

航空发动机静承压件适航符合性 验证方法

王 涛¹, 胡殿印^{1,2}, 王荣桥^{1,2}

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 对《航空发动机适航规定》(CCAR33-R2)新增条款 CCAR33.64(静承压件)进行解读与分析,结合试验设计法、数值模拟法开展针对航空发动机静承压件适航条款的符合性验证方法和验证流程的研究. 提出针对 CCAR33.64 的符合性验证流程,并以某型航空发动机低压涡轮后机匣的模型为例进行验证. 选取机匣的最大工作压力和 1.1 倍最大工作压力分别作为加载条件进行数值模拟,得出最大等效应力分别为 453 MPa 和 534 MPa,最大机匣变形分别为 0.366 mm 和 0.432 mm,不会出现永久变形或机匣破裂的情况,满足适航要求. 验证了该流程的适航符合性,为制定航空发动机静承压件适航指南提供参考依据.

关 键 词: 适航; 符合性验证方法; 航空发动机; 机匣; 静承压件

中图分类号: V215.1

文献标志码: A

Compliance verification method for pressurized engine static parts of aircraft engine airworthiness

WANG Tao¹, HU Dian-yin^{1,2}, WANG Rong-qiao^{1,2}

(1. School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: The newly added airworthiness terms of CCAR33.64 (pressurized engine static parts) in “aircraft engine airworthiness regulations” (CCAR33-R2) was studied and analyzed. Experiment design method and numerical simulation method were utilized in the process to do research on pressurized engine static parts with compliance verification method and verification flow. Compliance verification process for CCAR33.64 was founded and the example of a certain type of low pressure turbine back rear casing for aircraft engine was performed. The maximum working pressure and 1.1 times maximum working pressure were taken in numerical simulation to analysis. Maximum equivalent stress were 453 MPa and 534 MPa. Maximum deformation were 0.366 mm and 0.432 mm. No permanent deformation or rupture of casing proves its compliance which provides reference for establishing airworthiness guide for pressurized engine static parts of aircraft engines.

Key words: airworthiness; compliance verification method; aircraft engine; casing; pressurized engine static parts

收稿日期:2015-04-08

基金项目:国家自然科学基金(51675024,51305012,51375031); 航空科学基金(2014ZB51)

作者简介:王涛(1988—),男,黑龙江牡丹江人,硕士,主要从事航空发动机结构强度研究.

通讯作者:胡殿印(1980—),女,辽宁朝阳人,副教授,博士,主要从事航空发动机结构强度及疲劳研究.

中国民用航空发动机规章《航空发动机适航规定》自1988年2月9日发布施行以来,对保障我国民用航空领域发动机的使用安全和促进民用航空事业的发展发挥了重要作用。随着航空科学技术的发展,各种新技术不断应用于航空发动机,人们对安全标准的认识也在逐步提高。为保持我国适航标准与国际标准同步,同时防止国外不符合现行国际标准的航空发动机进入我国造成民用航空飞行隐患,适航符合性验证成为重中之重^[1]。

在意大利RAI-ENAC(Reims Aviation Industries-Ente Nazionale per l'Aviazione Civile)技术规章中对于适航的定义为^[2]：“对于飞机或者飞机部件,适航是在可允许范围内对于安全飞行的必要要求。”在世界民用航空发动机领域中,对于航空发动机型号的合格鉴定,长期受两个权威法规所支配,其一是美国的联邦航空条例FAR(Federal Aviation Regulation)第33部,是目前世界上最为完善的民航适航规章体系,很多国家引入FAR并根据实际情况进行修订和完善。另一个是英国适航条例BCAR(在欧洲航空局EASA成立之后是CS-E)第C部^[3]。EASA在2003年9月,通过了1702/2003的实施规则——产品审定部分,它包括一个实施法规(21部)和相关的审定规范(CS-23,CS-25,CS-E等)^[4]。

我国航空工业基础较薄弱,安全性设计落后,在适航符合性验证方面的研究才刚刚起步,现行方法大都从国外直接翻译而来,对国外适航条款的要求缺乏足够深入的认识和实践,亟需完善数据库积累^[5],结合适航符合性验证方法对条款进行验证。

1 CCAR33.64 条款技术内涵

1.1 条款制定背景

《航空发动机适航规定》中的CCAR33.64条款是以FAR33.64为原型的新增条款。FAR33.64条款(静承压件)是由美国联邦航空管理局(FAA)在2008年颁布的第27号修正案里进行修订的,此修正案建立了美国与欧洲相关部件认证的统一标准,修正案自2008年12月24日起生效。航空发动机机匣类静承压件破裂一直以来是威胁航空发动机安全性的重要因素,但在2008年以前,FAA没有针对这些部件的明确标准。2010年9月13日,FAA公布了针对FAR33.64条款的咨询公告AC33.64-1,该咨询通告为FAR33.64中的概念提供了定义,并为条

款中的静承压件提供了载荷要求的指导。

航空发动机静承压件即工作在较大压力下的外部机匣或者压力容器,它包括但不限于压气机、燃烧室、扩散器与涡轮机匣;换热器;溢流阀螺旋管;发动机起动机;燃料、油与液压系统部件等。发动机机匣类承压件破裂是产生危险的重要因素。持续适航评估要求(Continued Airworthiness Assessment Methodologies, CAAM)的数据显示,机匣破裂在1982年至1996年间CAAM3级与4级事故的主要成因中位列第10,并且是CAR25部下认证飞机的重大危险点的一个代表。静承压件相关条款提出了针对航空发动机静承压件的试验要求,建立了针对航空发动机静承压件的结构完整性要求,从而可能减少未来认证的航空发动机承压机匣破裂事故。

1.2 条款技术内涵

1.2.1 强度要求^[6]

1) CCAR33.64条款(a)中(1)要求静承压件在承受CCAR33.64条款(a)中(1)和CCAR33.64条款(b)中定义的载荷时可以稳定保持1min,不会出现超过使用限制的永久变形或者发生可能导致危害性后果的泄漏。

2) CCAR33.64条款(a)中(2)要求静承压件在承受CCAR33.64条款(a)中(2)和CCAR33.64条款(b)中定义的载荷时可以稳定保持1min,不会破裂或爆破。

3) 可以根据航空发动机手册中的标准确定永久变形的可接受范围。

1.2.2 试验

1) 如果部件受到除压差引起的以外的压力(如飞行机动载荷),应对额外载荷进行检测。如果这些载荷影响较小,则可以通过增加测试压差进行模拟。但是,如果载荷较大且不能通过增大测试压差模拟,试验中应将这部分载荷当作压力载荷处理。

2) 如果在航空发动机实际工作过程中存在温度应力,测试压力应调整为包含温度载荷。如果测试压力水平不能被调整为包含温度载荷,那么温度载荷应该通过校正分析性的测验结果进行证明。

3) 如果部件在工作时受到的压力随着位置(内部或外部压力梯度)发生变化,用于模拟工况的测试压力和载荷也应该随着位置发生变化。

4) 部件测试应该在最严格工况的温度条件

下开展. 申请人如果有需要可以分别模拟试验温度、CCAR33. 64 条款(a)中(1)条款中定义的永久变形条件的温度和 CCAR33. 64 条款(a)中(2)条款中定义的断裂条件的温度.

5) 部件的压力测试应该模拟与航空发动机关键部位工作条件一致的实际装配和约束条件.

6) 部件的压力测试必须考虑 CCAR33. 64 条款(b)中(3)和 CCAR33. 64 条款(b)中(4)中要求的零件材料和工艺的最低性能, 以及型号设计允许的任何不利几何形状.

1. 2. 3 分析方法

经过试验验证的模型或者曾应用于相似设计的试验, 如果被证明是成功的方法或者分析技术, 那么可以被用于测试试件是否满足 CCAR33. 64 条款定义的强度要求.

2 符合性方法建议

2. 1 符合性验证方法

符合性验证方法是指采用各种验证手段, 以验证的结果证明所验证的对象是否满足民用航空发动机适航条例要求的方法或技术, 用于检查验证对象与适航条例的符合程度, 它贯穿民用航空发动机研制的全过程^[7]. 审定基础是适航符合性验证的基础, 即适用于民用航空发动机型号设计的适航条款(包括豁免条款的考虑)以及为该型号设计增加的专用条件. 在审查民用航空发动机型号过程中, 同时为了获得所需的证据资料以向审查方表明产品对于适航条款的符合性, 需要采取不同的方法进行说明和验证, 这些方法统称为符合性验证方法.

国内外针对飞机进行适航验证的符合性方法体系均较为成熟, 经局方认定的 MC0~MC9 共 10 种常用符合性方法涵盖了工程评审、试验、检查、设备鉴定 4 个方面的内容, 可以较好地解决适航审定过程中的问题. 但是, 对于航空发动机而言, 由于其工作环境、危险机理、发展思路与飞机存在显著区别, 航空发动机的适航符合性方法有着很大不同.

我国适航研究处于起步阶段, 在设计、制造等方面存在不足, 对国外适航符合性验证方法缺乏足够深入的认识和实践, 现行适航验证主要采用国外经验证的符合性方法或结合已有的试验技术手段进行验证, 缺少局方认可的符合性验证方法. 目前, 国外航空发动机适航符合性方法体系建设

较为完善且相对开放, 在进行适航审定时, 工业方可以采用局方认可的符合性方法进行验证, 也可以由工业方提供不同的符合性方法对其设计的型号进行验证. 国外常用的符合性验证方法如表 1 所示.

表 1 常用符合性验证方法

Table 1 Common compliance verification method

代码	英文名称	名称	使用说明
I	Inspection	检查	如分解检查判定零部件的结构完整性
ST	Specimen test	取样验证	如静力和疲劳试验、环境试验, 试验可能在零部件、分组件和完整组件上进行
CT	Component test	部件试验	如压气机、涡轮特性等试验
ET	Engine test	整机试验	如发动机性能、寿命以及在发动机整机上可验证诸如点火性能等试验
A	Analysis	分析	如载荷、静强度和疲劳强度、性能、统计数据缝隙
S	Similarity	类比	与已取证发动机零部件比较, 以证明其符合性
D	Document	说明文件	型号设计资料、图纸、计算方法等
M	Modeling	模型	数值建模等

2. 2 条款符合性方法建议

借鉴国外成熟的符合性验证方法可以较好地解决实际工程中的适航验证问题, 但是目前我国对于国外符合性方法的解读和使用还存在不足, 因此本文将采用借鉴国外符合性验证方法(FAR33. 64)与国内现有技术手段相结合的方法对条款进行解读.

2. 2. 1 FAR33. 64 符合性验证方法

AC33. 64-1 借鉴 EASA 中的 AMC E 640 提供了取样验证(specimen test)、整体试验(tests general)、模型分析(analytical modelling methods)3 种方法, 要求如下:

1) 对试验载荷(如压差载荷、机动飞行载荷、发动机安装节载荷等)做出分析和检查.

2) 在与最危险应力情况相关的温度下试验, 或者增大试验压差, 以模拟温度引起的相关性能

损失。

3) 模拟实际安装条件,将关键部分用试验设备或试验装置安装或者约束。

2.2.2 CCAR33.64 符合性方法

根据第 2.2.1 节中 3 种方法可知,可以通过试验或数值模拟对于适航审定对象进行验证,但是试验与数值模拟两种方法相辅相成,不能完全分割开来。试验结果可作为结构强度性能的依据,同时可为建立精确的分析模型提供数据支持。结构分析是结构设计的基本环节,分析结果可为试验测量点布置提供依据^[8]。

因此本文采用:①结合国内现有技术手段,设计静强度试验(static pressure test),从试验角度对试件进行验证;②根据 FAA 提供的模型分析法对已有模型进行分析;通过将①与②相结合的方法对条款进行说明,对试件进行验证。

1) 静强度试验。航空发动机手册中预计的使用限制值可以用作判断任何永久变形可接受性的准则。当零件使用中经受沿其长度变化的压力时,在对该零件进行试验时,允许将零件适当地分区,

对每个区施加该区域会承受的最大工作压力,并结合使用条款中适当的系数,进行试验。

2) 模型分析。分析计算静承压件的变形和破裂;分析方法(可采用数值模拟方法)需经过试验或类似结构的零件的成功的外场经验验证。

2.3 验证流程

为表明试件对 CCAR33.64 条款的符合性,需要采用静强度试验和模型分析结合的方法进行验证。试验需要从静子零件材料性能测试、静强度试验或破裂试验着手,验证试件对条款中所述判定准则的符合性;分析应当从静子零件的材料、结构、载荷等方面着手,求得静子零件的应力分布与破裂裕度,从而得到静子零件的静强度适航符合性^[9],符合性验证思路如图 1 所示。

机匣是支撑转子和固定静子的重要部件,航空发动机的推力也通过机匣传到飞机上,因此机匣是重要的静承压件,可以通过研究机匣的强度对试件是否符合标准进行验证。本文以航空发动机涡轮后机匣为例,分别从试验设计和数值分析的角度,对静承压件条款进行适航符合性流程验证。

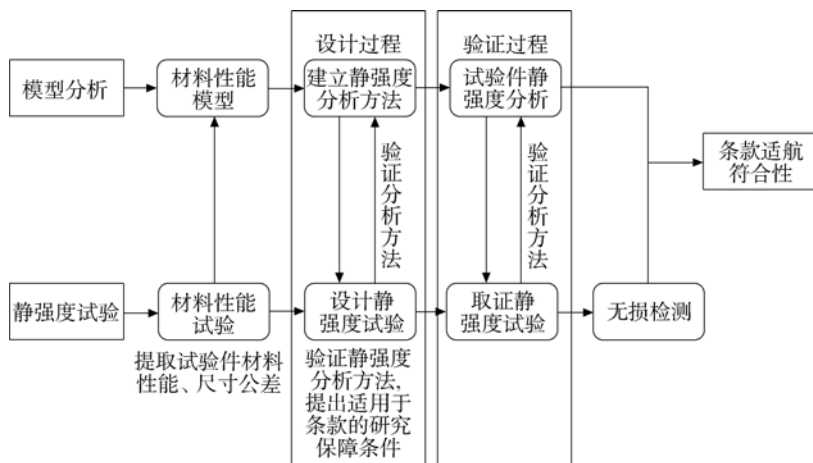


图 1 符合性验证思路

Fig. 1 Compliance verification ideas

3 符合性验证流程

3.1 试验设计

为验证机匣强度是否满足适航条款要求,需考虑工作状态下机匣承受航空发动机的气体负荷和质量惯性力。这些负荷以轴向力、横向力或侧向力、内压力或外压力、扭矩和弯矩的形式作用在机匣上,高温机匣还承受由温度和温差引起的热负荷。此外,在飞机的每次起落和飞行过程中,机匣

承受由航空发动机的起动—停车、工作状态变化和飞机机动飞行引起的循环载荷及振动载荷^[10]。因此可以采用屈服强度试验进行验证。

试验设备应主要包括 4 个部分^[11]:静强度试验设备、加热和冷却系统、计算机控制系统、无损检测系统。静强度试验设备主要用于试验件的压力载荷和边界条件的模拟,如图 2 所示。加热和冷却系统用加热器加热机匣,加热器安装在外壳前端转接段和外壳后端转接段。计算机控制系统进

行预置,可以对整个试验过程实现全自动控制^[12].无损检测系统可采用超声波探伤或涡流探伤检测技术.

验证项目及判据^[13]:试验应在试验机匣的最高工作温度下进行,试验载荷以被试验件的正常工作压力的 133%(或最大工作压力的 150%)进

行,试验时间(过载时间)为 1 min,加载方法如图 3 所示.当被试验件的变形在批准的尺寸限制内,且经检测被试验件没有裂纹时,可判定被试验件是符合该适航条款的.

根据 CCAR33.64 条款要求,静承压件在相对较大压力条件下要求可以稳定保持 1 min 不会出现超过使用限制的永久变形或者发生可能导致危害性发动机后果的泄漏及破裂或者破坏,根据试验中得到的数据进行校核,如果出现永久变形、破裂、破坏现象即为不合格,无法满足适航要求及适航取证,需要反馈给设计制造环节进行检查,同时将试验数据反馈到模型分析环节,以得到更精确的分析结果;如果满足要求则进行适航取证.

3.2 模型验证

以某型航空发动机低压涡轮机匣为例,针对 CCAR33.64 条款中对于“静子零件在可能的各种不利工况下可能出现的变形、破裂及破坏等”的要求进行验证.

3.2.1 建模与材料参数

建立的机匣模型如图 4 所示.

模型采用 Solid182 单元进行网格划分,划分的有限元网格如图 5 所示.

低压涡轮机匣的材料是 GH4169,查阅材料手册^[15],GH4169 的材料属性如表 2~表 5 所示(表中 t 为温度, λ 为热导率, a 为热膨胀系数),机匣表面换热分布示意图如图 6 所示.

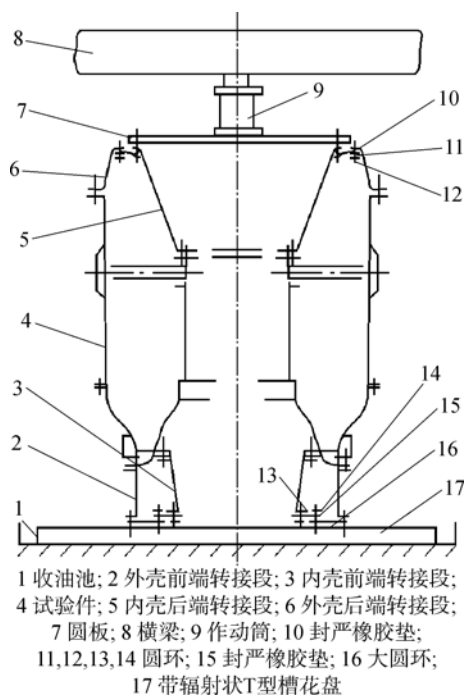


图 2 试验件和试验系统^[14]

Fig. 2 Test hardware and test system^[14]

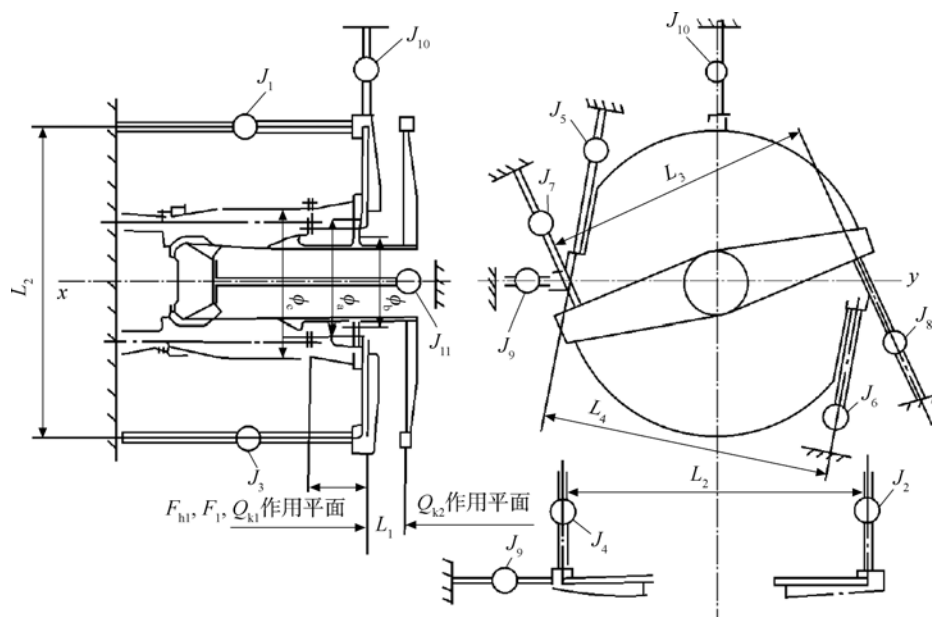


图 3 加载方法^[13]

Fig. 3 Loading method^[13]

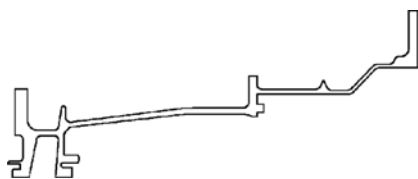


图4 某型低压涡轮机匣模型

Fig. 4 Low pressure turbine casing model



图5 机匣划分网格

Fig. 5 Casing grid

表2 GH4169 热导率

Table 2 Thermal conductivity of GH4169

$t/^{\circ}\text{C}$	200	600	700	800
$\lambda/(\text{W}/(\text{m}\cdot^{\circ}\text{C}))$	15.9	21.2	22.8	23.6

表3 GH4169 力学拉伸性能

Table 3 Mechanical tensile properties of GH4169

参数	$t/^{\circ}\text{C}$			
	20	400	600	650
弹性模量/ $10^5 (\text{N}/\text{mm}^2)$	2.01	1.62	1.41	1.24
泊松比	0.30	0.32	0.33	0.33

表4 GH4169 热膨胀系数

Table 4 Thermal expansion coefficient of GH4169

$t/^{\circ}\text{C}$	20~300	20~600	20~700	20~800
$\alpha/$ $(10^{-6}/^{\circ}\text{C})$	13.5	14.8	15.4	17.0

表5 涡轮机匣的传热系数和换热温度

Table 5 Heat transfer coefficient and heat transfer temperature of turbine casing

区域	传热系数/ $10^{-6} (\text{W}/(\text{m}^2\cdot^{\circ}\text{C}))$	换热 温度/ $^{\circ}\text{C}$
WHD 1	617.69	418.25
WHD 2	34.40	418.25
WHD 3	140.76	418.25
WHD 4	18.33	418.25
WHD 5	98.40	463.25

定义材料性能,分别输入弹性模量、泊松比和密度.参考文献[16]进行参数计算,得出输入数据如表6.

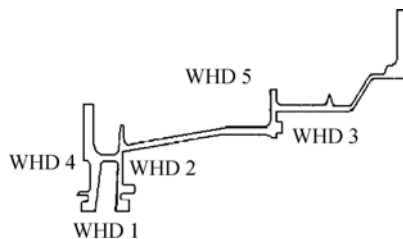


图6 机匣表面换热分布示意图

Fig. 6 Diagram of casing surface heat transfer distribution

表6 插值得出相应数据

Table 6 Corresponding data by interpolation

弹性模量/ $10^5 (\text{N}/\text{mm}^2)$	泊松比	密度/ 10^{-9} (kg/mm^3)	气体 压力/ kPa
1.104	0.33	8.24	1944.2

3.2.2 验证条件

由于强度条款中对于不同压力作用下的分析、计算方法相近,本文在考虑“各种不利工况”的前提下,选取 CCAR33.64 条款(a)中(1)要求进行数值模拟验证.具体验证条件如下.

3.2.2.1 强度要求

1.1 倍的最大工作压力:在最不利的运转情况下,可能发生的最大压差,包括可能产生很大压力变化的设备的正常工作,引起的任何脉动压力,例如阀门、开关等.

3.2.2.2 其他条件

1) 零件的工作温度:取机匣工作温度为 500°C .

2) 除压力载荷外任何其他重要静载荷:该机匣模型其他主要静载荷为温度载荷、质量载荷(7倍过载).

3) 代表零件材料和工艺的最低性能:经查阅材料手册, GH4169 在直接时效热处理制度条件下屈服强度和持久强度最低,分别为 825 MPa 和 690 MPa .

4) 型号设计允许的任何不利几何形状^[17]:对于未简化模型进行分析,发现应力集中出现在机匣前段倒角处,在模型简化时不对该倒角进行简化处理,并在得到计算结果时进行比较.

在强度计算时,机匣受到载荷主要为分布载

荷^[18]、温度载荷和质量载荷。施加的边界条件见表 7,机匣加载边界条件后的有限元模型如图 7。针对条款要求,选取最大工作压力和 1.1 倍的最大工作压力分别作为加载条件进行数值模拟。

表 7 机匣加载边界条件

Table 7 Load boundary conditions of casing

边界条件	位置与数值	作用
位移边界条件	首尾安装边平面上节点位移为 0 mm	约束机匣的轴向位移
周期对称边界条件	以 Y 轴为对称轴	反映涡轮盘的周期对称特性
机匣内表面载荷	模型内表面所有单元, 1.944 MPa(1.1 倍最大压力 2.138 MPa)	机匣内部受到的气体压力
机匣外表面载荷	模型外表面所有单元, 0.8 MPa	机匣外部受到的气体压力



图 7 有限元加载条件

Fig. 7 Finite element loading conditions

3.2.3 验证结果

机匣等效应力分布如图 8 所示,最大等效应力为 453 MPa,最大应力位于机匣前段。

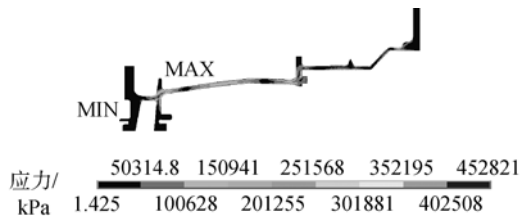


图 8 最大工作压力下机匣应力分布

Fig. 8 Stress distribution of casing at maximum working pressure

机匣的变形如图 9 所示,最大变形量为 0.366 mm,最大变形位于机匣前段与后段焊接处。

当加载 1.1 倍最大工作压力(2.138 MPa)时,最大等效应力为 534 MPa(如图 10 所示),小于 GH4169 在该温度下的屈服强度 825 MPa 和持久

强度 690 MPa;最大机匣变形量为 0.432 mm(如图 11 所示),不会出现“超过使用限制的永久变形,或者发生可能导致危害性发动机后果的泄漏”的情况。说明该机匣(静承压件)满足适航要求。同时将分析结果反馈到试验设计环节,在数据检测点布置方面提供参考。

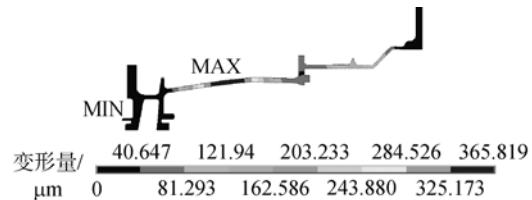


图 9 机匣变形

Fig. 9 Deformation of casing

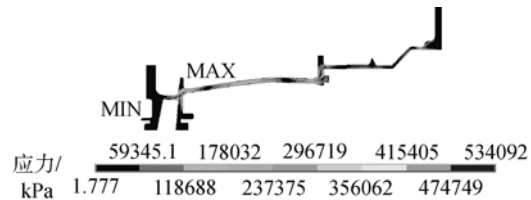


图 10 1.1 倍最大工作压力下机匣应力分布

Fig. 10 Stress distribution of casing at 1.1 times maximum working pressure

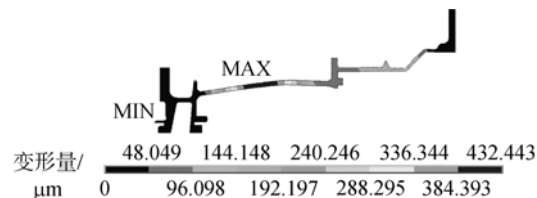


图 11 1.1 倍最大工作压力下机匣变形

Fig. 11 Deformation of casing at 1.1 times maximum working pressure

4 结 论

本文针对《航空发动机适航条例》CCAR33.64 进行了符合性方法研究,在一系列试验设计和数值模拟验证的基础上,得出以下主要结论:

1) 可运用适航符合性验证方法(部件试验、分析等)对适航条款进行技术内涵的分析、分解,并在满足适航要求的前提下,针对 33.64 条款提出试验与分析相结合的符合性验证流程。

2) 以某型航空发动机涡轮后机匣为例,选取机匣的最大工作压力和 1.1 倍最大工作压力分别作为加载条件进行数值模拟,得出最大等效应力

分别为 453 MPa 和 534 MPa, 最大机匣变形分别为 0.366 mm 和 0.432 mm, 不会出现“超过使用限制的永久变形, 或者发生可能导致危害性发动机后果的泄漏”的情况。验证了该符合性验证思路的可行性, 走通了符合性验证流程。

3) 本文可为适航条款的符合性分析和验证提供参考思路, 并为编制航空发动机静承压件适航指南提供重要参考依据。

参考文献:

- [1] 李家祥. 关于修订《航空发动机适航规定》的说明[R]. 北京: 中国民用航空局, 2011.
- [2] Deflorio F. Airworthiness an introduction to aircraft certification a guide to understanding JAA, EASA, and FAA standards[M]. [S. l.]: Elsevier, 2006.
- [3] 谢剑豪. 对国外民用航空发动机适航标准的分析[J]. 航空标准化与质量, 1987(3): 11-13.
XIE Jianhao. Analysis on foreign civil aircraft engine airworthiness standards[J]. Aeronautic Standardization and Quality, 1987(3): 11-13. (in Chinese)
- [4] Gao Y, Zhou Y. Airworthiness management of CFM56 products in FAA and EASA[J]. Procedia Engineering, 2011, 17: 588-594.
- [5] 丁水汀, 张弓, 蔚夺魁, 等. 航空发动机适航概率风险评估方法研究综述[J]. 航空动力学报, 2011, 26(7): 1441-1451.
DING Shuiting, ZHANG Gong, YÜ Duokui, et al. Review of probabilistic risk assessment on aero-engine airworthiness[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(7): 1441-1451. (in Chinese)
- [6] European Aviation Safety Agency. CS-E Certification specification for engine[S]. Koeln DC, Germany: European Aviation Safety Agency, 2010.
- [7] 曹继军, 张越梅, 赵平安. 民用飞机适航符合性验证方法探讨[J]. 民用飞机设计与研究, 2008(4): 37-41.
CAO Jijun, ZHANG Yuemei, ZHAO Pingan. Discussion on the method of verification for civil aircraft airworthiness requirements[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2008(4): 37-41. (in Chinese)
- [8] 李卫平, 谭伟, 薛彩军, 等. 民用飞机发动机吊挂部段静力试验与静强度分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2011, 43(6): 732-737.
LI Weiping, TAN Wei, XUE Caijun, et al. Static test and computational analysis for pylon of airliner engine [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 43(6): 732-737. (in Chinese)
- [9] 张志强, 贺俊, 魏名山, 等. 某航空活塞发动机回火试验[J]. 航空动力学报, 2013, 28(8): 1696-1701.
ZHANG Zhiqiang, HE Jun, WEI Mingshan, et al. Backfire tests of an aircraft piston engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(8): 1696-1701. (in Chinese)
- [10] 何子华. 某飞机机身加装外挂后静力试验初步方案设计[D]. 西安: 西北工业大学, 2007.
HE Zihua. Design of the fuselage with external static experiment scheme of a certain aircraft[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007. (in Chinese)
- [11] 王大伟, 王伟, 冯振宇. 民用航空发动机限寿件适航符合性方法[J]. 科技导报, 2013, 31(13): 49-53.
WANG Dawei, WANG Wei, FENG Zhenyu. Airworthiness compliance of life-limited part of civil aircraft engine[J]. Science and Technology Review, 2013, 31(13): 49-53. (in Chinese)
- [12] 刘恢先. 航空发动机机匣静力试验方法及其试验组合件: 中国, 201010518140. X[P]. 2011-04-20.
- [13] 梁技, 杨飞, 杨智春. 现代民用飞机气动弹性模型低速风洞试验适航符合性验证技术研究[J]. 振动与冲击, 2013, 32(12): 1-5.
LIANG Ji, YANG Fei, YANG Zhichun. Airworthiness compliance validating technique for wind tunnel test of a civil aircraft low speed flutter model[J]. Journal of Vibration and Shock, 2013, 32(12): 1-5. (in Chinese)
- [14] 张宝诚. 航空发动机试验和测试技术[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
- [15] 《中国航空材料手册》编辑委员会. 中国航空材料手册[M]. 北京: 中国标准出版社, 2002.
- [16] 林左鸣. 世界航空发动机手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2012.
- [17] 李斌, 吴亚东, 滕金芳, 等. 压气机中介机匣几何结构的试验验证[J]. 航空动力学报, 2013, 28(10): 2326-2331.
LI Bin, WU Yadong, TENG Jinfang, et al. Experimental validation of geometry of compressor intermediate casing [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(10): 2326-2331. (in Chinese)
- [18] 蔡一平, 龚梦贤. 核心机涡轮后机匣强度和稳定性计算[J]. 航空计算技术, 1994(2): 13-18.
CAI Yiping, GONG Mengxian. Calculation of casing strength and stability of the core machine [J]. Aeronautical Computing Technique, 1994(2): 13-18. (in Chinese)

(编辑: 叶青、陈越)