

畸变条件下航空发动机喘振/失速适航 符合性方法

郭重佳¹, 傅文广², 孙 鹏², 白 杰¹

(1. 中国民航大学 航空工程学院, 天津 300300;
2. 中国民航大学 安全科学与工程学院, 天津 300300)

摘 要: 为研究畸变条件下航空发动机对喘振/失速特性适航条款的符合性验证方法, 将用于发动机稳定性评定的畸变试验方法应用于适航领域。以某型大涵道比涡扇发动机为研究对象, 采用数值模拟方法研究了其在 $0^\circ \sim 30^\circ$ 迎角条件下的部件特性, 并依据所得畸变图谱设计了不同结构的畸变发生器。结果表明: 所设计的畸变发生器可以在一定程度上较好地模拟出不同迎角工况的畸变图谱、风扇的气动特性及流场特征, 喘振裕度最大偏差 4.32%。总结出发动机喘振裕度与不同迎角和畸变发生器之间的变化关系, 用以确定适航条款要求的稳定工作范围。依据中国民用航空规章, 发展了一种进气畸变条件下航空发动机喘振/失速特性符合性验证方法, 并明确了其在型号合格审定过程的任务阶段。

关 键 词: 民用涡扇发动机; 进气畸变; 喘振/失速特性; 适航; 符合性方法

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Airworthiness compliance method for aero-engine on surge/stall with distortion conditions

GUO Chongjia¹, FU Wenguang², SUN Peng², BAI Jie¹

(1. College of Aeronautical Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;
2. College of Safety Science and Engineering,
Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: In order to study the verification method of aero-engine's compliance with the airworthiness terms of surge/stall characteristics under distortion conditions, the distortion test method for engine stability evaluation was applied to the airworthiness field. And a turbofan engine with large bypass ratio was taken as the object, the component characteristics at $0^\circ \sim 30^\circ$ attack angles were simulated, and the distortion generators with different structures were designed according to the obtained distortion map. The results showed that the designed distortion generator can better simulate the distortion map, aerodynamic performance and flow field characteristics of the fan at different attack angles to a certain extent, and the maximum deviation of stability margin was 4.32%. The relationship between engine surge margin, different attack angles and distortion generator was summarized to determine the stable working range required by airworthiness terms. According to China Civil Aviation Regulations, a method for verifying the compliance of aero-engine surge/stall characteristics with inlet distortion was developed, and

收稿日期: 2021-09-18

基金项目: 天津市教委科研计划项目(2021KJ060); 天津市多元投入基金项目青年项目(21JCQNJC00930)

作者简介: 郭重佳(1996—), 男, 硕士生, 研究方向为民航发动机气动热力学与适航技术。

通信作者: 傅文广(1989—), 男, 讲师, 博士, 研究方向为叶轮机械气动热力学。E-mail: fwenguang@163.com

引用格式: 郭重佳, 傅文广, 孙鹏, 等. 畸变条件下航空发动机喘振/失速适航符合性方法[J]. 航空动力学报, 2022, 37(12): 2875-2886. GUO Chongjia, FU Wenguang, SUN Peng, et al. Airworthiness compliance method for aero-engine on surge/stall with distortion conditions[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(12): 2875-2886.

its task stage in the model qualification process was defined.

Keywords: civil turbofan engine; inlet distortion; surge/stall characteristics; airworthiness; compliance method

适航是适航性的简称,是指航空器在全寿命周期中其整体及各部件和系统在预定的运行环境和使用条件下保证安全运行的品质^[1]。FAA(Federal Aviation Administration)的 FAR-33(Federal Aviation Regulation Part33)^[2]和 EASA(European Aviation Safety Agency)的 CS-E(Certification Specifications for Engines)^[3]是世界上民用航空发动机合格审定的两大权威规章,且双方对发动机的适航审定能力互相认可。由于我国的航空发动机适航规定借鉴于 FAR-33,但对条款技术内涵的理解并不能通过引进或仿照 FAA 规章而直接解决,大量条款的符合性验证缺乏必要的技术积累及分析研究^[4]。

大量的研究表明:影响发动机稳定裕度的降稳因子中,进气畸变起着主要作用,且往往起决定性作用^[5],而进气畸变又是影响航空发动机喘振/失速的重要因素^[6]。飞机从地面滑跑、起飞到爬升阶段这一过程中,操纵控制复杂,是飞行事故发生最多的阶段之一。同时,这一阶段发动机转速高、功率大且发动机进气道的进口气流角增加,流场畸变程度增大,这对风扇或压气机的喘振/失速特性以及整机安全均会产生影响。因此,发展相应的畸变条件下航空发动机喘振/失速适航符合性验证方法具有重要的工程意义。

随着我国适航管理体系的不断完善,李志平等^[7-8]将平行压气机模型引入适航工程领域,发展了不同迎角(angle of attack, 记为 α)和侧风引起的进气畸变条件下,航空发动机失速/喘振的适航审定程序。綦蕾等人^[9]将气动热力基础理论与适航领域工程问题有机结合,发展了一套多影响因素作用下航空发动机喘振裕度快速预估方法。但伴随国产大飞机项目的推进及其面临的适航取证需求,针对航空发动机喘振/失速的符合性验证方法和技术方面的研究还不充足,亟需开展进一步的研究工作。

本文将发动机稳定性评定中采用的畸变试验方法和适航符合性验证中的工程实践相结合,以某型大涵道比涡扇发动机为工程背景,通过研究发动机短舱进气道和风扇耦合条件下的迎角特性获得相应工况的畸变图谱,以此为依据设计畸变

发生器,并通过气动计算模型验证其可靠性得到发动机喘振裕度与不同迎角和畸变发生器的对应关系。发展了一种进气畸变条件下发动机喘振/失速特性适航符合性验证方法,明确了其在航空器型号合格审定中的任务阶段,可在同类型发动机及部件的研制、改型过程中进行流场畸变评定时,将航空发动机适航规定考虑在内,进而在实现对发动机或压缩部件的稳定性评定基础上,同时满足对喘振/失速适航条款的符合性,可为后期验证高空符合性、进行飞行试验验证提供方法和数据参考,以及为通过最终的型号合格审定提供保障,在一定程度上促进了民用航空发动机的适航管理活动与设计研制过程的有机结合。

1 适航规章要求及解析

1.1 喘振与失速特性

《航空发动机适航规定》(CCAR-33-R2)第 33.65 条喘振/失速特性要求:“发动机按第 33.5 条发动机安装和使用说明手册(b)部分所规定的使用说明运转时,即在发动机工作包线内的任何一点上,起动、功率或推力的变化、功率的增大或推力的加力、极限的进气畸变或进气温度,不得引起喘振或失速达到出现熄火、结构失效、超温或发动机功率或推力不能恢复的程度”^[10]。

1.2 条款要求解析/规章安全意图

喘振和失速属于发动机的气动不稳定流态,是严重危害发动机安全运行的现象。《航空发动机适航规定》第 33.65 条提出了发动机喘振和失速特性的适航要求,申请人应该通过试验或试验和分析的组合,证明发动机在工作包线内起动和运行不会发生危害性的喘振,且具有足够的喘振裕度^[11]。

1.3 可接受的符合性方法

申请人应选择恰当的符合性验证方法在预期飞行环境内进行喘振裕度的定量评估。可以采用发动机计算模型进行评估,使用例如整机和部件的试验和分析所获得的结果数据。申请人需提供证据,表明计算模型具备预测真实试验点的能力。

本文将喘振裕度 S_m 作为确定发动机稳定工作范围的关键参数,其定义为稳定边界线和共同

工作线上的压比之差除以共同工作线上的压比,按等换算转速且考虑换算流量变化影响的定义式为

$$S_m = \left(\frac{\pi_s^* / \dot{m}_s}{\pi_o^* / \dot{m}_o} - 1 \right) \times 100\% \quad (1)$$

式中 $\dot{m}_s$ 和 π_s^* 分别为近失速工况流量和总压比, $\dot{m}_o$ 和 π_o^* 为设计工况流量和总压比。

2 研究对象及数值方法

2.1 物理对象及网格

本文以某型大涵道比涡扇发动机为研究对象,计算物理模型主要包括短舱进气道、风扇和出口导叶(outlet guide vane, OGV), 物理模型和计算域见图 1, D_{in} 为进气道内径, 风扇及 OGV 参数见表 1。

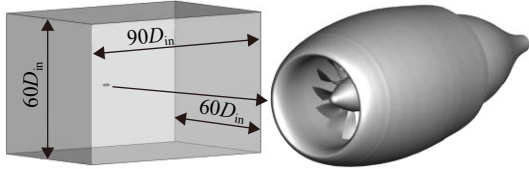


图 1 计算域和发动机模型

Fig. 1 Computational domain and aero-engine model

表 1 风扇和 OGV 设计参数

Table 1 Design parameters of fan and OGV

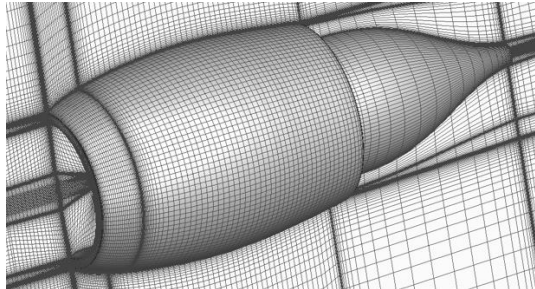
设计参数	数值
风扇数	14
转速/(r/min)	13 069
叶顶间隙/mm	0.5
风扇展弦比	1.46
OGV 数	40
总增压比	1.19
涵道比	6.851

计算域网格分为三部分: 第一部分包括外流场和短舱的进气道部分; 第二部分为风扇流场; 第三部分为 OGV 流场。外流场计算域网格采用 Ansys ICEM 生成, 为准确模拟附面层内的复杂流动, 对短舱内外壁面、短舱唇口及外涵喷口处等流场参数变化较为剧烈区域的网格进行加密, 保证能够准确捕捉到进气道内的流动现象, 网格总数为 387 万; 风扇和 OGV 流场网格采用 Ansys Turbogrid 模块生成, 网格数分别为 352 万和 393 万, 具体细节如图 2 所示。

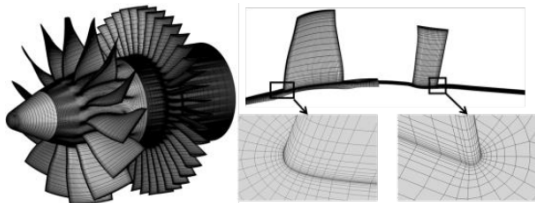
2.2 数值方法

数值模拟采用的 CFD 软件为 ANSYS Fluent, 在湍流模型的选择方面, 发现在计算过程中, 随着迎角的增大, 算例采用 $k-\omega$ SST (shear stress transport)

模型会先于采用标准 $k-\epsilon$ 模型发生分离。文献 [12] 在进行短舱试验与数值模拟的对比过程中也发现, 在同一迎角下, 随流量系数减小, 采用 $k-\omega$ SST 模型的数值模拟结果会先于试验发生分离。而文献 [13] 通过对腹下 S 弯进气道进行试验和数值研究, 在数值方法中采用标准 $k-\epsilon$ 模型, 得到地面状态和低速大迎角状态 ($\alpha=35^\circ$) 下进气道沿程静压的仿真结果与试验得到的静压分布相当吻合。另外, 文献 [14] 在研究唇口几何参数对短舱进气性能的影响研究中采用了标准 $k-\epsilon$ 模型, 数值校核结果与试验结果较为吻合。根据对不同湍流模型计算结果的对比, 并参考上述文献的研究方法, 本文最终采用标准 $k-\epsilon$ 模型。



(a) 外流场和发动机表面网格



(b) 风扇和 OGV 网格

图 2 计算网格

Fig. 2 Computational grid

计算域边界均为压力远场边界, 远场静压为 101 325 Pa, 静温为 288.15 K。依据发动机技术手册飞行马赫数分别设定为 0.2、0.3 和 0.4, 发动机内流边界条件设置如图 3, 根据涵道比给定外涵喷口处流量为 12.05 kg/s, 壁面设置为可扩展壁面函数, 无滑移边界条件; 流体为理想气体, 采用二阶迎风格式的 Coupled 算法。

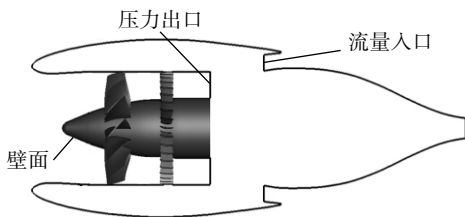


图 3 内流道边界条件

Fig. 3 Boundary conditions of inner

2.3 网格无关性验证与数值校核

为验证数值模拟结果与计算网格数量的无关性,对整个计算域进行了不同节点网格数的计算,得到了短舱进气道的总压恢复系数 σ 、风扇的压比 π^* 和效率 η^* 随网格数量 n 的变化关系曲线,如图4所示,当网格数大于944万时,各参数随着网格数量的增加基本保持不变,总压恢复系数最大偏差为0.01%,压比最大偏差为0.06%,效率最大偏差为0.33%。因此,本文采用1132万量级的网格数满足无关性要求。

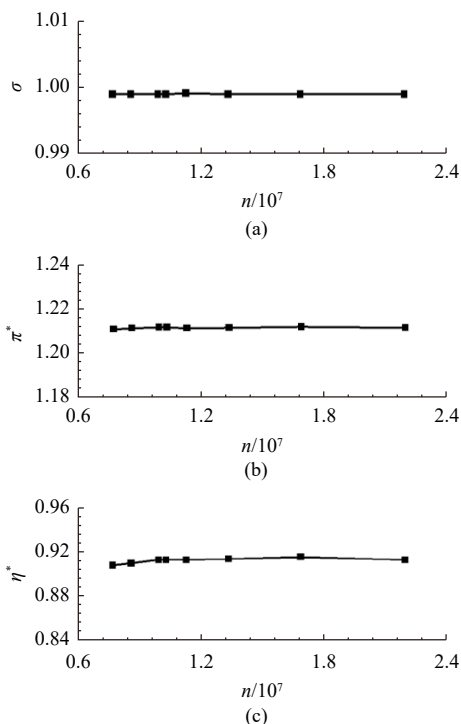


图4 短舱风扇计算模型网格无关性验证

Fig. 4 Mesh independency investigation of nacelle and fan calculation model

利用发动机在100%设计转速时的效率和压比性能测试数据对相同条件下的数值模拟结果进行数值方法验证,图5为性能测试平台的测试结果与计算结果的对比曲线。其中,效率最大偏差为2.08%,压比最大偏差为2.84%,近失速流量偏差为1.26%,两曲线总体变化趋势基本一致。总体来看,数值结果与试验结果符合较好,说明本文采取的网格数量和数值方法满足研究对象的计算需求,数值方法比较可靠。



(a) 发动机性能测试平台

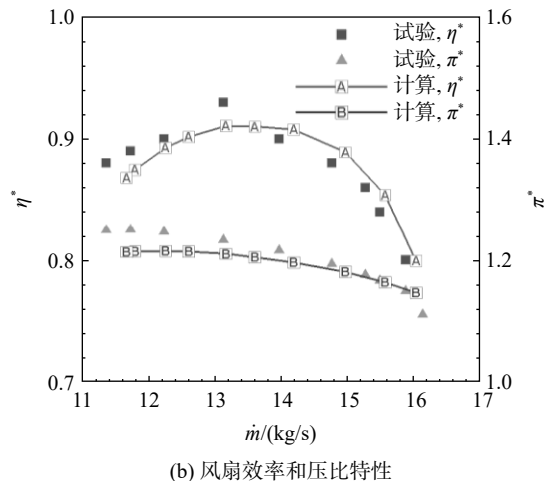


图5 发动机性能测试平台及数值校核

Fig. 5 Aero-engine performance test platform and numerical verification

3 进气畸变图谱分析

民用航空发动机进气系统的设计要保证进气道在发动机各工作状态下总压恢复系数足够高,尤其在低速地面起飞时。在高速巡航飞行时,一般均要求进气道的总压恢复系数大于99%。对于民用亚声速扩压管道的总压恢复系数在考虑激波-附面层干扰的影响情况下,可以减小至93%^[15]。总压损失对发动机推力的影响较大。通常,总压恢复系数减小1%,可使发动机推力大致损失1.25%^[16]。故本文将总压恢复系数作为评定进气道进气性能的主要参数;另外,将进气畸变指数作为评定进气道流场不均匀度的参数。

进气道总压恢复系数定义如下:

$$\sigma = \frac{P_{ave}^*}{P_{\infty}^*} \quad (2)$$

其中 P_{ave}^* 为进气道出口截面平均总压, P_{∞}^* 表示远前方自由来流总压。进气畸变指数定义如下:

$$\delta = \frac{P_{max}^* - P_{min}^*}{P_{ave}^*} \quad (3)$$

其中 P_{max}^* 和 P_{min}^* 分别表示进气道出口截面最大总压和最小总压。

以《运输类飞机适航标准》(CCAR-25-R4)第25.143条(h)^[17]为依据,利用数值模拟方法计算了0~30°迎角情况下短舱进气道、风扇及OGV的流场。图6所示为不同飞行马赫数(Ma)情况下,0°、15°、25°和30°迎角时气动界面(aerodynamic interface plane, AIP)的畸变图谱(总压恢复系数云图)。同一飞行马赫数,随着迎角的增大,

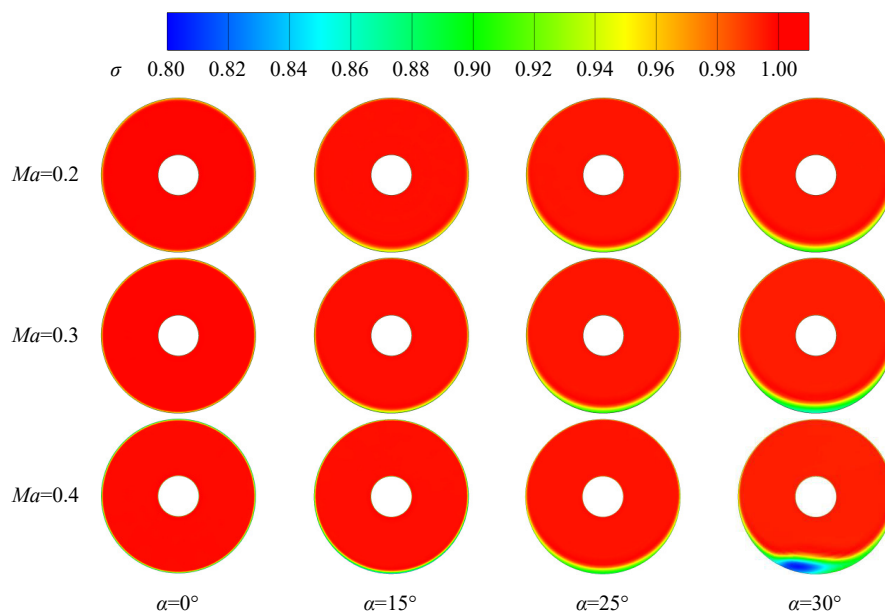


图 6 AIP 总压恢复系数云图

Fig. 6 Total pressure recovery coefficient contour of AIP

短舱进气道内侧低能流体不断堆积, 导致 AIP 局部总压恢复系数降低, 在 AIP 产生“月牙形”的畸变区, 且范围和幅度不断增大; 同一迎角下, 随着飞行马赫数增大, AIP 的畸变范围逐渐增大。在飞行马赫数为 0.4, 迎角达到 30° 时, 在下游风扇旋转对上游流场的反作用与总压畸变相伴而生的静压畸变作用下, AIP 所展现出来的畸变区域并不对称, 而是沿顺时针方向有一定的周向移动。

通过对不同情况的短舱-风扇一体化条件下畸变图谱的分析, 发现在飞行马赫数为 0.4 时, 其畸变图谱特征更具有代表性。故在下文畸变发生器的设计方案中, 主要以飞行马赫数为 0.4 时, 各个迎角工况对应的畸变图谱为设计依据。

4 畸变试验研究方案及结果分析

4.1 畸变发生器设计准则与计算方案

通过畸变试验研究进气道/发动机的相容性问题一般采用的研究路线为: 首先进行进气道(或带飞机前体)缩比模型的风洞试验, 测量进气道出口 AIP 的气动参数, 并设计畸变发生器模拟出测量截面的不均匀流场, 再将畸变发生器安装在压缩部件或发动机的进口进行试验, 测量部件或整机的性能与稳定性^[18]。所以, 对各种畸变来流条件下风扇或压缩部件的工作特性及内部流动特性的研究过程中, 各类畸变发生器的设计研究仍然是实际工程应用的热点问题, 国内外的相关单位和学者也进行了不少相关的研究工作^[19-22]。

确定畸变发生器与参考畸变图谱的关联是设计畸变发生器的重要基础, 两者的关联主要通过风扇前的 AIP 实现, 即要求参考畸变图谱与畸变发生器设计中 AIP 位置的选择必须严格一致, 而两种情况下 AIP 的参数关联及要求则由畸变发生器的设计准则来确定和实现。畸变发生器的设计准则主要是能够通过畸变发生器的形状和安装位置以产生期望的目标畸变流场, 具体要求为: 模拟流场(畸变发生器在 AIP 处形成的流场)与目标流场的高、低压区位置基本对应^[5], 两者在 AIP 的主要气动参数(总压恢复系数和进气畸变指数)偏差处于工程可接受范围内。

具体设计步骤如下:

- 1) 获取目标畸变流场;
- 2) 确定畸变发生器相关参数;
- 3) 模型构建;
- 4) 计算验证。

4.1.1 获取目标畸变流场

通过数值计算得到不同迎角条件下进气道 AIP 的畸变图谱及气动参数, 以此作为设计畸变发生器的参考畸变图谱。

4.1.2 确定畸变发生器相关参数

根据不同工况目标流场(AIP 图谱)来反向确定畸变发生器形状、几何参数和安装位置(畸变发生器距离 AIP 的轴向距离 L), 几何参数包括插板高度 H 和曲率 κ 。其中, 组合式插板是在不同月牙式插板和弦形插板的计算经验基础上总结得

出,需额外确定分离区的周向范围,即周向畸变角 θ ,再结合畸变发生器的不同安装位置及相应的数值验算结果确定 X 的数值。另外,部分情况还需根据 AIP 处所形成的模拟流场与目标流场的差异进行局部适当调整以满足上述设计准则的

要求。

4.1.3 模型构建

根据对不同迎角工况下短舱进气道与风扇一体化特性研究所得畸变图谱形式,依据上述原则初步确定三种类型的插板式畸变发生器如图 7 所示。

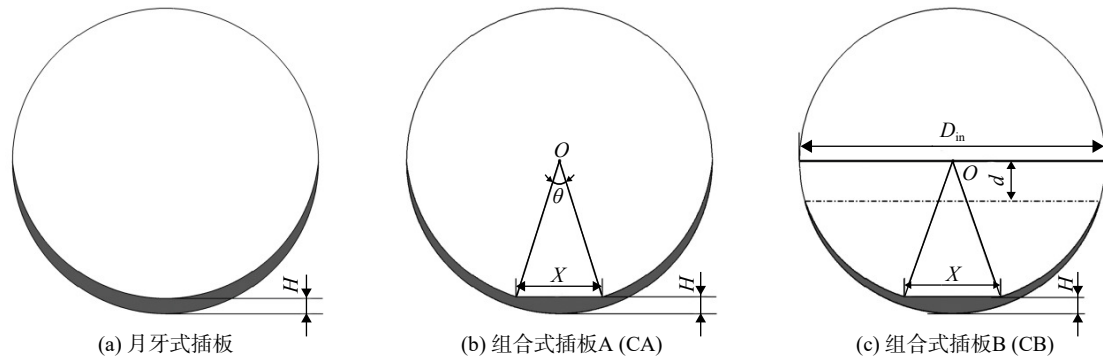


图 7 不同类型插板结构示意图

Fig. 7 Structural diagram of different types of plugboard

4.1.4 计算验证

结合图 7 中的三种插板式畸变发生器结构进而确定不同的计算验证方案。不同类型插板的相对高度 H^* 定义为插板高度 H 与进气段内径 D_m 之比。对于组合式插板,最大高度是指平直段的最

大高度。不同的插板设计方案及相应的数值计算方案如表 2 所示,表中参数 L 在同一方案中有 5 个可选数值,例如, M1 方案中 H^* 和 κ 保持不变, L 取值为 100 时对应得到 M1- I 方案;参数 X 设置同理。

表 2 不同参数畸变发生器设计和计算方案

Table 2 Design and calculation scheme of distortion generator with different parameters

畸变发生器类型	方案	$H^*/\%$	κ	L/mm	X/mm
月牙式插板	M1	1	5.714	I 100/ II 150/ III 200/ IV 350/ V 700	
	M2	2	5.711	I 100/ II 150/ III 200/ IV 350/ V 700	
	M3	3	5.705	I 100/ II 150/ III 200/ IV 350/ V 700	
	M4	5	5.682	I 100/ II 150/ III 200/ IV 350/ V 700	
组合式插板 A	CA1	5.5	5.219	100	I 110/ II 120/ III 130
	CA2	6	5.219	100	I 110/ II 120/ III 130
组合式插板 B	CB1	5.5	5.714	100	I 110/ II 120/ III 130
	CB2	6	5.714	100	I 110/ II 120/ III 130

利用不同方案的插板式畸变发生器来模拟不同迎角工况的畸变流场,畸变发生器气动计算模型(台架畸变试验布局)如图 8 所示,1-1 截面为畸变图谱选取截面(AIP),2-2 截面为 OGV 出口参数的选取截面。图 9 给出了简化的全通道网格模型,畸变发生器部分网格采用 Ansys Fluent meshing 生成结构化和非结构化混合网格,主流区采用结构化网格,主流区和附面层之间采用球面体网格过渡,不同方案的畸变发生器网格参数均保持一致。对进气段壁面、畸变发生器周围以及进气锥

附近网格进行加密,包含畸变发生器的进气段网格数保持在 320 万左右,其中风扇及 OGV 部分网格与前文计算不同迎角工况下风扇流场的网格相一致,全通道网格总数约为 1 065 万,网格无关性验证如图 10 所示,网格数大于 1 065 万时,总压恢复系数、风扇压比和效率最大偏差分别为 0.03%、0.03% 和 0.19%,满足无关性要求。进口条件给定总压、静压和总温,出口给定背压,壁面条件、湍流模型及算法与前文保持一致。

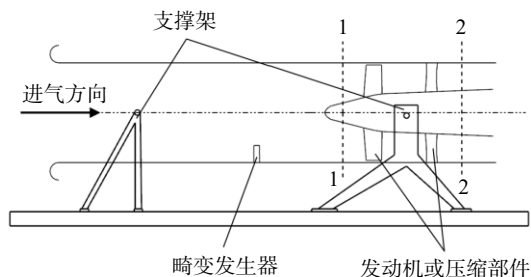


图 8 畸变发生器气动计算模型

Fig. 8 Aerodynamic calculation model of distortion generator

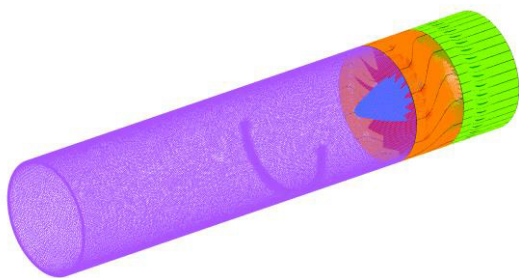


图 9 带畸变发生器的全通道网格模型

Fig. 9 Full channel mesh model with distortion generator

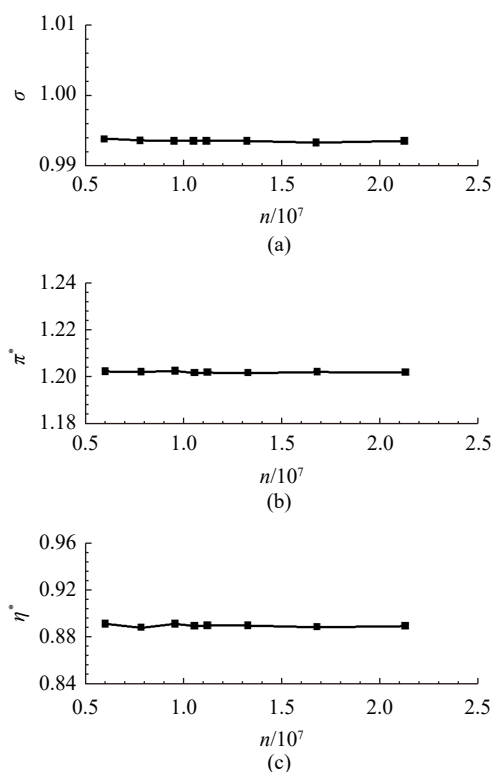


图 10 畸变发生器计算模型网格无关性验证

Fig. 10 Mesh independency investigation of distortion generator calculation model

4.2 畸变发生器气动计算结果分析

图 11 给出了不同参数月牙式畸变发生器的流场数值计算结果及其与不同迎角情况下的畸变图谱对比情况。从 AIP 的总压恢复系数云图来看,

当月牙式畸变发生器放置位置一定时,随月牙式畸变发生器插板高度的增加,AIP 的畸变范围增大,畸变区的总压恢复系数减小,进气畸变指数增大。当月牙式畸变发生器高度一定时,畸变发生器放置位置与 AIP 的距离越大,气流在下游风扇的抽吸作用下流经畸变发生器后,畸变区域的低能流体与主流区有更大程度的掺混,进而导致 AIP 畸变范围增大,但总压恢复系数有一定程度的升高,进气畸变指数有相应的减小。通过进一步对比 AIP 的总压恢复系数和进气畸变指数,发现 28° 迎角和 M3-III 方案中相应参数的相对偏差最小,分别为 0.42% 和 1.83%,且 AIP 的畸变形式和范围较为相似,故可认为 M3-III 方案中对应的畸变发生器和放置位置可以大致模拟出 28° 迎角工况时的进气畸变特征。根据上述方法,综合 AIP 畸变图谱形式与各项参数的相对偏差值,经各种方案的对比之下可以得出, M1-II 和 M2-III 方案与 15° 迎角和 25° 迎角情况下的 AIP 畸变图谱相似度较高,且参数值偏差较小。

最大连续爬升状态 ($Ma=0.4$), 迎角为 30° 时,因短舱进气道内发生了一定程度的流动分离,如图 12 所示,这就导致了下游的风扇和 OGV 内部的流场更加复杂。可以看出,图 11 中 M5 系列方案单从 AIP 的图谱形式来看,不同参数的月牙式插板方案对 30° 迎角的畸变图谱模拟结果并不理想。并且在插板畸变方案中,气流靠下游风扇的抽吸作用进入发动机,离风扇的距离越近,因插板存在而产生的畸变流体区域更容易受到下游风扇的影响,进而发生更大幅度的周向偏移。而在 30° 迎角时的爬升状态时,气流以 $Ma=0.4$ 的速度进入发动机,在与风扇抽吸的共同作用之下,畸变区域受风扇影响产生的周向偏移幅度较小。

在上述月牙式插板方案的数值模拟结果基础之上,为了更加准确地模拟最大连续爬升状态 ($Ma=0.4$), 30° 迎角时的畸变图谱,进而对月牙式插板进行改进,设计了组合式插板结构。考虑此时 AIP 的畸变图谱形式较为复杂,为了更加严谨、准确地描述不同方案的对比精度,定义总压恢复系数最低位置与 AIP 圆心处的连线与纵向直径所在直线的夹角为周向偏移角(下文称偏移角),记为 β ; 定义畸变区域的最大垂直高度为最大径向畸变范围,记为 μ 。综合对比组合式插板方案工况与 30° 迎角工况各项参数的相对偏差以及 AIP 的畸变图谱形式,最终确定 CB1-I、CB1-II 和 CB2-I

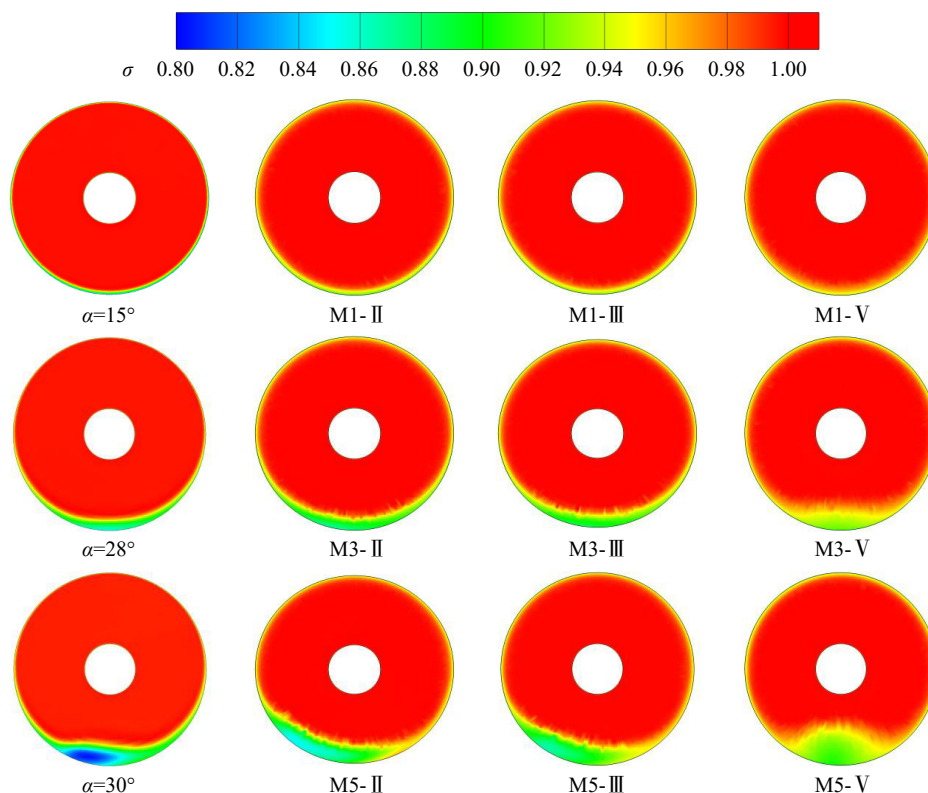
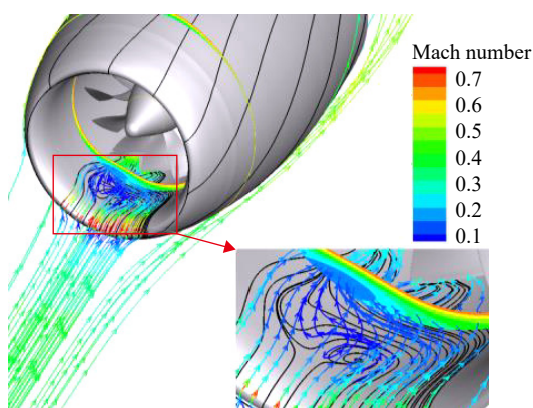


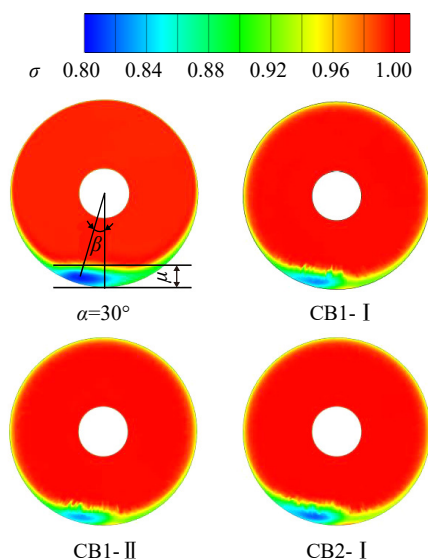
图 11 不同迎角工况与月牙式畸变发生器方案 AIP 图谱对比

Fig. 11 Comparison of AIP maps under different attack angles and various crescent distortion generator schemes

图 12 风扇进口流线 ($Ma=0.4, \alpha=30^\circ$)Fig. 12 Fan inlet flow line ($Ma=0.4, \alpha=30^\circ$)

三种组合式插板方案所得畸变图谱与 30° 迎角工况对应的图谱相似度相对较高, 偏移角偏差分别为 4.40%、5.42% 和 4.93%; 径向畸变范围偏差分别为 1.45%、5.15% 和 2.26%; 总压恢复系数偏差分别为 0.22%、0.20% 和 0.24%; 进气畸变指数偏差分别为 5.00%、5.14% 和 10.38%, 图谱如图 13 所示。由此可知, 方案 CB1-I 各项参数偏差相对较小。

前文主要针对不同的组合式插板方案和 30° 迎角工况 AIP 畸变图谱进行了对比, 并得到了畸变图谱各项参数偏差最小的方案。由于存在气流

图 13 组合插板方案与 30° 迎角工况图谱Fig. 13 Combined plugboard scheme and 30° attack angle working condition map

分离现象, 流场结构较为复杂, 对比 AIP 的图谱形式和相应参数, 只能得出风扇上游流场结构的相似度情况, 并不能说明 AIP 出现的畸变形式在风扇和 OGV 通道中传递时内部流场的相似度。为了进一步对比 CB1-I 插板方案与 30° 迎角时风扇和 OGV 流场的相似度, 图 14 和图 15 分别给出

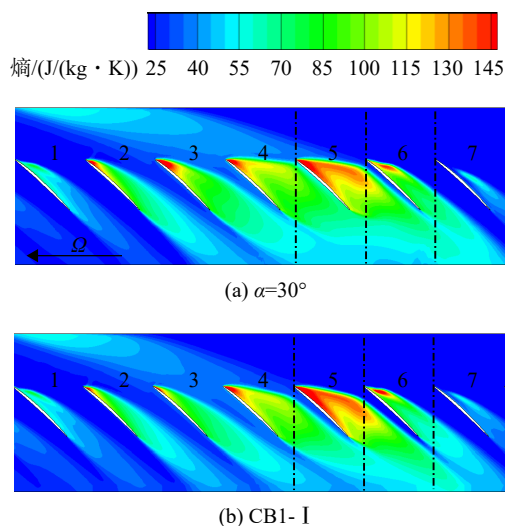


图 14 风扇 99% 叶高 S_1 流面熵云图
Fig. 14 Entropy contour of S_1 flow surface at 99% blade height of fan

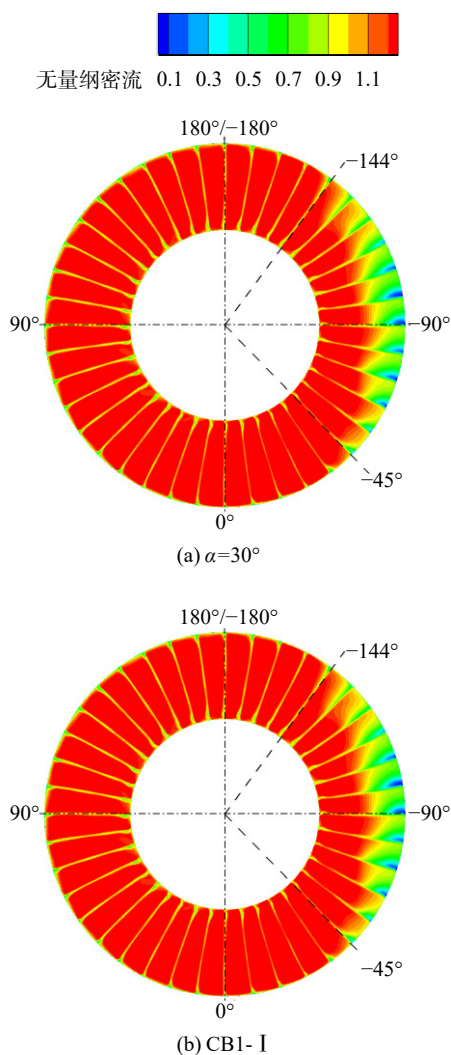


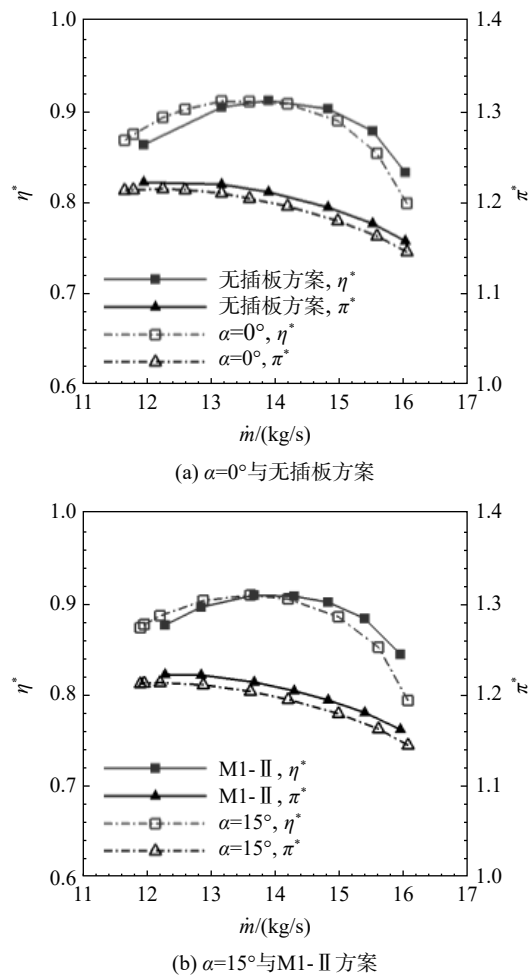
图 15 OGV 出口无量纲密流云图
Fig. 15 Dense flow ratio contour of OGV outlet

了 30° 迎角工况与 CB1-I 两计算方案在峰值效率点时, 风扇 99% 叶高 S_1 流面熵云图和 OGV 出口无量纲密流云图, 图中 Ω 表示风扇旋向。可以看出, CB1-I 插板方案中受畸变影响区域的高熵区和无量纲密流的分布及数值与 30° 迎角工况的结果较为相似。

通过全面综合对比组合式插板方案与 30° 迎角工况流场的 AIP 图谱、总压恢复系数、进气畸变指数、偏移角、畸变范围、风扇 S_1 面熵分布以及 OGV 出口无量纲密流分布, 发现 CB1-I 插板方案的流场特征基本可模拟出 30° 迎角情况下的流场及参数。

图 16 为 0° 、 15° 和 25° 三种迎角工况及对应不同畸变发生器方案条件下风扇的效率和压比特性曲线。可以看出采用畸变发生器气动计算模型所得风扇特性与不同迎角工况结果趋势基本一致, 效率最大偏差为 7.04%, 压比最大偏差为 1.46%。

图 17 给出了不同畸变发生器方案 and 不同迎角情况下风扇喘振裕度的变化曲线。其中, 无畸变发生器为不安装畸变发生器的均匀来流方案, 用以与 0° 迎角工况相对应, 其余 M1-II、M2-III、



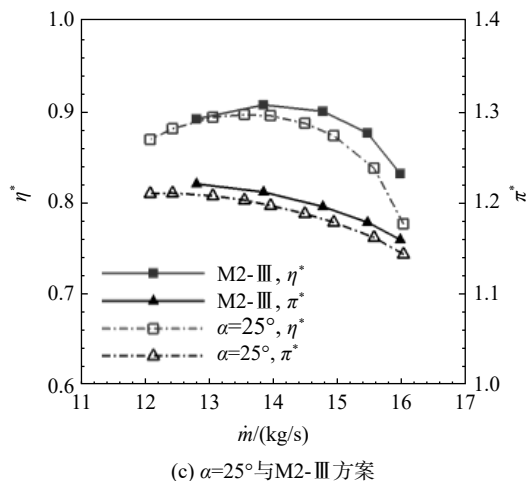


图 16 不同迎角和插板方案风扇特性对比

Fig. 16 Comparison of fan characteristics at different attack angles and plugboard schemes

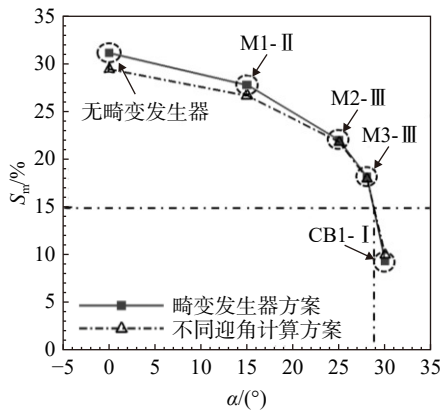


图 17 不同方案的喘振裕度变化曲线

Fig. 17 Surge margin variation curves of different schemes

M3-III 和 CB1-I 方案分别与 15° 、 25° 、 28° 和 30° 迎角工况相对应。整体来看,两曲线趋势一致,各插板方案的喘振裕度偏差最大为 4.32%,基本处于工程可接受范围之内,故利用所设计的畸变发生器进行畸变试验来获取发动机或压缩部件的喘振裕度特性进而验证其适航条款符合性的方法可行。

良好的飞机推进系统设计,不仅要求其性能好,可靠性高,还必须满足在整个飞行包线范围内发动机有足够的可用喘振裕度。CCAR-33 第 33.65 条也要求在发动机工作包线内的任何一点上,极限的进气畸变不得引起喘振或失速达到出现熄火、结构失效、超温或发动机功率或推力不能恢复的程度。图 17 中与纵坐标相交虚线为压气机所允许的最低喘振裕度值,结合 CCAR-33 第 33.65 条喘振/失速条款,可知该喘振裕度值即

为极限进气畸变条件下不引起发动机出现不稳定或危险状态的最低要求,与横坐标相交虚线对应值即为在最大连续爬升状态的极限进气畸变条件下所允许的迎角临界值。

5 适航符合性验证方法

本文基于对现有发动机不同迎角条件下短舱进气道、风扇和 OGV 内部流场及特性的研究,根据其畸变图谱设计了不同结构形式的畸变发生器,旨在通过采用畸变发生器来模拟发动机的进口畸变形式及流场特征,并通过对流场和特征参数的对比,验证了该方法的可行性,发展了一种利用畸变发生器进行台架畸变试验来验证发动机或压缩部件的稳定性对喘振/失速条款符合性的方法。

依据《航空器型号合格审定程序》(AP-21-AA-2011-03-R4)^[23] 中航空器型号合格审定过程的阶段任务划分及阶段工作内容,制定了发动机喘振/失速特性的符合性验证流程,如图 18 所示,具体步骤如下:

- 1) 依据审查项目及安全影响程度确定符合性验证对象、基础和范围。
- 2) 确定需要满足的具体规章(《航空发动机适航规定》CCAR-33-R2 第 33.65 条)要求及相应的规章解析和安全意图(AC-33 第 33.65 条),识别关键问题(主要影响因素,如进气畸变),制定符合性验证计划。
- 3) 确定发动机型号以获取短舱的几何形状尺寸、进气道和压缩部件的性能需求。
- 4) 选择飞机所处飞行阶段及环境,确定飞行姿态,包括飞行高度、飞行马赫数、迎角等参数;确定发动机的工作状态,获取相应状态的发动机转速。
- 5) 获取发动机所处工作状态和环境下的流场特征、工作特性及进气畸变图谱。
- 6) 根据步骤 5) 中所得进气畸变图谱,设计能够产生所需畸变流场的畸变发生器。
- 7) 通过对比分析畸变发生器方案和飞行环境中相应状态下发动机的性能参数和流场特征,验证畸变发生器的可靠性。
- 8) 利用步骤 5) 中设计的畸变发生器进行畸变试验获取进气道的进气性能指标和压缩部件的工作特性。
- 9) 结合发动机性能评定指标和适航条款要求,验证步骤 8) 中获取的压缩部件特性对喘振/失

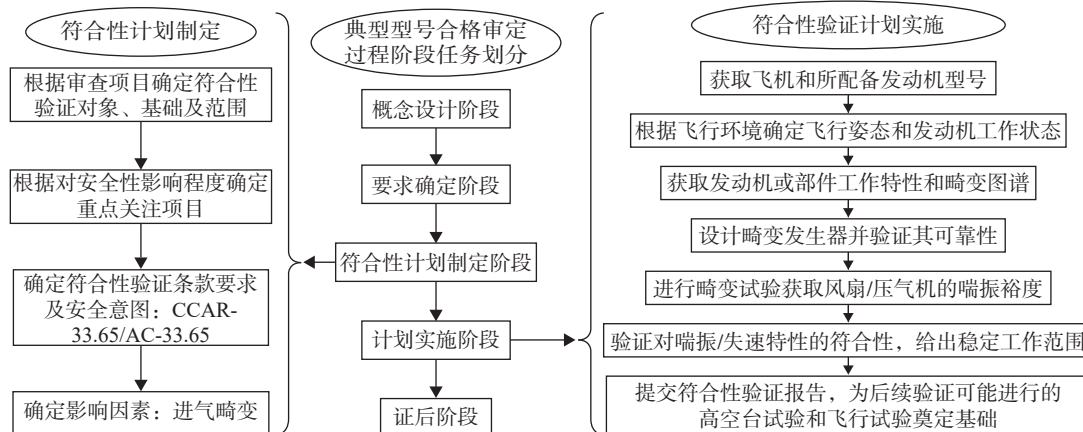


图 18 喘振/失速特性符合性验证流程及其在型号合格审定过程所处阶段

Fig. 18 Surge/stall characteristic compliance verification process and its stage in the model qualification process

速条款的符合性要求, 给出稳定安全工作范围。

10) 提交符合性验证报告以表明符合性, 为后续开展组合部件或高空符合性验证和飞行试验验证奠定基础。

6 结 论

以 CCAR-25-R4 第 25.143(h) 条款为依据, 通过对 $0^\circ \sim 30^\circ$ 迎角下短舱进气道、风扇及 OGV 气动特性及流场进行三维数值计算, 获得了相应条件下的进气畸变图谱, 据此设计了不同结构的畸变发生器, 并进行了相应畸变试验方案的计算, 主要有以下几点结论:

1) 通过对比畸变发生器气动计算方案 and 不同迎角下进气道出口及风扇的性能参数及流场特征, 结果表明, 所设计畸变发生器较好地模拟出爬升阶段不同迎角条件下畸变流场的特征, 喘振裕度偏差最大为 4.32%, 证明了该方法的可行性。所得畸变图谱和畸变发生器可为同类型发动机进行流场畸变评定时提供参考。

2) 得出不同迎角/畸变发生器方案的风扇喘振裕度变化规律及对应关系, 并根据风扇/压气机的裕度评定标准来确定发动机的畸变容限, 即极限的畸变工作条件, 从而验证在畸变条件下风扇/压气机或发动机对 CCAR-33-R2 中喘振/失速特性的符合性。计算结果表明, 在最大连续爬升状态 ($Ma=0.4$), 背景发动机有足够喘振裕度的单一级限进气畸变条件为迎角不超过 29° 。

3) 依据《运输类飞机适航标准》(CCAR-25-R4) 和《航空发动机适航规定》(CCAR-33-R2), 结合《航空器型号合格审定程序》(AP-21-AA-2011-03-R4), 将发动机研制过程中用于流场畸变评定

的畸变试验方法应用于适航领域, 发展了进气畸变条件下发动机喘振/失速特性的适航符合性验证方法, 为后续开展高空台试验和飞行试验的进一步验证提供方法和数据参考, 也促进了民用航空发动机设计研制与适航管理活动的有机结合。

参考文献:

- [1] 刘得一, 张兆宁, 杨新. 民航概论[M]. 北京: 中国民航出版社, 2011.
- [2] Federal Aviation Administration. Federal Aviation Regulation Part33, airworthiness standards: aircraft engines[R]. Washington DC: Federal Aviation Administration, FAR-33, 2003.
- [3] European Aviation Safety Agency. CS-E: certification specifications for engines amendment 4[S]. Koln, German: European Aviation Safety Agency, 2015: 1-A-1-2-F-10.
- [4] 鲍梦瑶, 梁定祯, 赵阳. 航空发动机安全性条款的梳理解读与符合性方法研究[J]. 航空维修与工程, 2015, 60(9): 73-76. BAO Mengyao, LIANG Dingzhen, ZHAO Yang. Study on interpretation of aeroengine safety standard and compliance method[J]. Aviation Maintenance and Engineering, 2015, 60(9): 73-76. (in Chinese)
- [5] 刘大响. 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.
- [6] LEINHOS D C, SCHMID N R, FOTTNER L. The influence of transient inlet distortions on the instability inception of a low-pressure compressor in a turbofan engine[J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123(1): 1-8.
- [7] 李志平, 王孟琦. 进气畸变下航空发动机失速/喘振适航审定方法[J]. 航空学报, 2015, 36(9): 2947-2957. LI Zhiping, WANG Mengqi. Airworthiness certification method for aeroengine on stall and surge with inlet distortion[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(9): 2947-2957. (in Chinese)
- [8] 李志平, 朱星宇, 张鹏, 等. 侧风影响下航空发动机失速/喘振适航审定方法[J]. 航空动力学报, 2020, 35(7): 1549-1558. LI Zhiping, ZHU Xingyu, ZHANG Peng, et al. Aero-engine stall/surge air worthiness certification method under the influence of crosswind[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(7): 1549-1558. (in Chinese)
- [9] 慕蕾, 李志平, 杨东, 等. 航空发动机适航审定喘振与失速

- 影响因素[J]. 航空动力学报, 2020, 35(8): 1724-1734.
- QI Lei, LI Zhiping, YANG Dong, et al. Destabilizing factors on surge and fall characteristic in aeroengine airworthiness certification[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2020, 35(8): 1724-1734. (in Chinese)
- [10] 中国民用航空局. 航空发动机适航规定: CCAR33-R2[S]. 北京: 中国民用航空局, 2011: 31.
- [11] 中国民用航空局. 航空发动机审定: AC-33-AA-2021[S]. 北京: 中国民用航空局, 2021: 44-46.
- [12] 陈俊, 章欣涛, 冯丽娟. 民用航空涡轮发动机短舱高速风洞试验[J]. 航空动力学报, 2019, 34(7): 1416-1424.
- CHEN Jun, ZHANG Xintao, FENG Lijuan. High speed wind tunnel test of civil aviation turbine engine nacelle[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(7): 1416-1424. (in Chinese)
- [13] 翁小侨. 一种腹下S弯进气道地面和低速大攻角状态下气动特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.
- WENG Xiaopeng. Aerodynamic characteristics of an S-shaped inlet at low speed and high angle of attack[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)
- [14] 齐旻, 王占学, 周莉, 等. 唇口几何参数对短舱进气道性能影响数值研究[J]. 推进技术, 2020, 41(9): 2021-2030.
- QI Min, WANG Zhanxue, ZHOU Li, et al. Numerical study on the influence of lip geometry parameters on the performance of nacelle inlet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(9): 2021-2030. (in Chinese)
- [15] 刘大响, 叶培梁, 赵景芸, 等. 航空发动机设计手册: 第7册 进排气装置[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.
- [16] 程不时, 李云军, 王智宇, 等. 飞机设计手册: 第5册 民用飞机总体设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2005.
- [17] 中国民用航空局. 运输类飞机适航标准: CCAR25-R4[S]. 北京: 中国民用航空局, 2011: 15-16.
- [18] SMITH R E. Marrying airframes and engines in ground test facilities: an evolutionary revolution[J]. *Journal of Aircraft*, 1997, 33(4): 649-649.
- [19] GUIMARAES T, LOWE K T, O'BRIEN W F. Stream vane turbofan inlet swirl distortion generator: mean flow and turbulence structure[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2018, 34(2): 340-353.
- [20] XIA Aiguo, HUANG Xudong, WEI Tuo, et al. Experimental study of a controlled variable double-baffle distortion generator engine test rig[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2018, 31(9): 87-100.
- [21] 彭生红, 钟华贵, 吴锋, 等. 移动插板容腔对发动机压力畸变流场的影响[J]. 航空动力学报, 2018, 33(9): 2242-2247.
- PENG Shenghong, ZHONG Huagui, WU Feng, et al. Effect of movable flat baffle's plenum volume on pressure distortion flow field of engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(9): 2242-2247. (in Chinese)
- [22] 张兴发, 李军, 宋国兴, 等. 轴流压气机插板式进气畸变数值仿真[J]. 航空动力学报, 2019, 34(5): 1153-1165.
- ZHANG Xingfa, LI Jun, SONG Guoxing, et al. Numerical simulation on flat baffle inlet distortion of axial compressor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(5): 1153-1165. (in Chinese)
- [23] 中国民用航空局. 航空器型号合格审定程序: AP-21-AA-2011-03-R4 [S]. 北京: 中国民用航空局, 2011: 21-38.

(编辑: 陈 越)