

2 种构型升推组合推进系统装机后地面效应影响仿真

袁长龙, 芮长胜, 韩佳, 郝燕平
(中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘要: 为了解近地环境下不同构型升推组合推进系统装机后的环境适应性和性能差异性, 研究了地面效应对推进系统外流升力损失、内流性能损失和气动稳定性等方面的影响。构建了 STOVL 飞机+推进系统耦合流场模型, 制定了处于同一技术水平的升力发动机和升力风扇 2 种构型升推组合推进系统方案, 对相关参数进行了计算和对比分析。结果表明: 推进系统装机后受地面效应影响, 在工作环境、性能保持和功能完整性等方面, 升力风扇构型明显优于升力发动机构型; 相比升力风扇构型, 升力发动机构型总升力减小 10%, 总耗油率提高 5%, 主发动机压缩部件喘振裕度减小 10%; 如要保证升力分配比为 1.0, 总升力同比进一步减小超过 23%; 为防止推进系统气动失稳, 应保证主发动机进气相对温升不超过 3.5%、温升率不超过 50 K/s。

关键词: 升推组合; 地面效应; 构型对比; 性能损失; 稳定性; 推进系统; STOVL 飞机

中图分类号: V231

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.01.006

Simulation Study on In-ground Effect of Two Configurations of Installed Lift-thrust Combined Propulsion Systems

YUAN Chang-long, RUI Chang-sheng, HAN Jia, HAO Yan-ping
(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to obtain the environment adaptability and performance variability of different configurations of installed lift-thrust combined propulsion systems in the near ground environment, the influences of ground effect on the external flow lift loss, internal flow performance loss and aerodynamic stability of propulsion system, etc. were studied. The coupled flow field model of STOVL aircraft and propulsion system was constructed. Two configurations of lift-thrust combined propulsion system schemes with the lift engines and lift fans at the same technical level were developed, and the relevant parameters were calculated and compared. The result shows that after the installation of the propulsion system, the lift fan configuration is obviously superior to the lift engine configuration in terms of working environment, performance maintenance, and functional integrity due to the influence of ground effect; compared with the lift fan configuration, the total lift of the lift engine configuration is reduced by 10%, the total fuel consumption is increased by 5%, and the surge margin of the main engine compression component is decreased by 10%; to ensure the lift distribution ratio of 1.0, the total lift will further decrease by more than 23%; to prevent aerodynamic instability, the relative temperature rise of the main engine intake air shall not exceed 3.5% and the temperature rise rate shall not exceed 50K/s.

Key words: lift-thrust combination; in-ground effect; configuration contrast; performance loss; stability; propulsion system; STOVL aircraft

0 引言

升推组合推进系统的发展与革新是短距起飞/垂直降落 (Short Takeoff and Vertical Landing, STOVL) 飞机研究的重要触发因素, 自 20 世纪 50 年代中期开始, 围绕产生升力的方法和途径, 发展了推力转向、升力

发动机、升力风扇等多种形式布局的升推组合推进系统。不同的推进系统催生了形式各异的 STOVL 飞机, 具有代表性的有“鹞”式战机及其“飞马”推进系统、雅克-141 飞机及其 R79+RD41 复合推进系统, 以及 F-35B 飞机及其 F135-PW-600 发动机^[1-2]。当 STOVL 飞机处于近地环境时, 地面改变了气流方向,

收稿日期: 2022-03-20 基金项目: 航空动力基础科研项目资助

作者简介: 袁长龙 (1987), 男, 高级工程师。

引用格式: 袁长龙, 芮长胜, 韩佳, 等. 2 种构型升推组合推进系统装机后地面效应影响仿真[J]. 航空发动机, 2024, 50(1): 44-49. YUAN Changlong, RUI Changsheng, HAN Jia, et al. Simulation study on in-ground effect of two configurations of installed lift-thrust combined propulsion systems[J]. Aeroengine, 2024, 50(1): 44-49.

影响飞机附近的流场,产生地面吸附效应、高温燃气回吸、地面涡等现象,其中地面吸附效应可能诱发升力损失,地面涡可能造成发动机的高温燃气回吸。因此,地面效应不仅影响推进系统外流升力性能^[3-5],还会对推进系统进气条件产生影响,特别是高温燃气回吸会对发动机性能造成消极影响^[6-8]。此外,不同构型的升推组合推进系统受地面效应影响的程度不同,需要分别研究。

Smith 等^[9]对近地面状态下特定工况的流场特性进行了数值研究,得到了地面涡分布及来流对地面涡位置的影响趋势;Peter^[10]针对鹞式和 X-35B 飞机热燃气吸入开展了试验研究,得到了 2 种构型温度上升和分布等差异化的流场特征数据;Richard 等^[11]开展了 STOVL 热燃气吸入缩比试验研究,阐述了热燃气吸入 (Hot Gas Intake, HGI) 试验的试验设备和风洞模型动力方面的改进和完善,提升了对 STOVL 流场和对 HGI 特性影响的理解;屠展等^[8]、刘帅等^[12]和洪亮等^[13]开展了基于系统辨识的飞机垂直起降过程升力损失建模、基于响应面法的飞机近地面升力损失和垂直起降飞机升力突降动态过程等方面的研究工作,采用不同方式得到了升力损失计算方法;田宝林^[1]、吴雄^[2]对不同构型 STOVL 动力装置特点进行了定性描述和分析;杨磊等^[14]、魏道鑫^[15]对推进系统稳态性能仿真模型进行了研究,建立了发动机建模方法。目前存在的问题包括:对 STOVL 飞机地面效应和推进系统性能研究相互独立,对 STOVL 飞机地面效应的影响研究大多集中在升力损失方面,未深入考虑或涉及地面效应对推进系统本身性能的影响和飞发耦合影响;升推组合推进系统构型对比分析主要是对典型构型的直接描述和定性分析,未深入考虑技术水平差异性,且量化对比研究极少等。

本文建立了升推组合推进系统飞推耦合研究流程和方法,获得了地面效应对推进系统的影响规律、量化程度以及失稳容限。

1 研究流程和方法

本文针对地面效应对不同构型升推组合推进系统的影响进行了对比分析,研究流程和方法如图 1 所示。本研究涉及气体动力学、航空发动机总体性能等专业,因此,将整个研究过程分为以下 2 部分。

Step1:基于 CFD 的地面效应气动流场计算。包含的主要内容有:重构推进系统配装的 STOVL 飞机

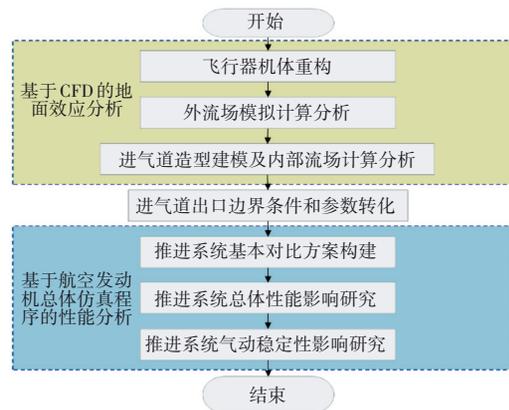


图 1 研究流程和方法

机体;对飞机气动外形进行建模及网格化分;利用 CFD 计算软件开展飞机外流场模拟计算及分析;视情结合飞机+进气道一体化流场计算或根据飞机气动仿真结果,将相应截面参数赋予进气道入口或者某一特征截面,作为进气道部分研究的输入,然后结合进气道造型建模及气动流场模拟,给出进气道出口截面的气流状态参数。

Step2:基于航空发动机总体程序的性能分析。包含的主要内容有:将进气道出口边界条件和参数转化成发动机总体性能仿真程序和气动稳定性计算程序可识别的参数,建立气动流场与推进系统性能的耦合联系,并分析其对升推组合推进系统总体性能和稳定性等方面的影响。

1.1 飞机气动仿真模型建立方法

借鉴 F-35 飞机构型以及文献[16-17]中建模方法建立飞机气动仿真模型,并利用流体计算软件进行气动计算。飞机机身结构及网格划分如图 2 所示。飞机进气道采用压力出口条件,通过调节背压值使流量达到要求数值;推进系统喷管出口采用质量入口条件,给定质量流量和温度;壁面为固壁无滑移条件;外部空间采用压力出口条件,取 1 个大气压;湍流模型选用标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型;离散格式采用 2 阶迎风格式;网格总数达到千万级。在研究地面效应对推进系统性能影响时,可将飞机进气道参数转化赋值到发动机进口参数。

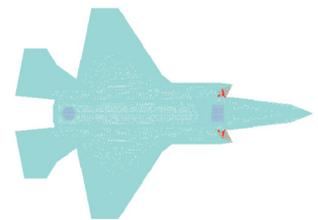


图 2 飞机机身结构及网格划分

1.2 基本对比方案构建方法和整机建模方法

推进系统不同构型的相互对比评价依托一定的

技术水平和具体的发动机方案,现阶段国内外已有的升推组合推进系统较少,且存在明显代次上的差异。因此,本文以F135-PW-600发动机总升力级别为牵引,重新构建基于同一技术水平的2种构型(构型1:升力发动机构型;构型2:升力风扇构型)的升推组合推进系统方案,以消除总压比、燃烧室出口温度、单位面积流通能力等技术水平参数差异对评价结果的干扰。2种构型推进系统如图3所示。本文研究的方案技术能力参数范围选取为:不同方案之间的燃烧室出口温度相差不超过30℃;总压比相差不超过5;单位面积流通能力取相同值。

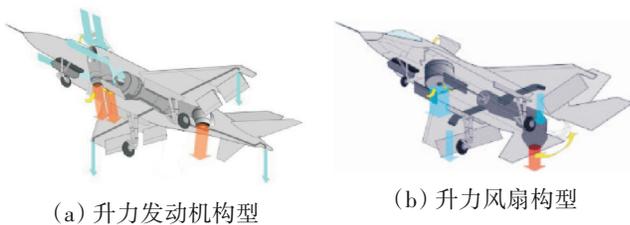


图3 2种构型推进系统

梳理与常规涡扇发动机的差异性,采用模块化的建模方式,完成推进系统总体性能模型的建立,整机模型如图4所示。构型1:在常规涡扇发动机模型基础上,新增了用于滚转姿态调整的滚转喷管模块和3轴承旋转模块,以及2个单轴涡喷模型;构型2:相比常规涡扇发动机模型,新增了滚转喷管模块、3轴承旋转模块、升力风扇系统模块和传动离合系统模块。

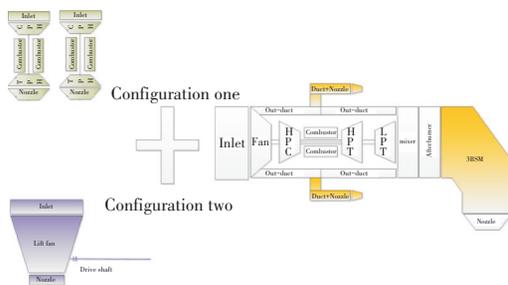


图4 整机模型

1.3 稳定性评估方法

本文主要考虑影响较大的温度瞬变对主发动机的气动稳定性影响^[18],暂不考虑稳态空间温度畸变,将进气温度畸变作为降稳因子,利用气动稳定性计算模型进行计算和分析。将3维流体计算的发动机进口截面气动参数结果赋予到基于平行压气机理论建立的稳定性评估模型中的主发动机进口边界条件,并对主发动机整机进行适当简化和网格划分,周向划分

n 个平行压气机单元;温升分别给定为1.7%、3.5%、10.4%和27.8%,温升率分别给定为10、30、50和70 K/s,发动机转速设定为中间状态(暂不考虑节流状态)。

2 地面效应对飞机/推进系统的影响

2.1 飞机+推进系统耦合外流场温度

飞机均处于地面状态,喷管离地高度为1 m条件下,发动机处于中间状态,2种构型推进系统对配装的飞机机身温度、地面温度和周围环境温度的影响分析如下。

地面效应对配装不同构型推进系统的飞机机身温度的影响如图5所示。从图中可见,在机腹产生局部高温区,受不同构型排气温度和速度等差异性影响,相比构型2,构型1下机身最高温度升高了近300 K,由400 K升高至700 K,且超过600 K的高温区占据了整个机身面积的1/3,不利于配装飞机的蒙皮和表面涂层的防护。

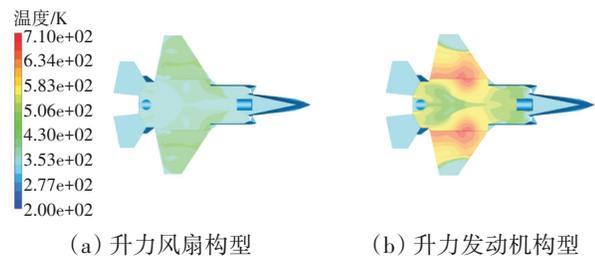


图5 地面效应对配装不同构型推进系统的飞机机身温度的影响

2种构型对配装飞机周围地面温度分布的影响如图6所示。从图中可见,在本计算域范围内,推进系统喷流会引起地面温度分布的变化,以<400、400~700 K、>700 K 3个温度区间进行评价,受不同构型排气温度和速度等差异性影响,构型2地面温度面积占比分别为50%、25%、25%,最高温度约为900 K;构型1地面温度面积占比分别为0%、50%、50%,最高温度约为1100 K;构型1喷流引起的地面温度上升远高于

构型2。从图中可见,在本计算域范围内,推进系统喷流会引起地面温度分布的变化,以<400、400~700 K、>700 K 3个温度区间进行评价,受不同构型排气温度和速度等差异性影响,构型2地面温度面积占比分别为50%、25%、25%,最高温度约为900 K;构型1地面温度面积占比分别为0%、50%、50%,最高温度约为1100 K;构型1喷流引起的地面温度上升远高于

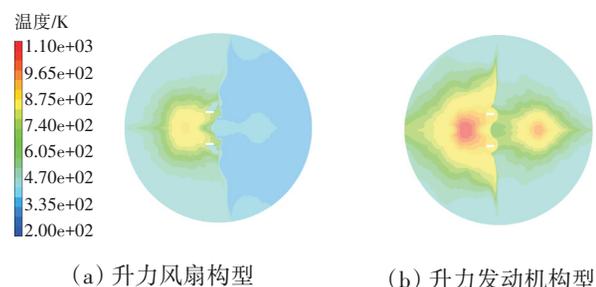


图6 2种构型对配装飞机周围地面温度分布的影响

构型2的,不利于地面的热防护。

2种构型对配装飞机周围环境温度分布的影响如图7所示。从图中可见,推进系统喷流会引起飞机周围空间温度分布的变化,相比构型2,构型1喷流引起飞机两侧空间环境温度的上升,高温局部温升增加约为50~100 K,且高温区域面积更大,不利于附近设备和人员安全工作。

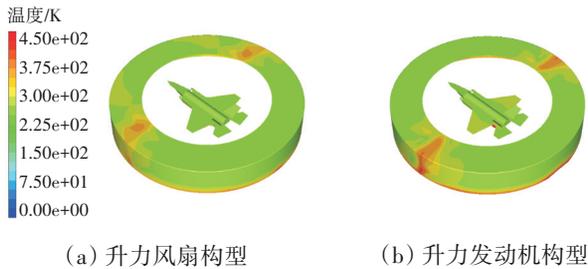


图7 2种构型对配装飞机周围环境温度分布的影响

2.2 地面效应对推进系统外流升力损失的影响

假设喷管离地高度为1 m,根据文献[19]中的公式计算总升力损失及升力损失系数。不同构型推进系统外流特征参数对比如图8所示。其中,射流相对动量比 β_p 综合了射流相对速度比 β_v 和射流相对流量比 β_m ,体现了升力部分射流与主发动机部分射流的相对强弱,射流相对温度比 β_t 体现了升力部分射流与主发动机部分射流的相对温差,总升力损失系数 C_t 体现了地面效应对推进系统装机环境下的总升力影响程度。从图中可见,(1)构型2的相对动量比值最大(由主发动机排气压比低和升力部分流量大共同导致),构型1次之;(2)由于升力风扇部分无燃料燃烧,构型2的相对温比远小于构型1的;(3)构型1、2总升力损失系数分别为4.4%、3.4%,构型2更有利于总升力的保持。

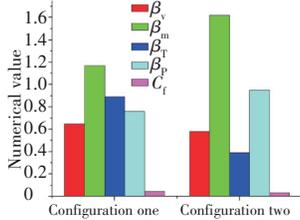


图8 不同构型推进系统外流特征参数对比

与主发动机部分射流的相对温差,总升力损失系数 C_t 体现了地面效应对推进系统装机环境下的总升力影响程度。从图中可见,(1)构型2的相对动量比值最大(由主发动机排气压比低和升力部分流量大共同导致),构型1次之;(2)由于升力风扇部分无燃料燃烧,构型2的相对温比远小于构型1的;(3)构型1、2总升力损失系数分别为4.4%、3.4%,构型2更有利于总升力的保持。

2.3 地面效应对推进系统内流性能的影响

基于常规发动机一般以15%作为安装后的进气损失评估输入,并考虑到STOVL飞机辅助进气对发动机进气损失的改善作用,本文以10%发动机进气损失作为分析基准,并忽略2种构型进气损失较小的差异性;构型2进口相对平均温升约为10%,构型1进口相对平均温升同比提高约17%。进气损失相对变化 Δ

σ 对推进系统升力相对变化 ΔL 和耗油率相对变化 ΔS_{fc} 的影响如图9所示。从图中可见,受主机进气损失影响,推进系统升力下降,耗油率提高,其中主机进气总压恢复系数减小1%,主机升力减小约1.3%,主机耗油率提高0.2%~0.3%,总升力减小0.7%,总耗油率提高0.15%,且构型1升力减小幅度较构型2的小,但构型1耗油率的提高幅度要高于构型2的;进气损失对推进系统性能的影响见表1,在相应的进气损失条件下,相比构型2,构型1主发动机升力增大1%,主发动机耗油率提高1.7%,升力部分不变,总升力增大0.6%,总耗油率提高0.5%,主要是因为升力发动机工作状态相对于其主发动机独立,未受主发动机进气损失影响。

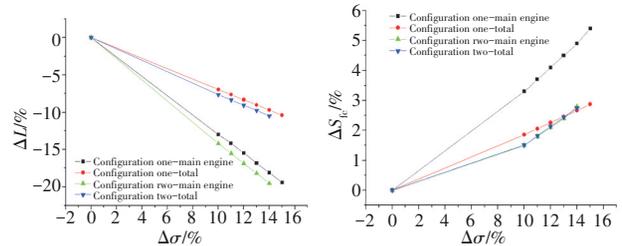


图9 不同进气损失对推进系统升力和耗油率的影响

表1 进气损失对推进系统性能的影响

构型	主机		升力系统(不含主机)		总升力	总耗油率
	升力	耗油率	升力	耗油率		
1	-13	+3.3	0	0	-7.0	+2.0
2	-14	+1.5	0	0	-7.6	+1.5

进气温度相对变化 ΔT 对推进系统升力相对变化 ΔL 和耗油率相对变化 ΔS_{fc} 的影响如图10所示。从图中可见,受主机进气温度变化影响,2种构型推进系统升力均减小,构型1升力减小的幅度总体上较构型2的小,且二者差值随着温度的升高而增大;构型1主机耗油率和总耗油率均提高,构型2的主机耗油率提高幅度较大,但由于升力风扇不耗油,其总耗油率反而降低;进气温度对推进系统性能的影响见表2,在

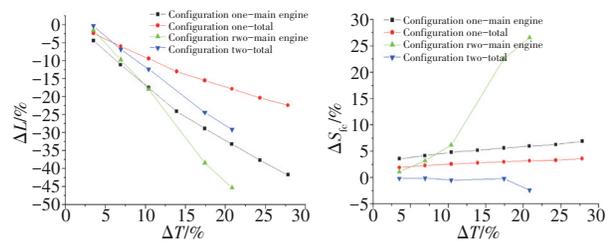


图10 不同进气温度对推进系统升力和耗油率的影响

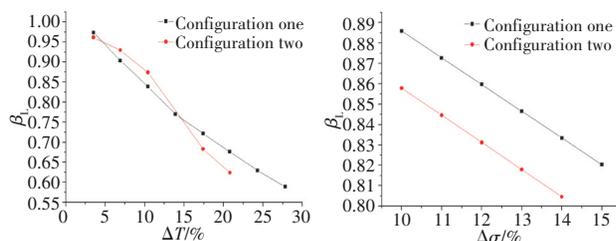
相应的进气温度变化条件下,相比构型2,构型1主发动机升力减小24%,主发动机耗油率提高0.7%,总升力减小10.4%,总耗油率提高4.1%。

表2 进气温度对推进系统性能的影响 %

构型	主机		升力系统(不含主机)		总升力	总耗油率
	升力	耗油率	升力	耗油率		
1	-42	+6.9	0	0	-22.4	+3.6
2	-18	+6.2	-7	0	-12	-0.5

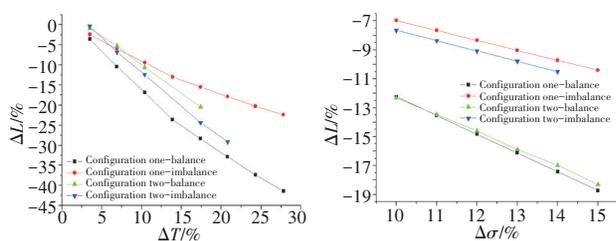
因此,受地面效应引起的主发动机进气温升等方面影响,相比构型2,构型1主发动机升力减小23%,主发动机耗油率提高2.4%;升力系统部分升力增大7%,耗油率不变;总升力减小10%,总耗油率提高约5%。

进气温度相对变化 ΔT 和进气损失相对变化 $\Delta\sigma$ 对推进系统升力分配比 β_L (主发动机升力与升力部件升力的比值)和配平后总升力相对变化 ΔL 的影响分别如图11、12所示。从图中可见,随着主发动机进气温度的升高和进气损失的增大,升推组合推进系统升力分配比 β_L (主发动机升力与升力部件升力的比值)均呈减小趋势,且构型1受到的影响更为严重,在上文的进气温度和进气损失条件下,构型2升力比减小27.5%,其中进气温度影响占比为13%,进气损失影响占比为14.5%,构型1升力比减小51.5%,其中进气温度影响占比为40%,进气损失影响占比为11.5%,如要实现升力比恢复至1.0,相比不做升力比要求的情



(a) 进气温升的影响 (b) 进气损失的影响

图11 不同进气温升和进气损失对推进系统升力比的影响



(a) 不同进气温升下 (b) 不同进气损失下

图12 升力配平对推进系统总升力的影响

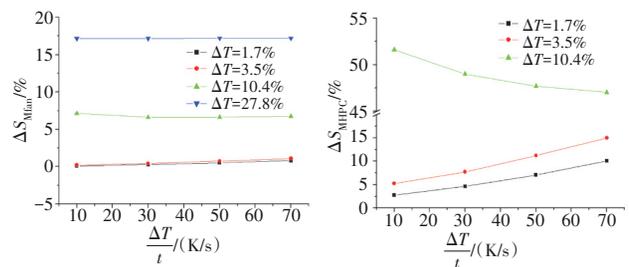
况,构型2总升力仅减小2%,其中进气温度影响占比为+2%,进气损失影响占比为-4%,而构型1总升力进一步减小超过25%,其中进气温度影响占比为-20%,进气损失影响占比超过-5%。进而影响飞机俯仰姿态和下降/上升的加速性的协调控制。

综上所述,受地面效应影响,构型2更有利于总升力和升力比的保持,可以通过升力风扇和主发动机相互的能量调节,在恢复升力比的同时,总升力减小的幅度更小。而构型1升力比存在大幅减小的情况,且无相互调整能力,只能通过减小升力发动机的升力值进行升力配平,会导致总升力进一步大幅减小。相比构型2,构型1面临严重的“倒(俯仰严重侧倾)栽(纵向加速性不足)”风险。

2.4 地面效应对推进系统稳定性的影响

发动机进口总温畸变使压缩部件的稳定工作裕度缩小,如果超过了临界值,会引起发动机喘振,甚至会引起发动机熄火,影响整个系统的安全性。

不同进气温升和温升率对风扇和压气机气动稳定性的影响分别如图13所示。从图中可见,相对温升分别为小于3.5%、10.4%、27.8%时,风扇喘振裕度的减小分别为小于1%、7%、17%,在相同的温升条件下,温升率变化引起的风扇部件喘振裕度损失程度不大,在1%以内,在相同温升率条件下,温升变化引起的风扇部件喘振裕度损失呈分段趋势,在小于3.5%时相差不大,超过3.5%后损失率约为0.21%/K,风扇部件喘振裕度损失对温升的变化更为敏感;相对温升分别为1.7%、3.5%和大于10.4%时,压气机喘振裕度的减小分别为3%~10%、5%~15%和超过45%,发动机将无法容忍并发生喘振,且压气机部件喘振裕度对温升和温升率的变化均较为敏感;以发动机10%裕度损失容限计,风扇具备约14%进气温升承受能力,压



(a) 对主机风扇稳定性的影响 (b) 对主机压气机稳定性的影响

图13 不同进气温升和温升率对主机风扇和压气机稳定性的影响

气机仅具备在温升率不超过 50 K/s 条件下的最大温升不超过 3.5% 的承受能力,压气机受进气温度畸变影响更大。

综上所述,相比构型 2,由于构型 1 的温升更大,面临更严重的进气温度畸变问题,喘振裕度同比进一步减小超过 10%,因此,更容易发生喘振现象,直接导致发动机无法正常工作。

3 结论

(1) 2 种构型外部流场射流动量比和温度比等特性存在差异性,直接导致地面效应对升力发动机构型外流升力损失、装机环境温度分布等方面产生的影响更大。

(2) 相比升力风扇构型,升力发动机构型总升力减小约 10%,总耗油率提高约 5%,如要保证升力分配比为 1.0,性能损失会进一步增大,但升力风扇构型性能保持能力更强,总升力仅减小 2%,而升力发动机构型总升力进一步减小超过 25% (同比减小 23%),地面效应对升力发动机构型内流性能损失影响更为严重,在装机使用环境条件下,升力发动机构型更易陷入“升力断崖”,发生“失升”和高油耗问题。

(3) 相比升力风扇构型,升力发动机构型压缩部件稳定性面临进一步下降 10% 的风险,大幅降低了配装飞机的生存能力,地面效应给升力发动机构型系统功能完整性带来极大风险。

(4) 为保证推进系统的压缩部件稳定工作,应尽可能减小地面效应对主发动机进气条件的影响,保证主发动机进气温升不超过 3.5%、温升率不超过 50 K/s。

参考文献:

- [1] 田宝林. 世界垂直起降动力装置的演进和展望[J]. 航空发动机, 2009, 23(1): 50-56.
TIAN Baolin. Evolution and development of world VTOL power plant[J]. Aeroengine, 2009, 23(1): 50-60. (in Chinese)
- [2] 吴雄. 短距起飞/垂直降落飞机动力装置特点及关键技术分析[J]. 航空发动机, 2019, 45(2): 91-96.
WU Xiong. Analysis on the characteristics and key technologies of the propulsion system of the short takeoff/vertical landing aircraft[J]. Aeroengine, 2019, 45(2): 91-96. (in Chinese)
- [3] Chadejianm N M, Pandya S A, Ahmad U J, et al. Parametric time-dependent navier-stokes computations for a YAV-8B harrier in ground effect[R]. AIAA-2002-0950.
- [4] Peter C. A review of the status of ground effect technologies[R]. AIAA-2002-5985.
- [5] Schuster E P, Carter T D, Esker D W. Investigation of ground effects on large and small scale models of a three fan V/STOL aircraft configuration[R]. NASA-CR-152240.
- [6] 洪亮. 垂直起降飞行器排气喷管性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
HONG Liang. Research on STOVL aircraft thrust nozzle[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [7] Saddington A J, Knowles K. A review of out-of-ground effect propulsion-induced interference on STOVL aircraft[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2005, 41(3-4): 175-191.
- [8] 屠展, 朱纪洪. 基于系统辨识的垂直/短距飞机垂直起降过程升力损失建模[J]. 中国科学技术大学学报, 2012, 42(8): 664-669.
TU Zhan, ZHU Jihong. Modeling of VSTOL aircraft lift loss in hover based on the system identification method[J]. Journal of University of Science and Technology of China, 2012, 42(8): 664-669. (in Chinese)
- [9] Smith M S, Chawla K, Vandalsem W R. Numerical simulation of a complete STOVL aircraft in ground effect[R]. AIAA-91-3293.
- [10] Peter C. The influent of ground boundary layer on hot gas ingestion characteristics[R]. AIAA-2002-5983.
- [11] Richard C, Peter C, Peter F. State of the art in sub-scale STOVL hot gas ingestion wind tunnel test techniques[R]. AIAA-2005-01-3158.
- [12] 刘帅, 王占学, 周莉, 等. 基于响应面法的短距/垂直起降飞机近地面升力损失[J]. 航空动力学报, 2017, 32(4): 874-881.
LIU Shuai, WANG Zhanxue, ZHOU Li, et al. Lift loss of short/vertical takeoff and landing aircraft proximity of ground based on response surface method[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(4): 874-881. (in Chinese)
- [13] 洪亮, 额日其大, 徐惊雷. 垂直起降飞行器升力突降动态过程的数值模拟研究[J]. 推进技术, 2015, 36(4): 527-531.
HONG Liang, Eriqitai, XU Jinglei. Numerical simulation of STOVL aircraft dynamic process with lift loss[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(4): 527-531. (in Chinese)
- [14] 杨磊, 杨大军, 姜楠, 等. 轴驱动升力风扇发动机稳态性能仿真模型研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2018, 31(3): 1-4.
YANG Lei, YANG Dajun, JIANG Nan, et al. Steady performance mathematical model of a turbofan engine with the shaft-driven lift-fan [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2018, 31(3): 1-4. (in Chinese)
- [15] 魏道鑫. 短距起飞/垂直降落发动机建模与控制方法研究[D]. 沈阳: 沈阳航空航天大学, 2019.
WEI Daoxin. Research on modeling and control method of short take-off/vertical landing engine[D]. Shenyang: Shenyang Aerospace University, 2019. (in Chinese)
- [16] 袁长龙, 弓升, 于萍, 等. 短距起飞/垂直降落飞机外流场特性研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2016, 29(6): 10-15.
YUAN Changlong, GONG Sheng, YU Ping, et al. External flow field performance study of STOVL aircraft[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2016, 29(6): 10-15. (in Chinese)
- [17] 姜浩. F-35 战斗机三维重建及气动、隐身特性分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
JIANG Hao. Three-dimensional reconstruction of F-35 and the analysis of aerodynamic and stealth characteristic[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [18] 尤延铖, 滕健, 郑晓刚, 等. 航空发动机进气温升畸变研究综述[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 and Astronautics, 2017, 49(3): 283-300. (in Chinese)
- [19] 刘帅. 短垂起降飞机用推进系统性能模拟及三轴承偏转喷管设计技术研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2016.
LIU Shuai. Investigation on short/vertical takeoff aircraft propulsion system performance simulation and three bearing deflection nozzle design technology[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016. (in Chinese)

(编辑: 刘 静)