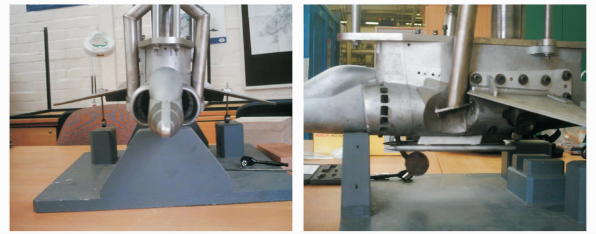


图9 Harrier缩比模型降落过程热流动态吸入试验^[44-45]

Fig. 9 Hot gas ingestion dynamic landing experiment of scaled Harrier model^[44-45]

Richardson等^[46]则在此试验基础上发展了一种线性网格变形技术,并对1/15模型的Harrier飞机降落过程进行了动态仿真,如图10所示。该仿真结果能够有效获取飞机近场和远场的流动特性,对地面涡以及喷泉涡能够有效解析。同时,对比仿真得到的进气道出口温度图谱与试验结果可以发现,该方法对近场流动特性的捕获比对远场流动特性的捕获更为准确,进气道初始温度的上升由远场热流吸入导致,随后急剧的温度上升则是由于吸入了前置两个喷管排出的热流导致^[47-48]。

发动机高温热流吸入的试验设备复杂且需要大量研究经费的支持,传统缩比模型的测试方法在高温热流吸入试验中需要考虑几方面的问题。首先,如果在缩比模型试验中需要模拟真实的排气温度,制作缩比模型的材料则需要采用特殊制备的耐高温材料。如果采用普通材料制作缩比模型,能够模拟的排气温度则会大大降低,最多到500℃左右^[49]。采用低于真实排气温度的模拟就不得不考虑由于模拟排气温度与真实温度差异导致的环境

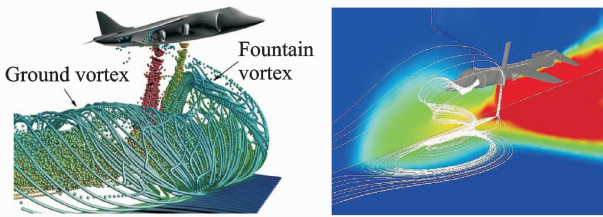


图 10 Harrier 缩比模型降落过程动态仿真^[47-48]

Fig. 10 Hot gas ingestion dynamic landing simulation of scaled Harrier model^[47-48]

的变化,如气流的浮力受到温度的影响,最终测试得到的热流吸入特性和温度畸变参数必须考虑尺度转换^[49-50]。Kuhn 等^[30]还指出,在飞机的起飞/降落过程中,采用多个固定位置测试得到的热流吸入参数与动态调整飞机地面之间高度测试得到的参数有明显差异,采用动态测试方法更能反映真实状态。图 11 所示为 BAE 公司进气道热流吸入动态测试平台^[30],可以动态模拟飞机的垂直起飞和降落过程,同时实现动态过程的进气道抽吸和喷管热流喷射状态。另外,与常规飞行器风洞试验不同,数据采集除了要在测试模型上取得以外,还要对环境进行数据采集,例如地面温度、压力、速度等。Kemp^[51]通过试验证实,利用有效的流场可视化手段能够获取高温排气在入射地面时受侧风、遮挡等外界环境影响的流动形态,这些可视化数据对喷管排气优化、控制律设计以及温度畸变抑制结构的设计都有重要参考价值。

在缩比模型试验中,受测试环境和测试系统的限制,推进系统中各部件的工作状态常常利用辅助手段加以模拟,如进气道出口外接抽吸装置产生低

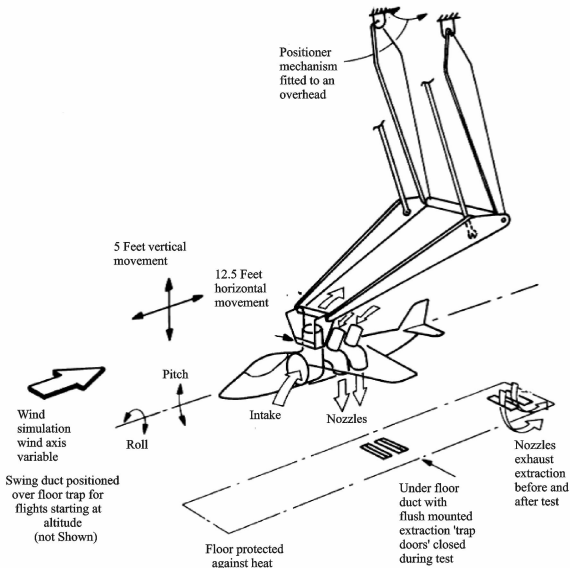


图 11 BAE 公司进气道热流吸入动态测试平台^[30]

Fig. 11 Dynamic test facility for inlet hot gas ingestion in BAE company^[30]

压,吸入环境气流,喷管采用外部燃烧或者加热器将热流导入模拟喷管的喷流^[52]。小尺寸缩比模型的缺点也显而易见,由于模型尺寸限制采集的数据有限,例如难以获取进气道出口较准确的压力场合温度场图谱,进气道喷管工作状态的单独控制难以实现推进系统流量等参数的实时匹配^[53]。Kirk 等^[54]利用 NASA Ames Research Center 装配 J-85 发动机的大尺寸 V/STOL 飞机模型,对发动机热流重吸入、发动机喘振和飞机悬停性能的影响因素进行了分析,重点获得了喷管展开角度对发动机热流重吸入特性的影响规律。这些大尺寸模型试验获取的数据对于设计小尺寸模型试验提供了重要的参考。

1.2.2 发动机反推

有反推装置的发动机开启反推时,如果滑跑速度较低,向前排出的高温气流也可能被进气道再次吸入,造成进气温度畸变(图 12)。尤其在民用航空领域,发动机反推导致的热流重吸入对民航的安全至关重要。李达新等^[55]通过风洞试验,如图 13 所示,获得了民用涡扇发动机反推装置在不同来流速度下发动机的重吸入特性,得到了重吸入特征参数随来流速度变化规律,并进一步确定了重吸入特征参数突变点的临界值所对应的速度即为反推装置截至使用速度。

透过上述围绕发动机热流吸入产生机制的研究可以发现,发动机在真实环境中的热流吸入过程



图 12 靶式反推力装置

Fig. 12 Target type thrust reverser equipment



图 13 民用涡扇发动机反推热流重吸入试验^[55]

Fig. 13 Civil turbfan engine hot gas re-ingestion in reverse thrust test^[55]

极其复杂,影响因素众多,想要在试验环境中完全模拟真实环境的全部条件几乎不可能。透过机理研究,将影响发动机热流吸入的关键因素进行抽取,在简化的或者单一控制变量的试验中开展研究能够有效促进对热流吸入物理过程的理解和掌握,为进一步的应用研究提供理论基础。

2 进气温度畸变对发动机性能的影响

当热流被进气道吸入之后,推进系统各部件均会产生响应,各部件响应的综合叠加最终表现为推进系统性能下降。在发动机各个部件中,又数压气机对进气温度畸变最为敏感。

2.1 对压气机性能影响的分析

温度畸变对压气机的影响可以用图 14 简要说明,当发动机工作于空间温度畸变流场中时,稳定工作边界整体向下移动,导致发动机稳定工作线与稳定工作边界之间的稳定工作范围减小;如果出现温度突变,则发动机稳定工作线突升,同样导致发动机的稳定工作范围减小;在发动机的实际工作过程中,空间温度畸变常伴随温度突变同时出现,发动机的稳定工作范围骤然下降,对发动机将产生严重危害^[56]。

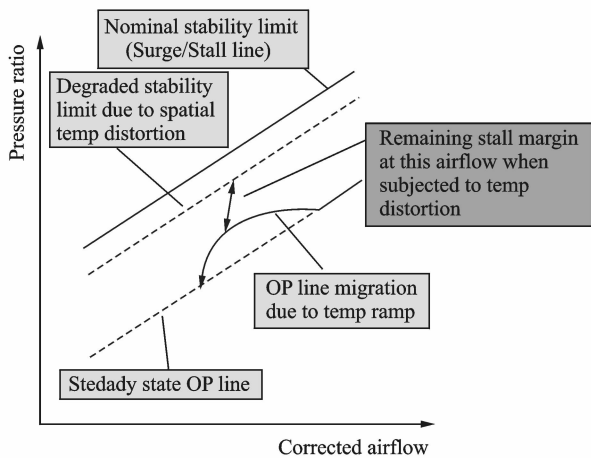


图 14 进气温度畸变引起的喘振裕度损失示意图^[56]

Fig. 14 Schematic draw of surge margin loss due to hot gas ingestion^[56]

温度畸变对压气机的影响评估可以采用两类方法。一类是理论分析,基于一定的压气机数学模型,将温度畸变作为压气机的输入参数^[57-58]或者将进气温度畸变作为降稳因子^[1],利用模型输出来分析压气机对进气温度畸变的响应。目前,关于进气畸变对风扇/压气机性能和稳定性影响的模型有:平行压气机模型、级叠加模型、激盘模型、彻体力模型等^[58],基于这些模型或者改进模型的进气温度

畸变分析能够为探索温度畸变对影响压气机稳定工作的机理提供理论基础。另一类为试验研究,通过地面试验装置模拟得到所需的温度畸变参数对模型压气机或者发动机整机测试,直接获取发动机性能参数。

在理论分析模型中,进气温度畸变主要有两种形式,一种稳态空间温度畸变,即温度的周向或者径向不均匀分布导致的气动交界面平均温度上升^[59];另一种温度畸变为温度瞬变(温度阶跃),即单位时间内面平均温度的上升值。首先,高温区空间位置分布与面平均温升是评定稳态空间温度畸变的两项重要指标^[59],高温区空间位置分布又分为高温区周向范围和径向范围。叶巍等^[60]指出,在给定温度瞬变条件下,发动机进口面平均温升随着高温区范围的扩大而降低,且存在一个临界高温区角度,当高温区范围超过临界高温区角度,面平均温升不再增大,反而趋于平稳,涉及的高温区范围为高温区周向角度。通过对发动机畸变传递模型的数值分析,叶巍等^[61]得到,发动机稳定裕度损失更多地取决于面平均温升而非高温区周向范围。在理论分析中,通过改变面平均温升和调整高温区范围来测试压气机或者发动机的响应,最终估算发动机稳定裕度的损失和临界空间温度畸变指数是这类分析的重要任务。与稳态空间温度畸变相比,温度瞬变对发动机的影响更为显著^[61]。吴虎等^[62]建立多级轴流压缩系统理论模型,在动态畸变条件下采用基于特征线和 MacCormack 二步差分法对模型压气机一、三级进行了数值分析。根据理论分析结果可以看到,压气机进口温升与温升率呈线性关系,进口总温变化率的增加会导致压气机不稳定时压比损失增大且首先出现不稳定的为第一级压气机。王春利^[63]等进一步指出随着温升率的增加,压气机进口总温随之线性增加,压缩系统的失稳变得越快。张明川等^[64]通过求解建立了发动机“激盘-滞后-容积”模型,得到在进口温升率较大的情况下,发动机达到喘振的时间基本不受温升率的具体数值的影响。

通过建立压气机、发动机数学模型能够有效评估空间温度畸变与温度瞬变对其性能影响,尤为重要是数学模型能够反映压气机级与级之间,发动机各部件之间在温度畸变下的响应以及响应的相互传递机制。另一方面可以看到,所建立的数学模型准确性直接影响发动机对温度畸变的响应的评估。数学模型能够定性预测和把握温度畸变对发动机的影响规律,但是对于确定温度畸变临界指数、发动机抗温度畸变容限等重要工程参数,还需要开展大量的地面试验。

Gannon 等^[65]对两种跨声速压气机(图 15)开展了高温蒸汽吸入研究,图 16 给出了不同转速下的压气机性能曲线。图中基准失速线在纯净干空气来流下测试得到,高温蒸汽吸入来流为蒸汽发生器中产生的蒸汽与干空气的混合物,吸入时间约为 2 s。可以看出,与压气机高温燃气吸入类似,高温蒸汽的吸入同样使不同转速下失速边界下移,压气机稳定工作范围下降,前掠叶型的压气机能够使失速边界下降更小。

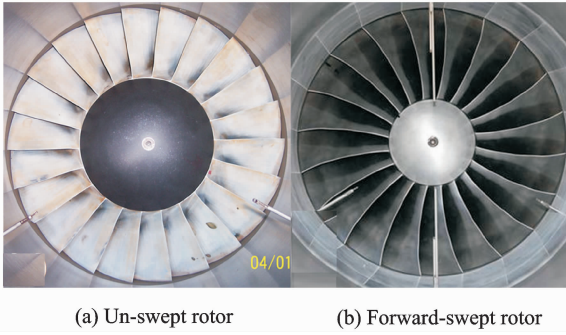
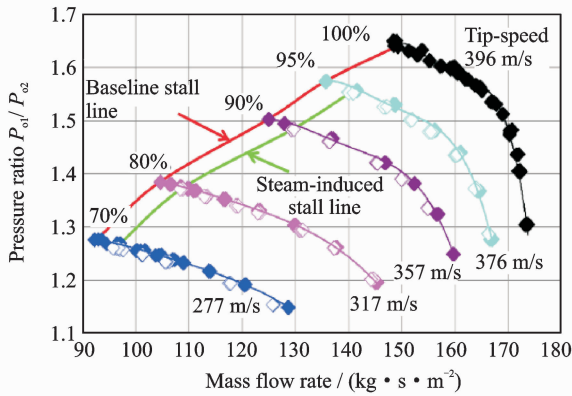
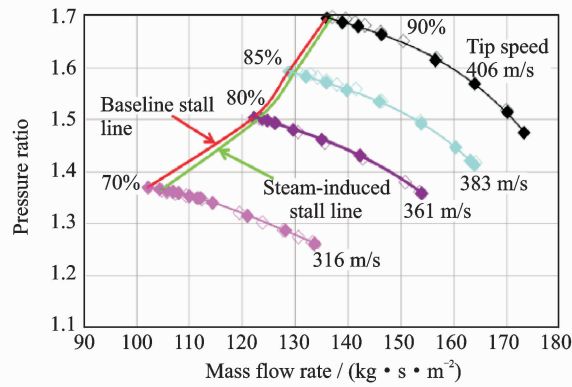


图 15 跨声速压气机试验件(常规叶型和前掠叶型)^[65]
Fig. 15 Trsonic compressor^[65]



(a) Un-swept rotor



(b) Forward-swept rotor

图 16 跨声速压气机性能图谱^[65]

Fig. 16 Trsonic compressor performance map^[65]

2.2 对整机性能影响的研究

Rudey^[66]等利用 NASA Lewis Research Center 的高空试车台通过气态氢燃烧产生的温度畸变

测试了双转子涡扇发动机压缩系统的稳定性。气态氢燃烧温度畸变模拟装置能够模拟空间温度畸变图谱和动态温度畸变参数。试验表明,高压压气机对空间温度畸变与动态温度畸变最敏感,图 17 所示为试验得到的空间温度畸变对高压压气机失速边界的影响,空间温度畸变中畸变的强度和高温区范围均会导致失速边界下移。

CIRCUMFERENTIAL EXTENT FLAGGED SYMBOL,360°
OPEN SYMBOL,180°
SOLID SYMBOL,90°

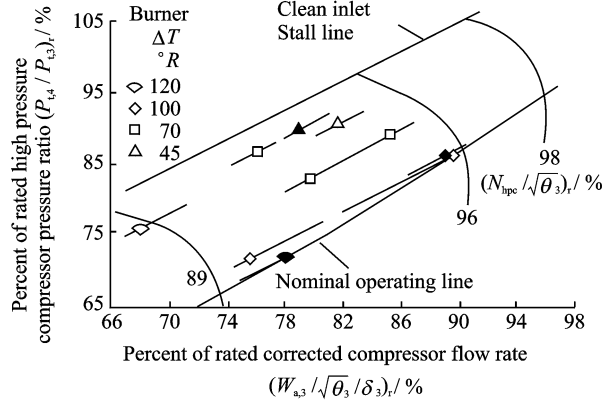


图 17 空间温度畸变对高压压气机失速边界的影响^[66]
Fig. 17 Influence of spatial temperature distortion on high pressure compressor stall line^[66]

刘大响^[67]和叶培梁等^[59]在试验数据基础上分析得到了导致发动机喘振的机理。如图 18 所示,基于平行压气机理论,假定将压气机分割成两个平行的子压气机,一个工作于“热区”(图 18,斜剖面区域 2),另一个工作于“冷区”(图 18,空白区域 1)。两个子压气机物力转速相同,但是由于温度不同,换算转速不同,高温子压气机工作于 2 点,低温子压气机工作于 1 点,按照平行压气机理论,两个子压气机的排出气流最终汇聚到一个共同的均匀容器中,压力平衡。因此,两个子压气机的平均压比为发动机压比,由此换算,热子压气机在 2' 工作,冷子压气机在 1' 工作,热子压气机的温度裕

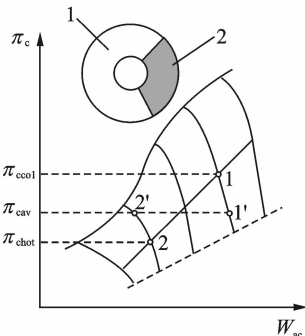


图 18 压气机在“冷”“热”区工作情况^[59]

Fig. 18 Schematic of compressor working in “cold” and “hot” zone^[59]

度减小,当减小到喘振边界时,整台压气机喘振。

进气温度畸变对发动机的其他部件影响,如燃烧室,当温升和温升率大到一定程度时,压气机将失速。压气机喘振时,纵向压力脉动会导致燃烧室熄火^[16]。温度畸变引起的熄火与燃烧室的工作稳定性和压气机的增压比有关。高空状态压气机的喘振裕度减少,燃烧过程接近稳定燃烧边界,由温度畸变引发燃烧室油气比急剧改变时,某些发动机的燃烧室可能先于压气机失速而熄火。这是由于吸入的热燃气使发动机的进口温度上升、流量减少,改变了混气中的含氧量,使进入燃烧室的混合气成分发生较大变化造成瞬时油气比增加,油气比的急剧变化甚至在压气机失速前就足以引起燃烧室熄火^[16]。

3 进气温度畸变模拟与测试

3.1 进气温度畸变模拟装置

在发动机的实际使用过程中,完全避免进气温度畸变几乎是不可能的,因此,在发动机研制和测试阶段,必须依照现有的进气温度畸变评定标准对发动机开展温度畸变测试,主要目标包括:确定发动机进口温度畸变的临界参数和评定防喘系统的有效性和可靠性。温度畸变模拟器的性能参数包括:出口面平均温升、临界温升、临界温升响应、高温区范围、面平均温升率、总压损失和总压不均匀度等^[68]。根据温度畸变模拟器的热源不同,可以将温度畸变模拟器分为外部热流导入式和嵌入式。

3.1.1 热流导入式

外部热流导入温度畸变模拟发生装置是在发动机测试通道外部,利用加热、燃烧以及换热等方式产生高温工质,然后利用布置的管路导入发动机测试通道,最终在发动机气动交界面形成所需温度畸变图谱或者所需温度畸变系数的流场。外部热流导入的温度畸变模拟发生装置又可以根据工质的不同分为以下几类:换热器产生的高温空气导入、外部燃烧产生的高温燃气导入和外部蒸汽导入。

美国阿诺德工程发展中心(Arnold engineering development center, AEDC)在涡轮发动机地面测试方面有深厚的积累,在温度畸变模拟测试方面,AEDC在SAE颁布的ARD 50015温度畸变评估准则基础上做了适当的调整,提出了对温度畸变模拟测试设备新的要求^[56],包括:(1)能够模拟 $30^{\circ}\sim 180^{\circ}$ 单范围温度畸变和 45° 或者 90° 多范围温度畸变;(2)能够模拟包含周向和径向图谱的温度畸变场;(3)能够实现温度突变 $10\,000^{\circ}\text{F/s}$ 和 300°F 总温升的畸变模拟;(4)模拟上述图谱时不

能引入明显稳态和动态总压畸变。图19所示为AEDC对总压畸变模拟器进行改进后得到的温度畸变模拟器(Air jet distortion generator, AJDG)。通过安装发动机上游的空气注射系统,可以将外部热交换产生的热空气或者外部燃烧产生的燃气根据温度畸变需求导入相应位置的喷射空气最终在发动机气动交界面产生畸变流场。Lucy等^[56]指出,这种外部热流导入式的温度畸变模拟器的优点明显,设计、制造和使用相对简单、成本低、使用安全,但是外部导入热流受到管路传输温度等相应因素限制,较难达到温度突变 $10\,000^{\circ}\text{F/s}$ 和 300°F 总温升的畸变模拟要求。

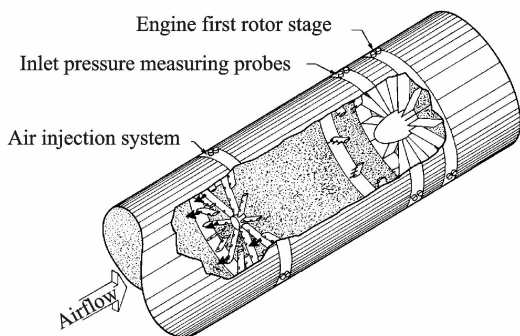


图19 阿诺德工程研究发展中心 AJDG 温度畸变模拟器示意图^[56]

Fig. 19 Air jet distortion generator developed in AEDC^[56]

美国海军研究生院(Naval Postgraduate School)为了模拟测试舰载机弹射起飞时,弹射器泄露的蒸汽被舰载机吸入之后对压气机及发动机的影响设计了如图20所示的蒸汽温度畸变模拟装置^[69]。如图所示,高温蒸汽由 Sussman model SVS600 蒸汽发生器^[70]产生后通过管路导入模拟装置入口,随后高温蒸汽在整流腔中与自由来流空气掺混后流向测试压气机/发动机。该蒸汽温度畸

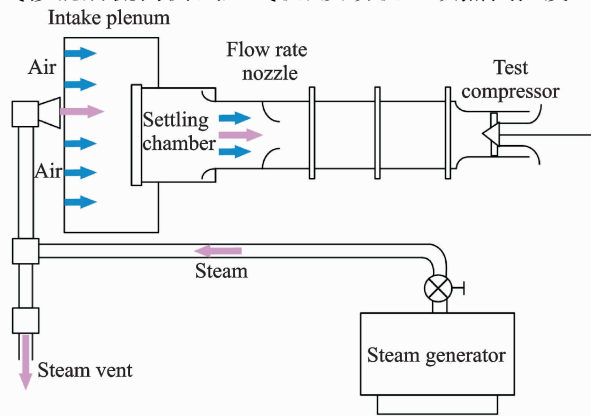


图20 美国海军研究生院蒸汽温度畸变模拟器示意图^[69]

Fig. 20 Steam temperature distortion generator developed in Naval Postgraduate School^[69]

变模拟装置的性能主要由蒸汽发生器产生蒸汽的能力决定。以 Sussman model SVS600 蒸汽发生器为例,每小时能够提供 82.1 kg,温度为 100 °C 的蒸汽并保持 1.034 MPa 的锅炉压力^[70]。

3.1.2 嵌入燃烧式

为了给航空发动机全面测试提供基础设备, NASA Lewis Research Center 设计开发了全尺寸温度畸变模拟发生器^[71-77],发生器的基本结构如图 21 所示,其中核心部件为氢燃烧燃气发生器(图 22 所示),位于发动机入口上游。燃气发生的火焰稳定器结构可以是支杆或者凹腔,图 23 给出了凹腔火焰稳定器的结构照片。在 360°圆周范围内将独立的凹腔火焰稳定器放置在 8 个可独立控制燃烧的扇形区域内。

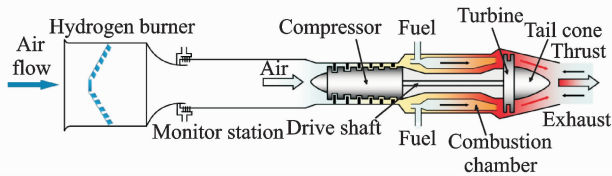


图 21 NASA 氢气燃烧温度畸变模拟器试验台示意图^[71]

Fig. 21 Hydrogen burner temperature distortion test facility at NASA^[71]

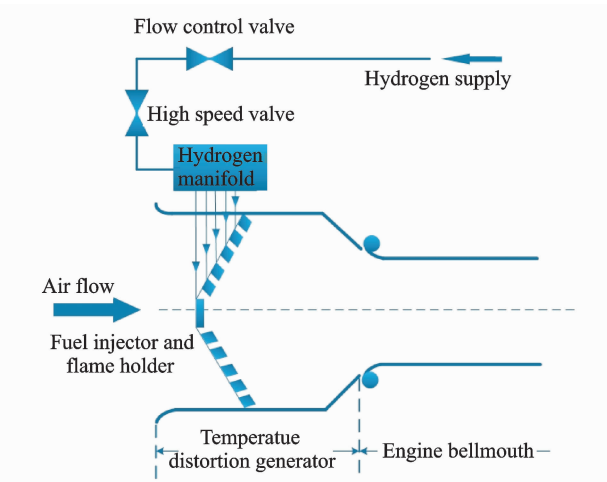


图 22 NASA 氢气燃烧温度畸变模拟器示意图^[71]

Fig. 22 Hydrogen burner temperature distortion generator developed by NASA^[71]

中国燃气涡轮研究院^[67-68]设计完成了可安装于地面试车台的温度畸变发生器。与 NASA 温度畸变模拟器结构类似,在 360°范围内将发动机入口截面分为 6 个扇区,每个扇区可以通过控制气态氢气的燃烧实现温度畸变范围、强度、持续时间、温升率等参数的单独控制。该温度畸变发生器能够满足流量为 30~130 kg/s 的发动机地面试车试验要求。

全尺寸温度畸变模拟器能够满足大流量发动

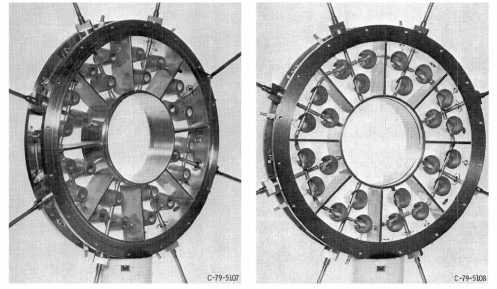


图 23 NASA 氢气燃烧温度畸变模拟器火焰稳定器^[72]

Fig. 23 Flame holder in NASA hydrogen burner temperature distortion generator^[72]

机整机试验的需求,能够模拟得到满足温度畸变指标的畸变流场,但是缺点也显而易见,由于其结构复杂、设计加工成本较高,为了产生不同指标的畸变流场需要控制管道内的燃烧或者热流的导入,试验成本极高。一些小流量的发动机和基础试验台对于小尺度、简单易实现的温度畸变模拟器也有需求。南京航空航天大学的刘博强^[2]针对小流量航空发动机温度畸变模拟测试需求设计了氢燃烧温度畸变发生器,图 24 给出了温度畸变发生器示意图。其基本原理为采用喷氢杆将气态氢喷入模拟器通道并与空气发生掺混,类 V 型稳定器稳定燃烧,一体化的喷氢杆和稳定器将圆环分割为 6 个扇形区域,通过控制每个扇形区域供氢的压力与填充容积率来实现不同的温度畸变图谱以及预期的温升和温升率等温度畸变指标。

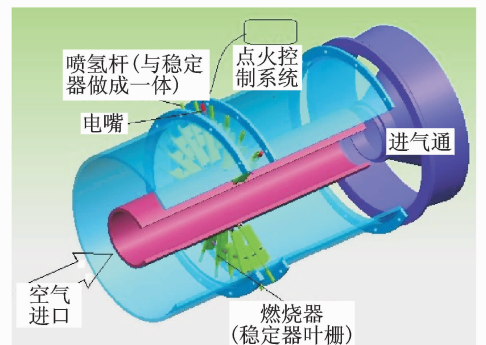
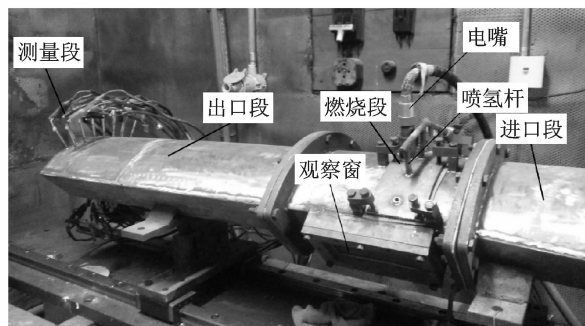
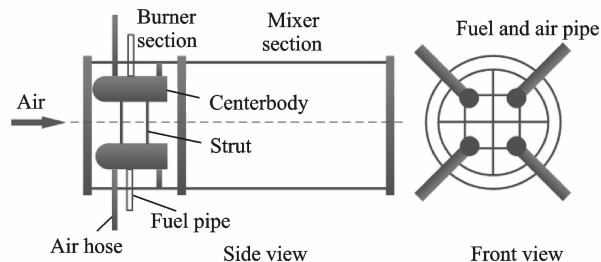


图 24 温度畸变模拟器示意图^[2]

Fig. 24 Schematic of temperature distortion generator^[2]

通过数值仿真和试验验证相结合的方法,验证了单个稳定器单元的可控燃烧以及 90°扇形模型温度畸变发生器(如图 25 所示)能够模拟面平均温升为 300 K 的畸变图谱,并且保证畸变发生器出口总压损失和总压不均匀度均满足设计要求。

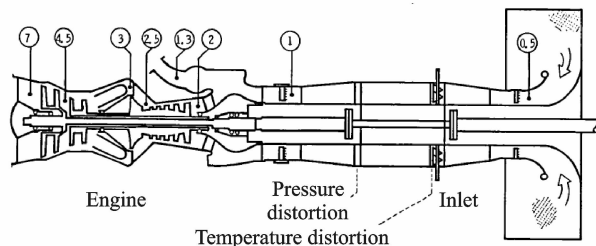
弗吉尼亚理工大学的 Dipietro 等^[15]设计了一种提供涡轮发动机测试所需的稳态和动态温度畸变模拟器,其基本组成如图 26 所示。该模拟器温

图 25 90°扇形模型试验件^[2]Fig. 25 90° test model^[2]图 26 弗吉尼亚理工大学温度畸变模拟器示意图^[15]Fig. 26 Temperature distortion generator developed by Virginia Tech^[15]

度畸变的产生原理为通过 4 个独立控制的燃烧筒将发动机平面分为 4 个象限,单独控制每个燃烧筒内丙烷的燃烧可以实现不同现象温度分布的控制,与 NASA 的温度畸变模拟器相比,这种温度畸变模拟器结构和控制系统相对简单、试验成本低廉,适合作为压气机和小型航空发动机温度畸变响应机理研究的畸变模拟器。

3.1.3 温度/总压畸变综合发生器

NASA Lewis Research Center 研发了可以同时模拟发动机进气温度畸变和总压畸变的测试台^[78-80],图 27 给出了组合模拟装置的示意图^[80]。如图所示,温度畸变模拟器位于入口,发动机气动界面约 4 倍管道直径位置,通过控制小型独立气态氢燃烧室,可以实现圆周范围内以 30°扇形区域单独燃烧控制,能够达到的技术指标为温度突升变化范围为 111~611 K/s,瞬时平均温度可以实现高于环境温度 422 K。总压畸变模拟器为常规多孔板形式,位于气动界面约 1 倍管道直径处,通过控制开孔率来控制总压畸变值。Braithwaite 等人利用该温度总压组合畸变模拟发生器测试了 J85-GE-13 涡喷发动机^[80]。通过单独的进气温度畸变测试、单独的总压畸变测试以及温度总压组合畸变的测试后获取发动机的工作特性,并利用试验数据检验了平行压气机模型与简化平行压气机模型的有效性。

图 27 NASA 进气温度与总压畸变组合模拟器示意图^[80]Fig. 27 Combined temperature and pressure distortion generator developed by NASA^[80]

现有进气温度畸变模拟技术主要分为两类,一类为热流导入式,利用管道和喷嘴将外部产生的热源导入发动机测试通道中,最终在发动机进口形成所需的温度畸变流场。这类模拟技术的优点是热流发生的装置位于发动机模拟管道的外部,管道内部的热流输送管路和热流喷射装置结构相对简单。并且,由于热流发生装置位于发动机模拟管道外部,热流的产生较为安全、操作容易。由于采用管路输送热流,这类模拟技术的缺点也比较突出,对于较大的温度瞬变难以模拟。一类模拟技术为嵌入燃烧式,在发动机模拟管道内部设计微型燃烧腔,将燃料导入后通过控制微型燃烧腔的燃烧状态实现发动机入口温度畸变参数的模拟。这类模拟技术能够实现面平均温升、畸变范围以及温度瞬变等重要温度畸变参数的模拟,但是,由于微型燃烧腔位于发动机模拟管道的内部,对温度畸变参数的准确模拟需要独立控制每一个燃烧腔的供油和火焰稳定,结构复杂,控制难度大。另外,大多数此类模拟器采用气态氢作为燃料,安全隐患较大。就进气温度畸变模拟装置尺寸而言,大部分基于发动机试车台设计,尺寸大,模拟费用高。为进一步开展进气温度畸变的基础研究,小尺寸、易操控、低成本的温度畸变模拟装置亟待研发。

3.2 温度畸变评定及测试

为了规范进气温度畸变的评估体系,美、英、俄等主要航空发动机研制生产国都各自制定了相应的温度畸变评定方法和评估准则,各国温度畸变评定准则基本目标一致,但实施方法存在差异^[3]。美国 SAE S-16 委员会于 1991 年发布了 ARD50015《进气道/发动机进口温度畸变现行评定问题》^[81]作为航空发动机温度畸变指数定义、畸变指数的测量、发动机受温度畸变影响下稳定性的评估以及喘振裕度损失等评定标准。依照该标准,首先给出进气道/发动机气动界面的界定,通过周向均匀分布的 8 把 5 点的测量获取气动面的温度空间分布。通过对气动界面上测量得到的稳态和动态的温度

数据,将畸变指数分为两类,一类为空间温度畸变,另一类为温度瞬变。空间温度畸变用面平均温度变化来表示,空间温度畸变又分为周向畸变和径向畸变,最终通过空间温度畸变指数来评定压气机稳定裕度的变化。温度瞬变为单位时间内气动界面上的面平均温度变化量。通过空间温度畸变和温度瞬变的组合可以判断发动机的稳定性。俄罗斯的《航空动力装置稳定裕度的选择与检查指南》也给出了温度畸变的评定方法和评定参数^[82],与美国类似,俄罗斯的评定方法中也定义了气动交界面畸变指数和相关方程^[3],测量方法与美标不同,采用6把3点的气动交界面温度空间分布测量。在测试方法上,俄罗斯发动机气动交界面上测量数据少于美国,对流场温度分布的空间解析略弱,并且在空间温度畸变的评定方面,美国的空间温度畸变指数包括了周向和径向温度畸变敏感系数,俄罗斯则只考虑周向温度畸变,忽略径向温度畸变对发动机稳定性的影响。总体而言,依照畸变评定准则,需要评定在畸变来流条件下,发动机推力、空气流量和燃油消耗率等性能参数,利用温度畸变引起的温度畸变基元估算发动机喘振压比的损失,计算温度畸变引起的喘振线移动范围,评定面平均温升与高温区范围临界值,确定临界温度瞬变值等^[67]。

在数据获取与记录方面,对气动交界面温度畸变场的准确测量是获得进气温度畸变指数,对发动机性能影响进行正确评估的前提。对畸变温度场的测量包括气动交界面温度场的空间分布和温度场瞬态变化两个最重要的参数,在常规测量中,依照美国发布的温度畸变评估标准,气动交界面上需要布置40个温度传感器,温度传感器的响应和大容量数据的采集是温度畸变测试中的关键技术。侯敏杰^[83]等针对航空发动机温度畸变测试对高响应、小体积、抗冲击的需求,开发设计了小惯性热电偶探针,并在试验中测试得到该热电偶探针能够实现0.05 s的动态响应特性。展之宏^[84]等研制了DAP-ID3型高速大容量数据采集及实时存储处理系统,该系统能够实现对航空发动机畸变温度场的高速、大容量、不间断数据流的实时记录和存储,并且采用动态误差、气动滞止不完误差、测量主误差和辐射误差对小惯性温度传感器测量得到的数据进行了修正,得到了工程预期的实验结果。

4 提升发动机抗温度畸变能力研究

通过对进气温度畸变产生的原因分析,可以通过两类途径抑制进气温度畸变,一类从热源入手,尽量降低发动机对热流的吸入;另一类从发动机入手,深入研究发动机抗温度畸变的流动机理,提高

发动机在存在温度畸变场的工作性能,通过精心设计的发动机控制系统调节发动机工作特性。

4.1 温度畸变抑制技术

Kuhn等^[30]总结了二类矢量喷管的分布位置对于热流吸入的影响,第一类为紧致排列的矢量喷管,对于这类分布的矢量喷管,通过调节喷管的展开角度能够一定程度降低进气道对热流喷泉的吸入,但是极度增大喷管的展开角度会导致推力的急剧损失,因此,这类分布的喷管无法避免热流吸入,抑制热流吸入的方法为在喷泉流在机身下表面入射点等关键位置安装导流板,如图28所示,通过板的倒流和扰流作用使热流向机身两侧和下游排除,最大程度降低进气道对热流的吸入。

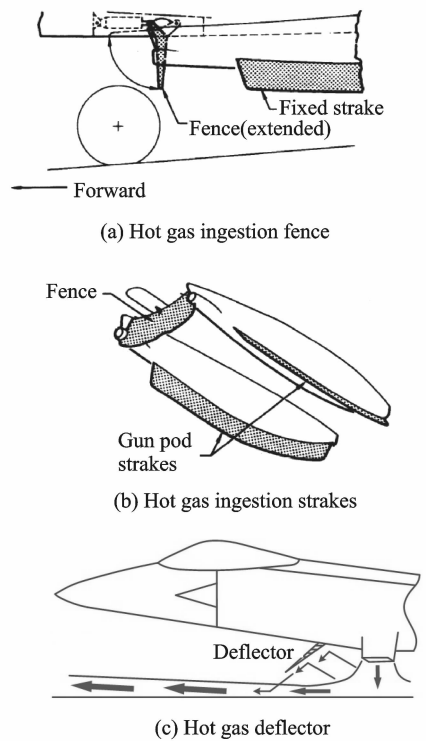


图28 机身下侧热流抑制导流板示意图^[30]

Fig. 28 Guide fence and deflector for hot gas suppression downside aircraft^[30]

对于另一类分散布置的矢量喷管,在对推力影响较小的情况下可以通过调节喷管的外扩角度实现最大程度对热流吸入的抑制,如图29所示。图30给出了进气道入口平均温度随喷管距离地面高度的变化,可以看到,随着扩张角从 $0^\circ \sim 10^\circ$ 的增大,进气道出口平面平均温升下降,当扩张角为 10° 时,通过调节喷管扩张角基本可以消除进气道对热流的吸入问题^[30]。

除了采用调节喷管扩展角度等大尺度控制方法以外,还可以采用流动控制措施对喷管尾流实施

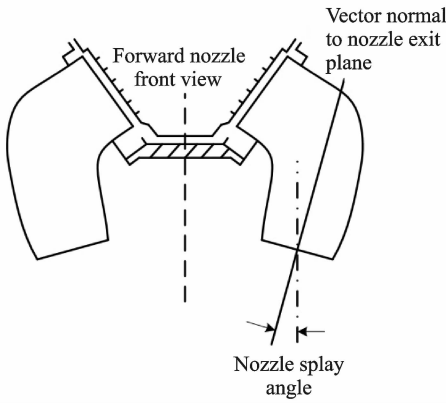


图 29 紧致分布的矢量喷管扩张角调节示意图^[30]

Fig. 29 Schematic of splay angle adjustment for narrowly installed vector nozzle^[30]

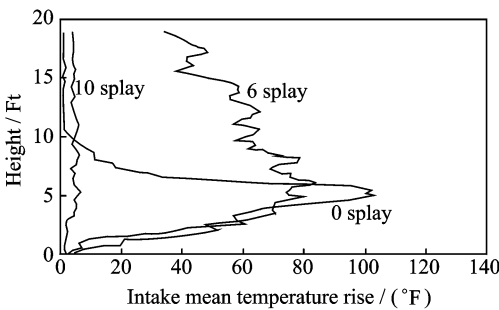
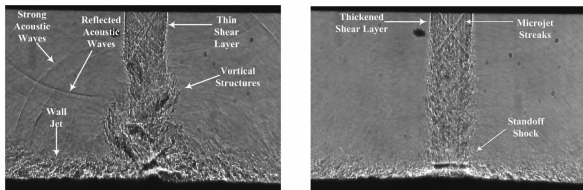


图 30 扩张角度对进气道热流吸入的影响^[30]

Fig. 30 Influence of splay angle on inlet hot gas ingestion^[30]

控制。Venkatakrisnan^[83]等提出了一种利用喷管出口倾斜布置的小孔射流主动控制方法,如图 31 所示。该方法可以有效抑制喷管入射地面时地面附近密度场分布,抑制射流剪切层大尺度涡结构并且使流场更加稳定,对于稳定矢量喷管射流与地面相互干扰的流场有一定的作用。



(a) No control (b) Microjet control

图 31 喷管射流瞬态流场阴影图^[85]

Fig. 31 Shadow graph of jet impingement on solid wall^[85]

另外,如图 32 所示,将进气道入口尽量置于机身上侧或者机身背部设置辅助进气门能够有效降低进气道对热流的吸入。

刘大响^[67]提出,对于因武器发射进气温度畸变严重的发动机而言,在武器系统设计时就应该充

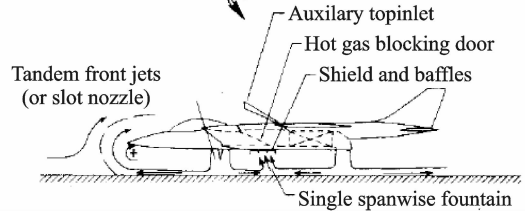
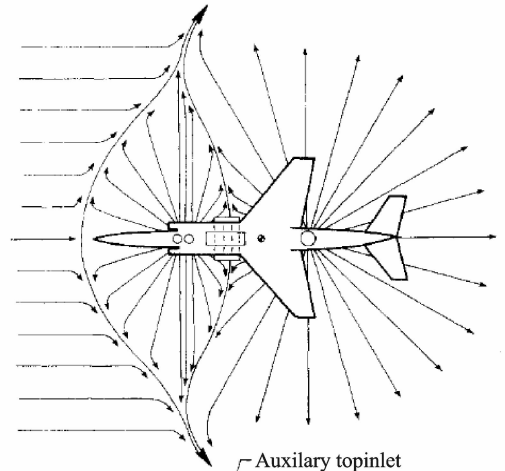


图 32 飞机热流吸入抑制装置^[32]

Fig. 32 Hot gas ingestion suppression device in aircraft^[32]

分考虑发射过程中的弹道轨迹,将发射系统置于机身有助于降低进气道热流吸入的位置,并将武器的发射方法尽量优化,减小发动机吸入武器的排气,改进武器或武器的发射方法如离体发射,在发射导弹的同时接通发动机的连锁电门、补氧点火等补救措施。

4.2 针对温度畸变的发动机防喘控制技术

邢家瑞等^[86-87]针对航空发动机应用需求设计了武器发射防喘控制系统,其系统组成如图 33 所示。该研究采用进口平均温升、温升率、当量热区角度和热扰动持续时间来表征发动机进口温度场的畸变,这种短时增稳防喘系统的控制逻辑为当温度畸变控制参数达到预设值时,防喘系统强制降油,然后再按预定程序恢复到原始值。这种控制方式会造成发动机的短时推力损失,并且对飞机的姿态产生不同程度的影响。

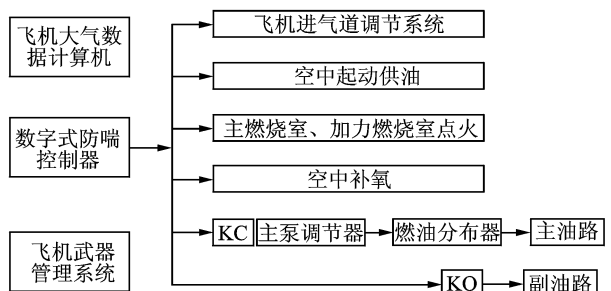


图 33 针对温度畸变的发动机防喘控制系统的组成^[86]

Fig. 33 Surge preventive control system against temperature distortion^[86]

5 航空发动机进气温度畸变研究发展趋势

通过上述调研与分析,本文得到如下观点:

(1)根据对进气温度畸变的来源及产生机制归纳分析可以发现,大部分进气温度畸变是飞机在特定场合特定环境中使用而产生的,而非频繁发生,如武器发射时的热流吸入,火灾等救援现场热流吸入以及舰载机蒸汽弹射起飞时蒸汽吸入等,发动机在这类场合中工作导致的进气温度畸变又以武器发射时的热流吸入和弹射起飞蒸汽吸入最为严重。而另一类进气温度畸变,如直升机和短距/垂直起降飞机在每一次飞行任务时均面临严重的进气温度畸变问题,能否解决对此类进气温度畸变问题直接决定了飞行器能否正常工作。以美国为主的航空强国早在20世纪已经掌握了舰载机蒸汽弹射起飞、短距/垂直起降技术,对涉及此类技术的发动机热流吸入研究积累深厚,并建立了完备的研发测试体系。中国对这类技术的研究尚处于起步阶段,对进气温度畸变的产生机制,传播及影响等机理研究急需加强。

(2)目前,工业部门针对进气畸变对航空发动机的影响以试验研究为主,利用进气温度畸变模拟装置获得真实状态下发动机进口温度畸变流场,通过测试压气机或者发动机的响应来评估温度畸变的影响。以试验为主的研究方法能够较为真实地还原温度畸变流场,得到的数据较为可信,但是通过常规测试手段获得的发动机内部流场信息极度有限,难以对温度畸变流场在发动机内部的传播及影响机制开展深入研究。非接触式测量等先进测试手段将在未来的发动机测试中将发挥重要推动作用。

(3)现有温度畸变模拟装置主要针对大尺寸或者全尺寸发动机整机试验而设计,机构复杂,操控繁琐,同时,为了能够提供与发动机工作相匹配的热流流量,能源耗费较大,试验成本高昂。针对小流量发动机和针对推进系统部件试验的低成本温度畸变模拟装置将是下一步设计研发的重要方向。

(4)由于发动机进气温度畸变从产生原因到传播以及影响机制的复杂性,目前大量关于航空发动机温度畸变的研究基于试验手段开展,数值仿真技术的潜力在该领域还没有充分发挥。另一方面可以看到,进气温度畸变模拟测试试验对设备和技术的要求极高,测试周期长、费用庞大,将现有理论模型与计算机仿真技术相结合发展新的模拟方法和评估手段将具有重要意义。

6 结束语

对航空发动机温度畸变问题的深入认识和深度把握对中国未来高性能飞机和航空发动机的设计研制具有重要意义。就飞行器总体而言,发动机进气温度畸变是影响高性能飞机(垂直/短距起降战斗机、武装直升机)和先进武器(空对空、空对地导弹)能效发挥的重要因素。航空发动机温度畸变测试是航空发动机稳定性测试的重要环节,对于设计高可靠性发动机以及特殊场合应用发动机的可实现性具有重要意义。

欧、美、俄走在航空发动机研发制造的前沿,在机理研究领域如温度畸变引入、温度畸变对压气机的影响、温度畸变对发动机总体性能影响传播机制都有深厚的研究积累,在应用领域如温度畸变的模拟、温度畸变发动机测试台、温度畸变的抑制以及在温度畸变条件下拓宽发动机的稳定工作范围等方面保持较大的技术领先优势。中国在航空发动机进气温度畸变领域的研究起步较晚,大量已开展的工作围绕工程应用展开。少数航空发动机研制单位已经建立了完备的温度畸变模拟、测试平台,能够开展工程应用类的发动机测试研究,但是在进气温度畸变基础研究领域的积累相对较为薄弱,仿真模拟手段有待进一步加强。

参考文献:

- [1] 赵运生. 航空发动机气动稳定性分析系统研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2013.
ZHAO Yunsheng. Research on aerodynamic stability analysis system for aero-engine [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013.
- [2] 刘博强. 小流量温度畸变发生器设计及温度畸变特性研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2016.
LIU Boqiang. Investigation on design and temperature distortion characteristics of small flow temperature distortion generator [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016.
- [3] 代冰, 叶巍. 美、俄航空发动机稳定性标准对比分析[J]. 航空标准化与质量, 2009(2):44-48.
- [4] 张世英, 高思廷. 有关进气畸变模拟板的实验与理论[J]. 南京航空航天大学学报, 1980, 12(1):117-131.
ZHANG Shiyong, GAO Siting. Experiments about plate distortion simulator [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 1980, 12(1):117-131.
- [5] 林其勋, 陈辅群, 张东, 等. 进气畸变模拟装置的试验研究[J]. 航空学报, 1992, 28(2):89-93.

- LIN Qixun, CHEN Fuqun, ZHANG Dong, et al. The experimental investigation of the inlet distortion simulation equipment[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1992, 28(2):89-93.
- [6] 杨国才,郑遂. S弯进气道旋流研究[J]. *推进技术*, 1992,13(1):1-7.
- YANG Guocai, ZHENG Sui. An investigation of the swirl in an S-shaped inlet [J]. *Journal of Propulsion Technology*,1992,13(1):1-7.
- [7] 林麒,郭荣伟. S弯进气道内旋流的有源涡控研究[J]. *航空学报*,1989,25(1):35-40.
- LIN Qi, GUO Rongwei. Vortex control investigation of swirl in S-shaped diffuser [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*,1989, 25(1):35-40.
- [8] 彭成一,马家驹,尹军飞. 新机试飞中的进气道旋流测量[J]. *推进技术*,1994,15(4):8-13.
- PENG Chengyi, MA Jiaju, YIN Junfei. Measurement of inlet swirls in flight [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1994,15(4):8-13.
- [9] 梁德旺,陈貽忠,郭荣伟. 矩形S弯扩压器内旋流的发展及其气动特性[J]. *推进技术*,1995,16(5):14-19.
- LIANG Dewang, CHEN Yizhong, GUO Rongwei. Swirl development and flow characteristics in a rectangular S-shaped diffuser[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1995,16(5):14-19.
- [10] 李文兰,丛孟滋,陈辅群. 进气畸变下轴流压气机级间流场的研究—畸变传递的计算方法和试验研究[J]. *西北工业大学学报*,1984(2):163-174.
- LI Wenlan, CONG Mengzi, CHEN Fuqun. A study on the between-stage flow pattern of an axial-flow compressor with inlet distortion calculation method for and experimental research on inlet distortion transmission [J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*,1984(2):163-174.
- [11] 胡骏. 旋转总压畸变对压气机稳定性影响数值模拟[J]. *工程热物理学报*,2000(2):161-165.
- HU Jun. Numerical simulation of effects of rotating inlet distortion on flow stability in compression systems [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2000(2):161-165.
- [12] 张皓光,楚武利,吴艳辉,等. 进口总压畸变对压气机性能及流场影响的机理研究[J]. *机械科学与技术*, 2010(7):880-885.
- ZHANG Haoguang, CHU Wuli, WU Yanhui, et al. A study of the mechanism of the influence of inlet total pressure distortion on compressor performance and its flow field[J]. *Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering*, 2010 (7): 880-885.
- [13] 陈英,叶巍,周志文,等. 一种用于提高发动机气动稳定性的控制策略[J]. *燃气涡轮试验与研究*,2012,25(3):26-30.
- CHEN Ying, YE Wei, ZHOU Zhiwen, et al. A control strategy for enhancing the aerodynamic stability of engine [J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2012,25(3):26-30.
- [14] CHILDS J H, KOCHENDORFER F D, LUBICK R J, et al. Stall and flame-out resulting from firing of armament[R]. Washington:National Advisory Committee for Aeronautics, 1955.
- [15] DIPIETRO A L. Design and experimental evaluation of a dynamic thermal distortion generator for turbomachinery research[D]. Blacksburg, Virginia: Virginia Polytechnic Institute and State University, 1993.
- [16] 常淑清. 温度畸变的形成及对推进系统的影响[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 1996,9(2):55-59.
- [17] SHARMA S, MOHAN M, KARANIA S, et al. Numerical investigation of under-expanded missile exhaust plume behavior[C]// 17th AeSI Annual CFD Symposium. Bangalore:[s. n.],2015.
- [18] LEE Y K, RAGHUNATHAN S, BENARD E, et al. Control of plume interference effects on axisymmetric afterbodies [J]. *The Aeronautical Journal*, 2004(4):185-196.
- [19] 李华,王占学,刘增文. 导弹射流对进气道性能的影响[J]. *科学技术与工程*, 2012, 12(7):1576-1579.
- LI Hua, WANG Zhanxue, LIU Zengwen. Application of dynamic patched-grid on unsteady simulations of propeller flows[J]. *Science Technology and Engineering*, 2012, 12(7):1576-1579.
- [20] 左汉中. 双转子涡喷发动机吞吸导弹喷流飞行模拟试验[J]. *航空学报*,1987,23(8):436-440.
- ZUO Hanzhong. The flight test of twin-spool turbojet engine simulating the ingestion of missile exhaust [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*,1987, 23(8):436-440.
- [21] 程学东,范修宏. 大编队飞行尾流规避研究[J]. *保定学院学报*,2010(3):104-107.
- CHENG Xuedong, FAN Xiuhong. Research on avoiding the wake of the larger formatting [J]. *Journal of Baoding University*, 2010(3):104-107.
- [22] 蔡晓春,胡以华,陶小红. 飞机尾喷流的速度场及浓度场数值模拟[J]. *微计算机信息*,2008(7):257-258.
- CAI Xiaochun, HU Yihua, TAO Xiaohong. Numerical simulation on velocity field and concentration field of fighter plane plume[J]. *Micro Computer Information*, 2008(7):257-258.
- [23] 于芳芳,史建邦,邓小宝. 飞机尾流温度场测量与数值模拟[J]. *工程与试验*, 2011(4):31-33.
- YU Fangfang, SHI Jianbang, DENG Xiaobao. Experiments and numerical simulations on temperature field of fighter plane plume [J]. *Engineering and*

- Test, 2011(4):31-33.
- [24] KLEPPER J, HALE A, DAVIS M. A numerical investigation of the effects of steam ingestion on compression system performance [R]. GT2004-54190, 2004.
- [25] BARRACK J. Reingestion characteristics and inlet flow distortion of V/STOL lift engine fighter configurations[C]// 6th Aerospace Sciences Meeting, New York; [s. n.], 1968:68-78.
- [26] JOHNS A, NEINER G, FLOOD J, et al. Engine inlet distortion in a 9.2 percent scaled vectored thrust STOVL model in ground effect[R]. AIAA 89-2910, 1989.
- [27] MACLEAN R, SULLIVAN J, MURTHY S N B. Hot gas environment around STOVL aircraft in ground proximity. I—Experimental study [J]. Journal of Aircraft, 1992, 29(1):67-72.
- [28] TAFTI D K, VANKA S P. Hot gas environment around STOVL aircraft in ground proximity. II—Numerical study [J]. Journal of Aircraft, 1992, 29(1):20-27.
- [29] KOTANSKY D R, BOWER W W. A basic study of the vtol ground effect problem for planar flow [J]. Journal of Aircraft, 1978, 15(4):214-221.
- [30] KUHN R E, MARGASON R J, CURTIS P. Jet induced effects [M]. Progress in Astronautics and Aeronautics, 2006:115-142.
- [31] HANGE C E, WARDWELL D A. Small scale jet effects and hot gas ingestion investigations at NASA AMES[R]. AIAA92-4252, 1992.
- [32] KUHN R E. Design concepts for minimizing hot-gas ingestion in v/stol aircraft[J]. Journal of Aircraft, 1982, 19(10):845-850.
- [33] VANOVERBEKE T J, HOLDEMAN J D. Three-dimensional turbulent flow code calculations of hot gas ingestion [J]. Journal of Aircraft. 1971, 27(7):577-598.
- [34] AMUEDO K C, WILLIAMS B R, FLOOD J D, et al. STOVL hot gas ingestion control technology[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 1989, 113(1):68-74.
- [35] HANGE C, WARDWELL D. Hot gas ingestion characteristics of a 5.3 percent scale model of the mixed-flow vectored-thrust (MFVT) ASTOVL aircraft concept [R]. AIAA 93-4889, 1993.
- [36] ELBANNA H, SABBAGH J A. Flow visualization and measurements in a two-dimensional two-impinging-jet flow [J]. AIAA Journal, 2015, 27(4):420-426.
- [37] CURTIS P, PENROSE C. Recent exhaust gas ingestion experiments on a generic ASTOVL aircraft [R]. AIAA 93-4890, 1993.
- [38] DONALDSON C D, SNEDEKER R S. A study of free jet impingement. Part 1. Mean properties of free and impinging jets [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1971, 45(2):281-319.
- [39] JOHNS A L. STOL and STOVL hot gas ingestion and airframe heating tests in the nasa lewis 9- by 15-foot low-speed wind tunnel[R]. NASA-TM-102101, 1978.
- [40] BEVILAQUA P M. Genesis of the F-35 joint strike fighter [J]. Journal of Aircraft, 2015, 46(6):1825-1836.
- [41] SADDINGTON A J, KNOWLES K, CABRITA P M. Flow measurements in a short takeoff, vertical landing fountain: Splayed jets [J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(3):874-882.
- [42] SADDINGTON A J, KNOWLES K, CABRITA P M. Flow measurements in a short takeoff, vertical landing fountain: Parallel jets [J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(5):1736-1743.
- [43] FRICKER D M, HOLDEMAN J D, VANKA S P. Calculations of hot gas ingestion for a STOVL aircraft model [J]. Journal of Aircraft, 1994, 31(1):236-242.
- [44] HARPER L R. Harrier 2 hot gas reingestion model tests, phase II [R]. INTERNAL Rolls-Royce (Bristol) Report, GN 30345, 1990.
- [45] PENROSE C J. Harrier 2 hot gas reingestion model tests [R]. INTERNAL Rolls-Royce (Bristol) Report, GN 30224, 1990.
- [46] RICHARDSON G, DAWES W, SAVILL A. Hot gas ingestion modelling for the vertical descent phase of a harrier[R]. AIAA 2005-5338, 2005.
- [47] DAWES W N, SAVILL A M. An unsteady, moving mesh CFD simulation for Harrier hot-gas ingestion control analysis [J]. Aeronautical Journal, 2007, 111(1117):133-144.
- [48] CHADERJIAN N, AHMAD J, PANDYA S, et al. Progress toward generation of a navier-stokes database for a harrier in ground effect[R]. AIAA 2002-5966, 2002.
- [49] BEHROUZI P, MCGUIRK J. Experimental data for cfd validation of the intake ingestion process in STOVL aircraft [J]. Flow, Turbulence and Combustion, 2000, 64(4):233-251.
- [50] BEHROUZI P, MCGUIRK J J. Particle image velocimetry for intake ingestion in short takeoff and landing aircraft [J]. Journal of Aircraft, 2000, 37(6):994-1000.
- [51] KEMP E D G. Studies of exhaust-gas recirculation for VTOL aircraft [J]. Journal of Aircraft, 1969, 6(2):102-108.
- [52] WILLIAMS R S. Special course on V/STOL aerody-

- namics [R]. AGARD-R-710, 1985.
- [53] WARDWELL D A, KUHN R E. Prediction techniques for jet-induced effects in hover on STOVL aircraft[R]. NASA TM-102818, 1991.
- [54] KIRK J V, BARRACK J P. Reingestion characteristics and inlet flow distortion of V/STOL lift-engine fighter configurations [J]. Journal of Aircraft, 1969, 6(2):116-122.
- [55] 李达新, 赵克良, 王奇志, 等. 民机涡扇发动机重吸入特性风洞试验[J]. 实验流体力学, 2012, 26(5):31-35.
- LI Daxin, ZHAO Keliang, WANG Qizhi, et al. Wind tunnel test for turbo-fan engine re-ingestion characteristic of civil aircraft [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2012, 26(5):31-35.
- [56] LUCY B, REED J. A Survey of turbine engine temperature distortion generator requirements and concept trade study[R]. AIAA 2011-5969, 2011.
- [57] 董金钟, 王苗苗. 总压总温组合畸变对压气机稳定性影响的数值模拟研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(6):788-793.
- DONG Jinzhong, WANG Miaomiao. Effect on stability of compressor with total temperature and pressure distortions [J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(6):788-793.
- [58] 黄顺洲, 胡骏. 组合畸变对某型发动机稳定性的影响[J]. 航空动力学报, 2006, 21(6):1085-1091.
- HUANG Shunzhou, HU Jun. Investigation of the effect of combined distortion on engine stability [J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(6):1085-1091.
- [59] 叶培梁, 刘大响. 进口温度畸变对涡扇发动机稳定性影响的试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2001, 14(1):38-45.
- YE Peiliang, LIU Daxiang. An experimental investigation in effects of inlet temperature distortion on turbofan stability[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2001, 14(1):38-45.
- [60] 叶巍, 唐世建, 白磊. 进气温度畸变对某发动机稳定性影响的研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2006, 19(4):6-10.
- YE Wei, TANG Shijian, BAI Lei. Study on the effects of inlet temperature distortion on stability of an engine [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2006, 19(4):6-10.
- [61] 叶巍, 乔渭阳, 侯敏杰. 发动机在进气温度畸变条件下的特性研究[J]. 推进技术, 2008, 29(6):677-680.
- YE Wei, QIAO Weiyang, HOU Minjie. Study for effects of inlet temperature distortion on engine performance [J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(6):677-680.
- [62] 吴虎, 廉小纯, 陈辅群. 动态温度畸变下压缩系统稳定性模型研究[J]. 推进技术, 1994, 15(5):34-40.
- WU Hu, LIAN Xiaochun, CHEN Fuqun. The model for predicting aerodynamic stability in the axial compression systems with inlet dynamic temperature distortions [J]. Journal of Propulsion Technology, 1994, 15(5):34-40.
- [63] 王春利, 乔渭阳, 许开富. 压缩系统对动态温度畸变的非正常响应[J]. 机械设计与制造, 2007, 8(8):148-150.
- WANG Chunli, QIAO Weiyang, XU Kaifu. Unsteady response of the axial compression systems to inlet dynamic temperature distortions [J]. Machinery Design and Manufacture, 2007, 8(8):148-150.
- [64] 张明川, 唐狄毅. 进气温度畸变瞬变条件下发动机稳定性数值模拟[J]. 西北工业大学学报, 1997(3):399-403.
- ZHANG Mingchuan, TANG Diyi. The stability of an axial flow compressor with inlet spatial temperature distortion and transients [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 1997(3):399-403.
- [65] GANNON A J, HOBSON G V, HEDGES C R, et al. Investigation and prediction of steam-induced stall-margin reduction in two transonic rotor fans [J]. ASME J Fluids Eng, 2014, 136(11):111101-111101-9.
- [66] RUDEY R A, ANTL R J. The effect of inlet temperature distortion on the performance of a turbo-fan engine compressor system [R]. NASA TM X-52788, 1974.
- [67] 刘大响, 叶培梁. 温度畸变发生器的功用及其试验方法[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1999, 12(2):58-62.
- [68] 侯敏杰, 刘大响, 王惠儒. 温度畸变发生器的设计与实验[J]. 航空动力学报, 2005, 20(3):361-367.
- HOU Minjie, LIU Daxiang, WANG Huiru. Design and experimental study of the inlet temperature distortion generator [J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(3):361-367.
- [69] HEDGES C R. Computational fluid dynamic model of steam ingestion into a transonic compressor [D]. Monterey, California: Naval Postgraduate School, 2009.
- [70] VILLES CAS I. flow field surveys in a transonic compressor prior to inlet steam ingestion tests [D]. Monterey, California: Naval Postgraduate School, 2005.
- [71] BEALE D, CRAMER K, KING P. Development of improved methods for simulating aircraft inlet distortion in turbine engine ground tests [R]. AIAA 2002-3045, 2002.
- [72] KLANN G A, BARTH R L, BIESIADNY T J. Temperature distortion generator for turboshaft engine testing [R]. NASA-TM-83748, 1984.

- [73] MEHALIC C M, LOTTIG R A. Steady-state inlet temperature distortion effects on the stall limits of a J85-Ge-13 turbojet engine [R]. NASA-TM-X-2990, 1974.
- [74] BIESIADNY T J, KLANN G A, LITTLE J K. Response of a small-turboshaft-engine compression system to inlet temperature distortion[R]. NASA-TM-83765, 1984.
- [75] SOEDER R H, MEHALIC C M. Effect of combined pressure and temperature distortion orientation on high-bypass-ratio turbofan engine stability [R]. NASA-TM-83771, 1984.
- [76] SOEDER R H, MEHALIC C M, STANCIK K. Effect of steady-state temperature distortion on inlet flow to a high-bypass-ratio turbofan engine [R]. NASA-TM-86896, 1985.
- [77] ABDELWAHAB M. Effects of temperature transients at fan inlet of a turbofan engine [R]. NASA-TP-1031, 1977.
- [78] BRAITHWAITE W M, GRABER B J, MEHALIC C M. The effects of inlet temperature and pressure distortion on turbojet performance [R]. NASA TM X-71431, 1973.
- [79] MEHALIC C M. Effect of spatial inlet temperature and pressure distortion on turbofan engine stability [R]. NASA TM-100850, 1988.
- [80] BRAITHWAITE W M, SOEDER R. Combined pressure and temperature distortion effects on internal flow of a turbofan engine [J]. Journal of Aircraft, 1979, 17(7):468-472.
- [81] SAE ARD 50015. A current assessment of the inlet/engine temperature distortion problem [S].
- [82] 刘大响,叶培梁. 俄罗斯的发动机进口流场畸变评定指南[J]. 燃气涡轮试验与研究,1994,7(3):1-10.
- [83] 侯敏杰,石小江,罗华锋. 发动机进气温度畸变高响应温度测试技术研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2005, 18(2):41-48.
- HOU Minjie, SHIXiaojiang, LUO Huafeng. A study on high response instrumentation technology used in aero-engine inlet temperature distortion measurement [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2005, 18(2):41-48.
- [84] 展之宏,宁烽,宁交贤. 发动机进口流场温度畸变测试技术研究[J]. 数据采集与处理, 2000, 15(2):226-230.
- ZHAN Zhihong, NING Feng, NING Jiaoxian. Study on some measuring technologies of temperature distortion on inlet flow of engine [J]. Journal of Data Acquisition and Processing, 2000, 15(2):226-230.
- [85] VENKATAKRISHNAN L, WILEY A, KUMAR R, et al. Density field measurements of a supersonic impinging jet with microjet control[J]. AIAA Journal, 1971, 49(2):432-438.
- [86] 邢家瑞,张绍基,姜彩虹,等. 昆仑发动机发射武器防喘控制系统的研制[J]. 航空动力学报, 2004, 19(6):834-837.
- XING Jiarui, ZHANG Shaoji, JIANG Caihong, et al. Development of a surge preventive control system applied to the Kunlun aeroengine[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(6):834-837.
- [87] 张绍基. 航空发动机进口温度畸变参数和防喘控制系统设计[J]. 推进技术, 2006, 27(1):15-19.
- ZHANG Shaoji. Research on the heat distortion parameters and the design for engine surge control systems[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(1):15-19.