

航空发动机适航审定喘振与失速影响因素

綦 蕾¹, 李志平^{2,3}, 杨 东², 张 鹏², 朱星宇²
(1. 中国民用航空局 中国民用航空适航审定中心, 北京 100102;
2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;
3. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院
航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 将气动热力基础理论与适航领域工程问题有机结合,对典型的喘振和失速影响因素开展了系统的研究,发展了一套多影响因素作用下航空发动机稳定裕度快速预估方法;在此基础上以 JT9D 发动机为研究对象,开展了喘振和失速主要影响因素的影响规律研究,结果显示对风扇部件稳定裕度影响权重最大的是进气畸变,对增压级和高压压气机影响权重最大的是寿命期内结构衰变。研究结果进一步明确了喘振和失速适航条款符合性验证活动的关键要素,完善了条款适航符合性验证流程,为进一步提升我国民用发动机适航审定能力提供了技术支撑。

关 键 词: 适航审定; 气动热力; 喘振与失速; 影响因素; 稳定裕度

中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Destabilizing factors on surge and stall characteristic in aero-engine airworthiness certification

QI Lei¹, LI Zhiping^{2,3}, YANG Dong², ZHANG Peng², ZHU Xingyu²
(1. Airworthiness Certification Center,
Civil Aviation Administration of China, Beijing 100102, China;
2. School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
3. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine
Aero-thermodynamics, School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Combining aerothermodynamics theory with engineering problems in the airworthiness field, the representative destabilizing factors of engine surge and stall characteristics were investigated systematically. A fast method of surge/stall margin prediction was established, based on which the destabilizing factors and their laws of JT9D engine model were studied. Results showed that the most important factor affecting the stability margin of fan components was distortion, and the most important factor affecting the stability margin of booster stage and high-pressure compressor was structural decay during the lifetime. The re-

收稿日期:2020-01-01
基金项目:国家科技重大专项(2017-II-0004-0016)
作者简介:綦蕾(1981—),女,高级工程师,博士,主要从事航空发动机气动性能、适航审定技术研究。

引用格式:綦蕾,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 stall characteristic in aero-engine airworthiness certification [J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(8): 1724-1734.

lated key elements of CCAR 33.65 compliance verification activities have been confirmed. The compliance verification process of CCAR 33.65 has been improved, providing a technical support for airworthiness certification ability improvement.

Key words: airworthiness certification; aerothermodynamics; surge and stall; destabilizing factors; stability margin

喘振和失速问题是航空发动机压缩系统中两种典型的气动不稳定工况,喘振和失速的发生会严重影响发动机的气动性能和运行安全。喘振会诱发发动机压力、流量大幅波动并伴随周期性的气流振荡,发动机气动性能明显恶化,压缩系统部件强烈振动和热端部件超温,在极短时间内造成发动机部件严重损坏,甚至还会导致发动机熄火^[1];失速则会导致叶片在高频的交变气动载荷下产生疲劳,如果失速团的频率接近叶片固有频率,还会使得叶片产生很大的振动应力,造成叶片损坏。这两种气动失稳现象自 20 世纪 50 年代发现起至今一直受到行业内的极大关注^[2]。随着压缩系统设计负荷的提高以及使用工况的拓展,航空发动机喘振和失速问题愈加突出。

为确保发动机的设计能防止危害性的喘振和失速发生,中国民用航空规章《航空发动机适航规章》(CCAR-33)明确提出了喘振和失速相关的适航要求(CCAR 33.65),其中确定喘振和失速的影响因素及其影响大小是适航符合性验证活动的关键环节之一。

经过长期系列化型号发展和适航审定实践,欧美等民用航空工业发达国家已经形成了相对成熟的航空发动机研制体系和相应的先进适航审定管理模式,如美国联邦航空局(FAA)的机构委任授权(ODA)、欧洲航空安全局(EASA)的设计单位批准(DOA)。相较于欧美等发达国家,我国民用航空工业起步较晚,对适航符合性验证过程一些关键技术和判定准则等认识仍显不足。在喘振和失速特性研究方面,虽然已开展了一系列的理论研究^[3-5]和设计技术探讨^[6-7],但是在适航符合性验证的喘振和失速影响因素及其影响规律方面,仍缺乏系统的理论研究、成熟的工程实践以及两者的有机结合,一定程度上制约了我国民用航空发动机型号的发展。

本文针对喘振和失速影响因素开展了较为全面系统的研究。首先基于整机气动热力理论发展了一套多影响因素作用下航空发动机稳定裕度快速预估方法,在此基础上以某型号发动机为研究对象,开展了喘振和失速主要影响因素及其影响

规律研究;并基于研究结果明确了喘振和失速适航符合性验证活动的关键要素,进一步完善了喘振和失速适航条款的符合性验证流程。

1 喘振和失速特性适航条款解析

1.1 条款安全意图

《航空发动机适航规定》(CCAR-33)第 33.65 条规定了航空涡轮发动机喘振和失速特性的适航要求^[8],其安全意图是确保发动机:①在全寿命周期、全工作包线范围内起动和运行时,具有足够的喘振裕度,不会发生危害性喘振或失速;②具备在一定时间内承受喘振和失速的能力,针对发动机在起飞状态可能出现不稳定征兆的情况,发动机设计应具备相应的防喘措施,确保发动机不会超越喘振和失速边界运行。

本文的喘振裕度(也称稳定裕度)采用压比裕度(等换算流量下增压比的相对百分比)的定义,具体如下:

压比裕度

$$\delta = \left(\frac{\pi_s - \pi_o}{\pi_s} \right)_{q_{cor}} \tag{1}$$

式中 q_{cor} 为喘点换算流量, π_s 为喘点压比, π_o 为工作线上相等换算流量的工作点压比。

1.2 符合性验证思路

全新型号发动机在表明第 33.65 条款的适航符合性时,符合性方法通常包括(计算)分析、地面试验、高空台和飞行试验的适当组合,具体的符合性验证思路如下:

1) 基于工程试验数据、循环分析和传统经验,确定压缩系统各部件(风扇、增压级和高压压气机)的喘振裕度要求。

2) 通过整机/部件工程试验和分析,开展预期工作包线范围内喘振裕度、工作稳定性的定量评估,包括确定各压缩部件的工作线、喘振边界线以及确定影响工作线和喘振边界线的影响因素及其影响大小等。

3) 开展整机符合性验证试验,具体包括最严苛试验条件(通常不止一个)的选取、制定符合性

验证试验方案及进行试验等。

4) 基于 1) 的喘振裕度要求,综合以上分析和试验结果,进行条款整体符合性分析。

本文的研究主要针对“喘振和失速影响因素及其影响大小的确定”这一关键环节进行。

2 喘振和失速影响因素研究

2.1 喘振和失速主要影响因素的确定

为了更加全面的评估喘振和失速的影响因素,综合研究了 AC(Advisory Circular) 33.65-1^[9]、工程实践数据和公开发表的文献资料:英国、美国在评估军用小涵道比涡扇发动机气动稳定性时提出了 22 项喘振和失速影响因素,俄罗斯和中国提出了 16 项影响因素^[10],同时结合民用航空发动机实际运行特点,将本文重点研究的影响因素归纳为以下 4 类:

- 1) 进气畸变类(大攻角、侧风)
- 2) 工质变化类(雷诺数、吸雨)
- 3) 几何变化类(加工及装配公差、寿命期内结构衰变)
- 4) 功率瞬变类(加速、减速)

2.2 航空发动机稳定裕度快速预估方法

1) 方法概述

为了开展喘振和失速特性的影响因素及其规律研究,本文构建了一种考虑多影响因素的航空发动机稳定裕度快速预估方法,总体思路如图 1 所示。首先针对航空发动机建立其整机性能评估模型;在此基础上通过引入平行压气机模型、Wassell 模型、吸雨模型、结构衰变模型和转子动力学模型等子模型,实现进气畸变、雷诺数、吸雨、加工及装配公差与结构衰变、功率瞬变等影响因素的定量评估,并最终形成一种考虑多种因素影

响的航空发动机喘振及失速特性及稳定裕度快速预估方法。

其中,平行压气机模型是 20 世纪 50 年代末提出的可用于处理复杂进气畸变的理论模型,模型假设各子压气机分别在畸变区和非畸变区的进口条件下工作,分别求得各子压气机性能,再按质量流量平均得到压气机总体特性。Wassell 模型是一种基于统计规律的雷诺数修正模型,根据统计数据拟合出效率、流量和喘振点压比与特征雷诺数的关系,从而对不同雷诺数条件下压气机特性进行修正,该模型已成功应用于工程实践中。吸雨模型是基于受吸雨影响后发动机工作状态变化特点,主要考虑雨水对压缩系统部件的额外压缩功、燃烧室的燃烧特性、涡轮部件的燃气性质 3 方面影响所建立的修正模型,利用该模型可得到吸雨影响下发动机特性及稳定裕度的变化规律。结构衰变模型主要考虑加工及装配公差与寿命期内结构衰变所引发的各部件流量、效率等特性参数衰退,其修正系数来源于美国国家航空航天局(NASA)公开发表的统计数据^[11-13]。转子动力学模型主要考虑转子转动惯性的影响,模拟发动机动态过程中转轴上压缩部件和涡轮部件之间能量需求的不平衡性。

该稳定裕度快速预估方法“自上而下”包括 4 个层级:用户操作层、发动机性能仿真层、影响因素仿真层以及底层数值计算层,如图 2 所示。通过输入发动机的飞行包线、部件特性、详细的几何尺寸、二次空气系统布局以及控制规律等,可计算得到各影响因素影响下航空发动机喘振和失速特性及稳定裕度变化。

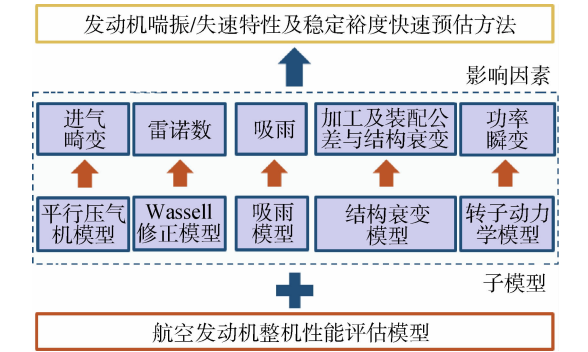


图 1 航空发动机稳定裕度快速预估方法的原理图

Fig. 1 Schematic of fast prediction methods on aero-engine stability margin

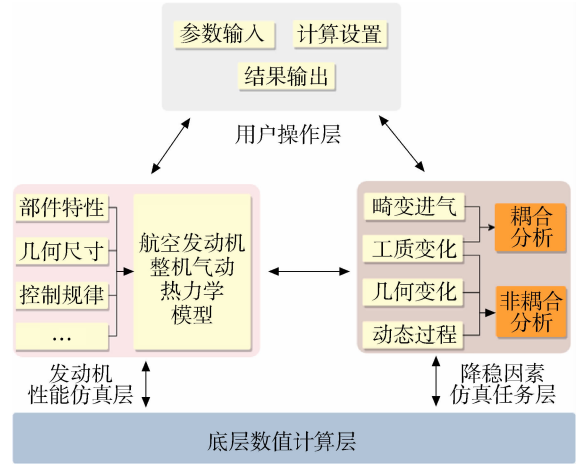


图 2 航空发动机稳定裕度快速预估方法的结构层次

Fig. 2 Structure of fast prediction methods on aero-engine stability margin

2) 方法验证

图 3、图 4 和表 1 分别为平行压气机模型、转子动力学模型和 Wassell 模型计算结果与试验值的对比。从图中可以看出模型计算结果与试验值吻合得较好,相对误差范围:平行压气机模型相对误差小于 2.5%、Wassell 模型相对误差小于 3.5%、转子动力学模型相对误差小于 5%,误差均在工程可接受的范围内。

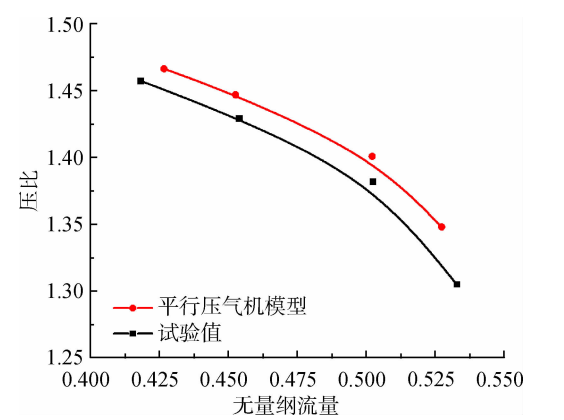


图 3 某单级压气机平行压气机模型结果与试验值对比
Fig. 3 Comparison between parallel compressor model result and test data for a single stage compressor

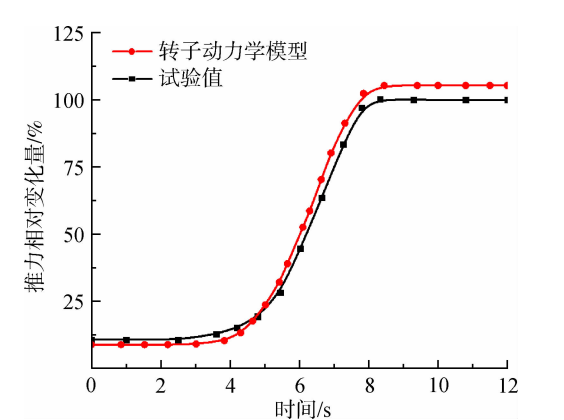


图 4 某型发动机加速过程中模型推力与试验值对比
Fig. 4 Comparison of thrust value during acceleration between model result and test data for an aero-engine

在验证 Wassell 模型的准确性时,定义 q_c 为验证点流量, q_d 为设计点流量, π_d 为设计点压比,对某型压气机的特性进行无量纲化处理,得到验证结果如表 1 所示。

由于目前没有充分的吸雨试验数据支撑,因此没有开展吸雨模型的校验。结构衰变模型主要依据已有发动机型号的统计数据,不需要进行模

型的校验工作。

表 1 某型压气机 Wassell 模型结果与试验值对比^[12]
Table 1 Comparison between Wassell model result and test data for a compressor^[12]

参数	$Re/10^5$	试验值	Wassell 模型 计算值	相对 误差/%
q_c/q_d	11.7	1.016	1.003	-1.3
	4.11	1.24	1.234	0.58
π_s/π_d	11.7	0.997	0.962	-3.5
	4.11	1.203	1.18	1.9

2.3 喘振和失速影响因素的影响规律分析

基于上述所建立的航空发动机稳定裕度快速预估方法,以民用大涵道比涡扇发动机 JT9D 为研究对象,开展了 4 类主要影响因素及其组合效应对喘振和失速特性的影响规律研究。作为美国普·惠公司研制的第一代大涵道比民用涡扇发动机, JT9D 采用单级风扇、3 级增压级、11 级高压压气机、环形燃烧室、2 级高压涡轮、4 级低压涡轮以及尾喷管几何不可调的结构设计。发动机的主要技术参数如表 2 所示。

表 2 JT9D 发动机主要技术参数^[13]
Table 2 Main technical parameters of JT9D engine^[13]

参数	数值
地面起飞推力/kN	205.14
巡航耗油率/(kg/(da·N/h))	0.659
最大巡航推力/kN	46.23
压气机、风扇压比	22.6, 1.53
低压涡轮前进口极限温度/℃	915
低压涡轮前进口温度/℃	862
低压、高压转自转速/(r/min)	3750, 8000
涵道比	5.14

1) 进气畸变影响

根据全飞行包线内最严苛的飞行迎角和侧风条件,确定发动机进口最大的总压畸变。采用周向总压畸变指数 D_{c60} 衡量畸变程度,定义如下:

$$D_{c60} = \frac{p_t - p_{t,60}}{p_t - p_s} \tag{2}$$

其中 $p_{t,60}$ 为风扇进口处平均总压最低的 60°扇区的总压, p_t 为风扇进口平均总压, p_s 为风扇进口平均静压。

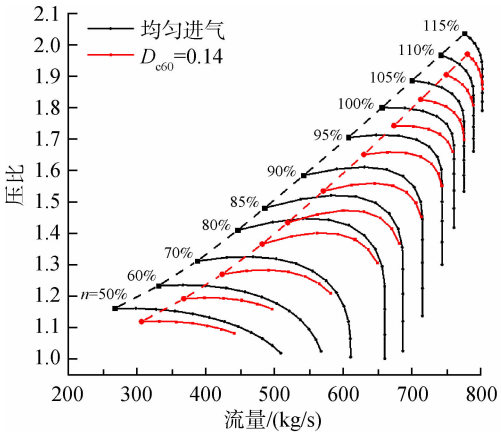
此状态下各压缩部件在不同转速下的压比、效率特性与均匀进气条件对比如图 5 所示(压缩部件特性图上各曲线分别代表不同相对转速 $n = n_c/n_d$, 其中 n_c 代表工作转速, n_d 代表设计转速)。风扇部件的喘振边界和最高效率均损失严重, 转速越低抗畸变能力越弱, 喘振边界和效率损失越大; 由于进口总压畸变经过风扇之后逐级衰减, 因此相较于风扇部件增压级和高压压气机的喘振边

界和效率损失逐渐减小。

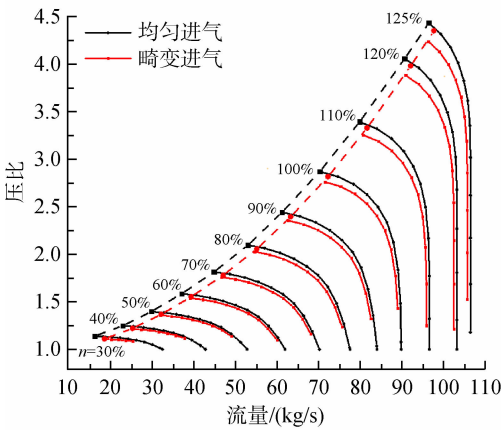
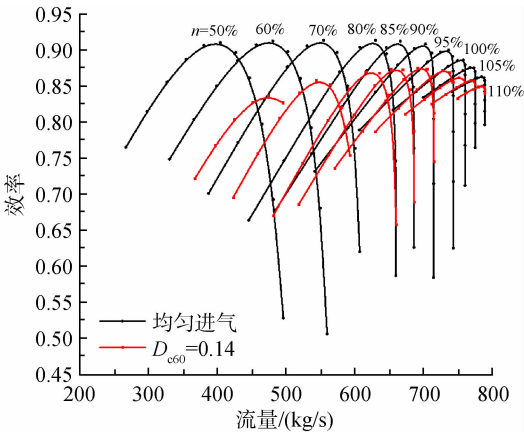
2) 工质变化影响

(1) 雷诺数

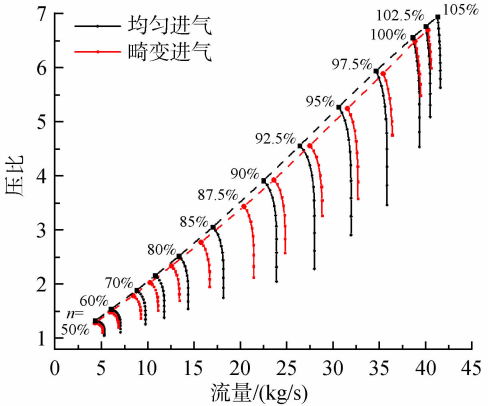
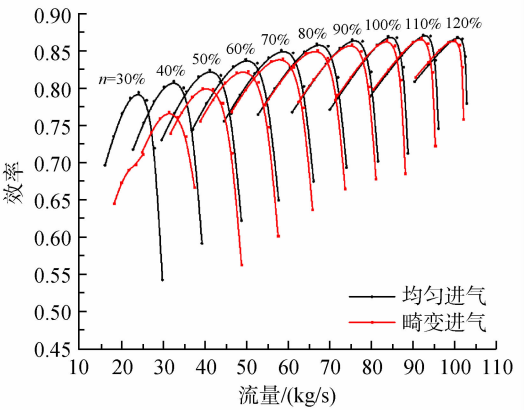
雷诺数的变化主要由飞行高度(H)引起, 本文选取飞行包线内最大飞行高度($H = 12\text{ km}$)进行分析。图 6 中各压缩部件的压比、效率特性计算结果显示: 雷诺数对各压缩部件的效率影响较大, 而对喘振边界影响相对较小; 对于风扇、增压



(a) 风扇



(b) 增压级



(c) 高压压气机

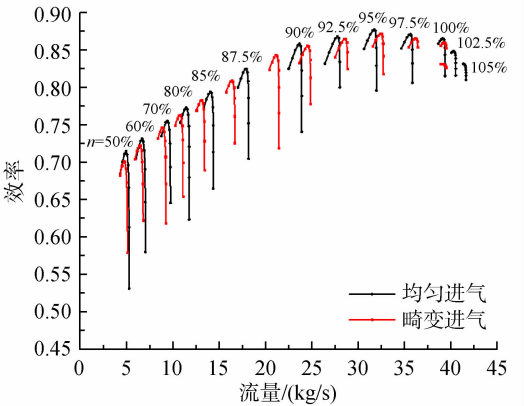


图 5 进气畸变对压缩部件特性的影响

Fig. 5 Inlet distortion effects on characteristics of compression components

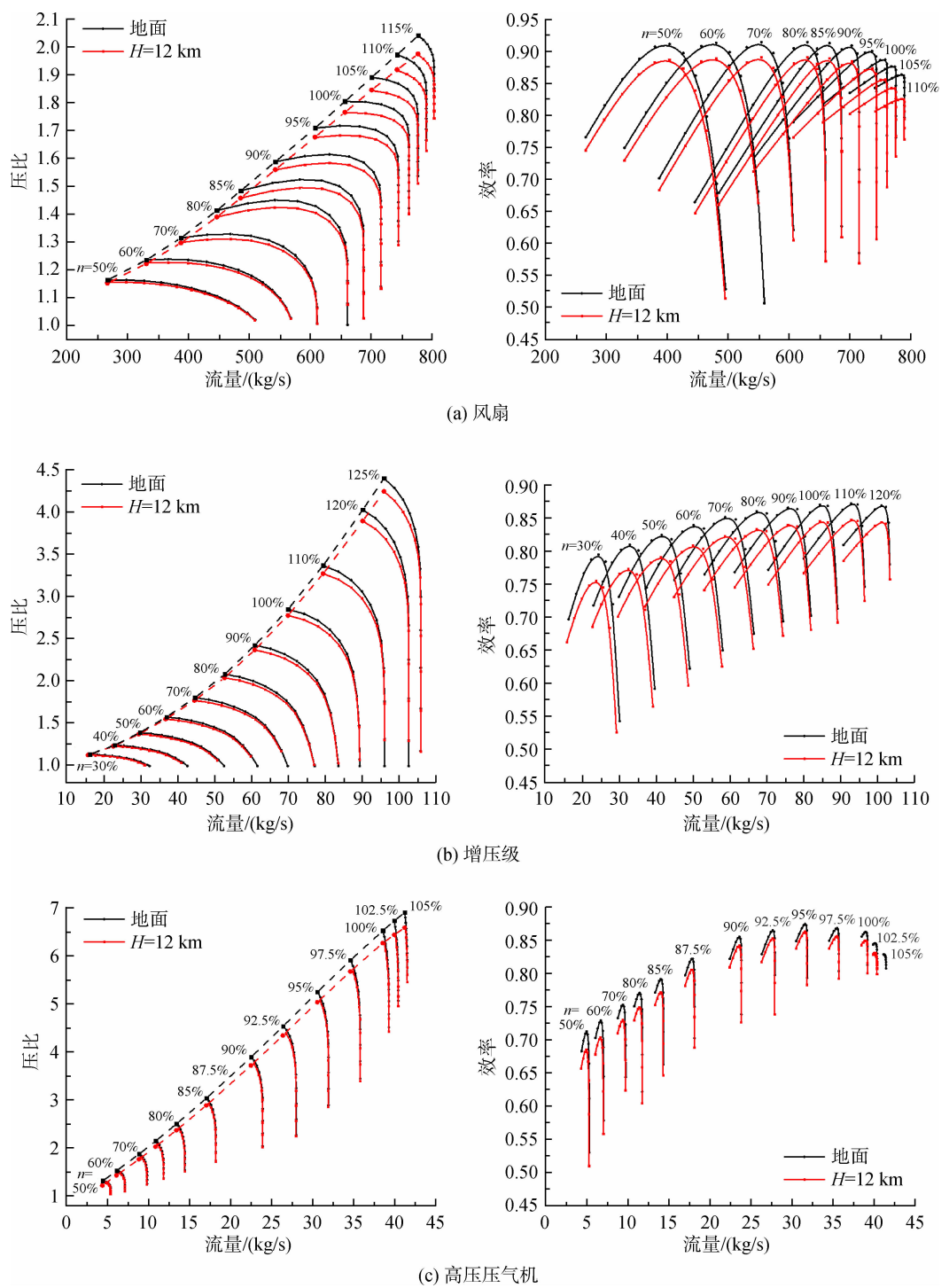


图 6 雷诺数对压缩部件特性的影响

Fig. 6 Reynolds number effects on characteristics of compression components

级和高压压气机来说,雷诺数降低均导致喘振边界降低。

(2) 吸 雨

研究表明发动机运行在飞行包线内最小高度且最大速度点并处于空中慢车状态时,发动机会吸入最大的含雨量^[14]。本文重点研究了该状态下吸雨对发动机喘振与失速特性的影响,从图 7 可以看出吸雨使得增压级和高压压气机稳定工作

线明显向喘振边界线方向偏移,严重影响发动机运行安全。分析其原因认为:一方面,雨水吸入发动机,随着转子叶片旋转并向下游运动,此过程需要额外的机械功用于驱动液态水的运动,其产生的效果与高压轴功率提取相似;另一方面,发动机工作在慢车状态,吸入发动机的液态水只有少量蒸发成水蒸气,大量液态水穿过核心机后直接进入燃烧室使得燃烧效率大幅降低,总压损失系数升高。

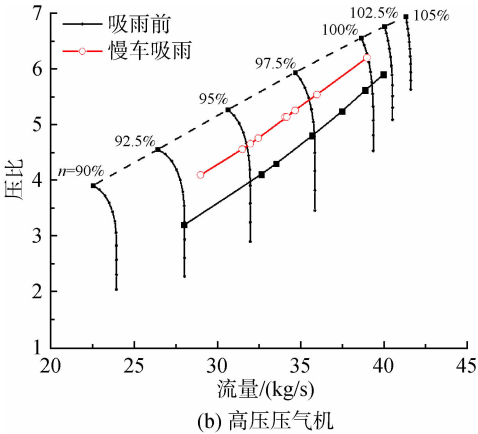
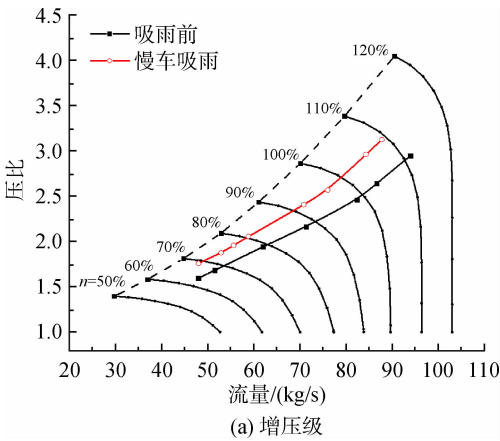


图 7 吸雨对压缩部件特性的影响

Fig. 7 Rain ingestion effects on characteristics of compression components

3) 几何变化影响

本文采用所构建的几何变化分析方法,针对地面起飞状态点进行了计算分析。

(1) 加工及装配公差

图 8 给出了全工作包线范围内,加工及装配公差对喘振裕度的统计结果,可以看出由于加工及装配公差的不确定性,其影响可能导致喘振裕

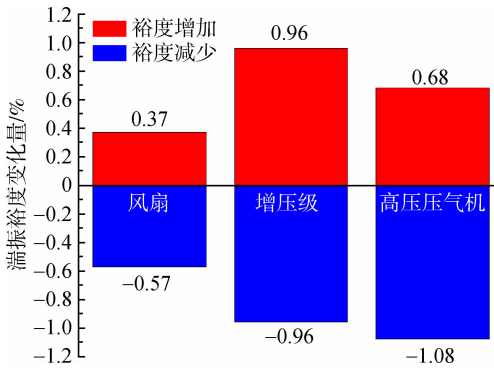


图 8 加工及装配公差对压缩部件喘振裕度的影响

Fig. 8 Manufacture and assembly tolerances effects on surge margin of compression components

度的降低,也可能导致喘振裕度的提升;其中最大喘振裕度损失小于 1.1%。

(2) 寿命期内结构衰变

本文重点关注了结构衰变对喘振/失速特性及稳定裕度的影响,其影响机制在此不作考虑。因此,借鉴了 NASA 对 JT9D 进行跟踪研究得出的统计规律^[12-13]。图 9 给出了寿命期内结构衰变对设计点稳定裕度的影响,可以看出随着飞行循环数的增加,各压缩部件的稳定裕度值均呈现下降的趋势,其中增压级受结构衰变的影响最大,高压压气机次之,风扇最小。图 10 飞行循环数为 6 000 时,风扇、增压级的工作线和喘振边界线的变化,可以看出风扇部件的结构衰变主要降低了喘振边界线,而对工作线影响不大;而增压级的结构衰变不仅降低了喘振边界线,同时还大幅提高了工作线。

4) 功率瞬变影响

本文利用所发展的功率瞬变计算方法,重点研究了发动机动态过程中的加、减速过程对喘振裕度的影响。在计算方法中重点关注动态过程中

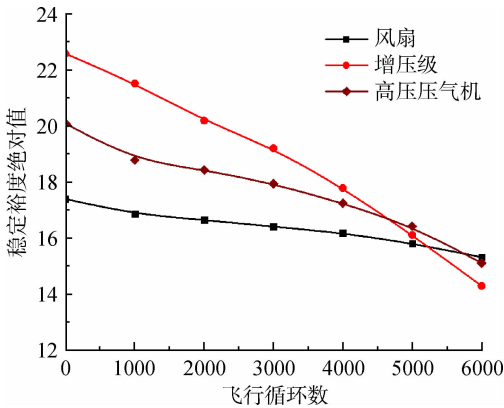
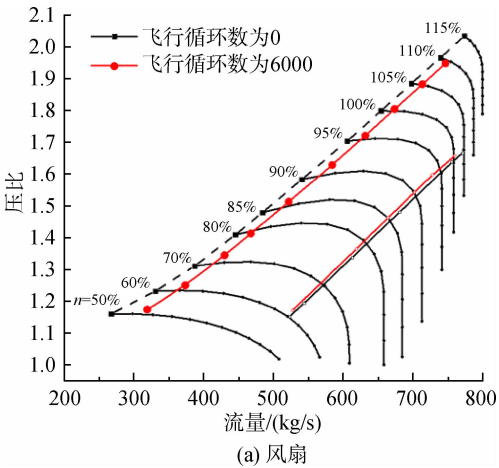


图 9 压缩部件稳定裕度随飞行循环数的变化

Fig. 9 Stability margin variation of compression components with flight cycles



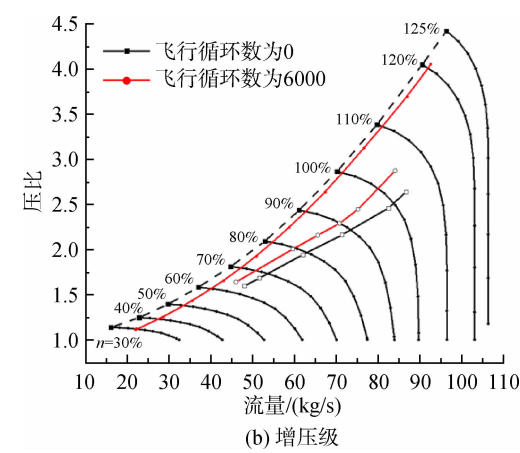


图 10 寿命期内结构衰变对风扇和增压级特性的影响
Fig. 10 Engine service deterioration effects on characteristics of fan and booster

轴系上的能量不平衡,不考虑转速变化引起的叶尖间隙变化,忽略动态过程对喘振边界的影响。给定图 11 所示的动态过程供油规律,计算得到压缩部件的动态工作线变化(如图 12 所示)。从图 12 可以看出,高压压气机在加速过程中动态工作线向喘振边界方向移动,喘振裕度损失较大,严重影响发动机运行安全;而增压级在加速过程中的动态工作线的运动则与之相反,这是因为低压部件的工作线变化不仅取决于低压涡轮前温度还与高、低压轴的转差率有关,加速初始阶段高压转子转速提高,转差率增加,高压压气机抽吸能力加强,因此低压部件动态工作线往远离喘振边界方向移动。

5) 组合效应分析

发动机在实际运行过程中,会受到多种喘振和失速影响因素的共同作用,因此在进行稳定性预估时,应对影响因素进行适当的叠加分析,以确定各影响因素的组合效应。

首先对全飞行包线内的典型状态开展了主要影响因素分析,得到各典型状态需重点考虑的主要影响因素组合,如表 3 所示。

根据影响因素的特征将其组合效应分为耦合类和非耦合类:耦合类是指同时影响发动机共同工作线和压比、效率特性的影响因素,分析表 3 的影响因素组合认为主要涉及进气畸变与雷诺数的耦合作用;非耦合类是指只影响发动机共同工作线而对压比、效率特性的影响很小或无影响的影响因素,分析认为主要涉及吸雨、加减速动态过程等;另外加工及装配公差和寿命期内结构衰变等几何变化也考虑为非耦合类。

本文分别针对耦合类和非耦合类影响因素的组合效应开展了研究。

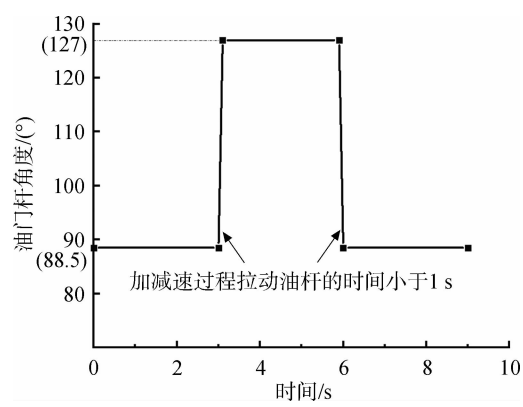


图 11 瞬态过程供油规律
Fig. 11 Fuel supply curve in transient process

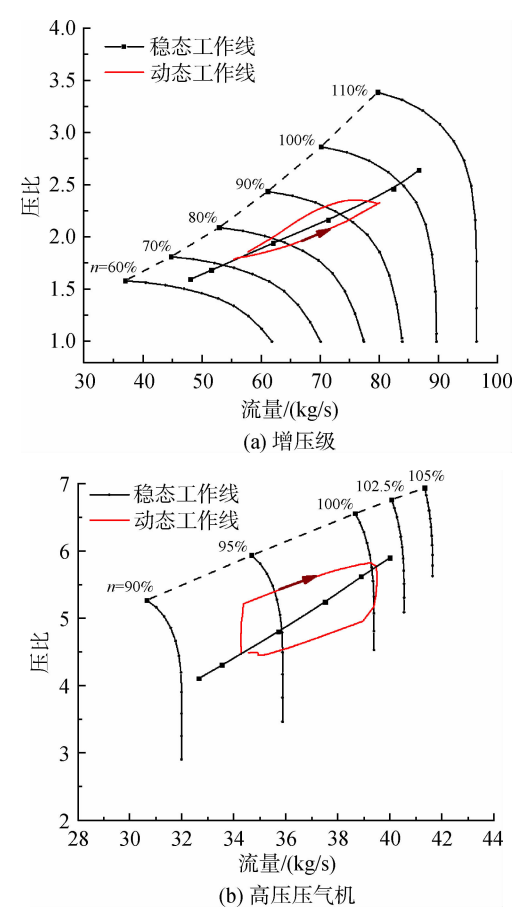


图 12 增压级和高压压气机瞬态过程工作线变化
Fig. 12 Operating line variation in transient process of fan and high-pressure compressor

(1) 非耦合类

鉴于非耦合类影响因素只影响发动机的共同工作线,因此其组合效应采用 SAE (Society of Automotive Engineers) 标准组织 S-16 委员会所推荐的“简单叠加”方法,对吸雨、加减速动态过程等非随机影响因素采用代数求和进行计算,对加工及装配公差、寿命期内结构衰变等随机影响因

表 3 飞行包线内典型状态影响因素分析

Table 3 Analysis of destabilizing factors of typical status in flight envelope

典型状态	主要影响因素
地面起飞	畸变进气、吸雨、几何变化、动态过程
高原起飞	畸变进气、吸雨、几何变化、动态过程
高原最小爬升	畸变进气、吸雨、几何变化、动态过程
最大高度且最小速度	畸变进气、雷诺数、吸雨、几何变化、动态过程
最大高度且最大速度	畸变进气、雷诺数、吸雨、几何变化、动态过程
最小高度且最大速度	畸变进气、吸雨、几何变化、动态过程
海平面最大速度	畸变进气、吸雨、几何变化/动态过程

素采用和方根进行计算^[15-16]，如下列公式：

$$\Delta\delta = \Delta\delta_{nr} + \Delta\delta_{rd} \tag{3}$$

非随机影响因素

$$\Delta\delta_{nr} = \sum_{i=1}^n (\Delta\delta)_i \tag{4}$$

随机影响因素

$$\Delta\delta_{rd} = \sqrt{\sum_{j=1}^n (\Delta\delta)_j^2} \tag{5}$$

(2) 耦合类

针对耦合类影响因素，本文主要开展了畸变进气与雷诺数的组合效应研究。以 NASA Leiws 中心的跨声速单级压气机 Stage 67 为对象，探究非耦合类所采用的“简单叠加”法的适用性，结果如图 13 所示。其中，RNI 为雷诺数指数，量符号记为 I_{Rn} ，表示飞行包线内某高度的雷诺数与海平面雷诺数的比值。DC 代表进气畸变的程度，量符号记为 D_c ，采用的是国军标 GJB/Z 224-2005 针对流场畸变指数的定义

$$D_c = (p_{ave}^* - p_{low}^*) / p_{ave}^* \tag{6}$$

其中 p_{ave}^* 代表进口截面的平均总压， p_{low}^* 代表进口截面的畸变区总压。

对比“简单叠加”法与进气畸变与雷诺数耦合三维数值的计算结果可以发现：非耦合类所采用的“简单叠加”法对流量的预估偏差较大。其偏差的主要原因是分析畸变进气所采用的平行压气机模型未考虑子压气机间的周向掺混；而随着雷诺数降低($Re=F_i/F_v$ ，表示惯性力与黏性力之比)，黏性力相对增大，子压气机间的周向掺混更加剧烈。

为了更加准确评估进气畸变与雷诺数的耦合效应，对评估进气畸变的平行压气机模型考虑在低雷诺下修正，借鉴文献[17-18]关于高、低压子压气机周向流动的处理方式，引入关联雷诺数的周向掺混系数，模型修正结果如图 13 所示。可以

看出修正后的模型结果整体较“简单叠加”法更接近三维数值模拟的结果，并且与三维数值模拟结果吻合度较好。

在确定上述 4 类影响因素的影响规律后，以 JT9D 发动机为对象，对表 3 中的 7 个典型状态点进行了定量分析，得到各影响因素在 7 个典型状态下的发动机喘振裕度损失范围，如表 4 所示。从表中看出，对于风扇部件，进气畸变(包括进气畸变与雷诺数耦合)对稳定裕度影响权重最大，其次是寿命期内结构衰变的影响，加工及装配公差影响权重最小；对于增压级，寿命期内结构衰变、吸雨对稳定裕度影响权重最大，其次是动态过程、进气畸变(包括进气畸变与雷诺数耦合)的影响，同样加工及装配公差的影响权重最小；对于高压压气机，寿命期内结构衰变、进气畸变与雷诺数耦合、雨水吸入、动态过程对稳定裕度影响权重最大，其次是进气畸变的单独影响、雷诺数的影响，加工及装配公差的影响权重仍然最小。

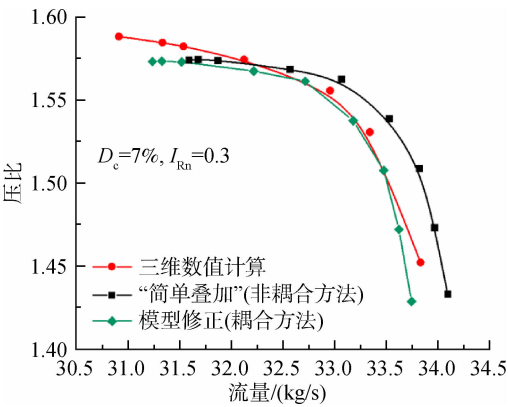


图 13 “简单叠加”法和模型修正结果与三维数值模拟结果对比

Fig. 13 Comparison among “simple sum” and modified prediction model with 3D numerical simulation results

表 4 典型状态点各影响因素作用下发动机稳定裕度损失范围

Table 4 Engine stability margin loss due to each destabilizing factors at typical status

影响因素	压缩系统各部件稳定裕度损失量		
	风扇	增压级	高压压气机
进气畸变	−3.72~−3.02	−4.01~−3.17	−4.86~−3.43
雷诺数	−2.44~0	−3.28~0	−4.39~0
吸雨	−0.68~−0.16	−7.43~−2.47	−6.61~−0.94
加工及装配公差	−0.57~−0.18	−0.96~−0.55	−1.08~−0.31
寿命期内结构衰变	−2.79~−2.11	−8.56~−6.76	−7.38~−4.91
动态过程	−0.62~−0.54	−4.13~−2.88	−6.02~−4.21
进气畸变与雷诺数耦合	−4.10~−3.72	−4.05~−3.86	−6.73~−5.81

3 喘振和失速适航符合性验证流程

在上述喘振和失速影响因素及其影响规律研究的基础上,基于文中第 1.2 节的符合性验证思路,进一步充实了“喘振和失速影响因素及其影响大小的确定”关键环节的审定要素,完善了 CCAR 33.65 条喘振和失速特性的符合性验证流程,如图 14 所示。在发动机适航审定过程中,可以利用

所发展的稳定裕度快速预估方法,明确不同设计特征的发动机在符合性验证试验环节至少应考虑

的喘振和失速影响因素及其影响大小,并为最严苛试验条件的选取提供定性和定量依据。改进后的条款符合性验证流程为更好地实施适航审定工程判断提供了参考与指导。

4 结 论

本文基于航空发动机气动热力基础理论,构建了多影响因素作用下航空发动机喘振/失速特性及稳定裕度快速预估方法,并围绕 CCAR-33 第 33.65 条相关的喘振和失速影响因素及其规律开展了较全面系统的研究,主要得到以下结论:

1) 发展了能快速准确预估民用大涵道比发动机性能及稳定裕度的方法,与试验结果对比计算误差均控制在±5%以内。

2) 以 JT9D 发动机为研究对象,开展了 4 类典型喘振和失速影响因素的影响规律和影响权重研究,结果表明对风扇部件稳定裕度影响权重最大的是进气畸变,对增压级和高压压气机影响权重最大的是寿命期内结构衰变,3 类压缩部件影响权重最小的均为加工及装配公差,为 33.65 条款适航审定工程判断提供了指导。

3) 进一步完善了第 33.65 条喘振和失速特性的适航符合性验证流程,明确了“确定喘振和失速的影响因素及其影响大小”环节适航审定应重点关注的内容,为我国民用发动机适航审定能力的提升提供了技术支撑。

本文探索了一种气动热力基础理论与适航领域工程应用相结合的研究模式,对促进全行业协同发展具有重要的现实意义。研究过程中发现,工程实践经验不足、数据库匮乏是制约本文部分

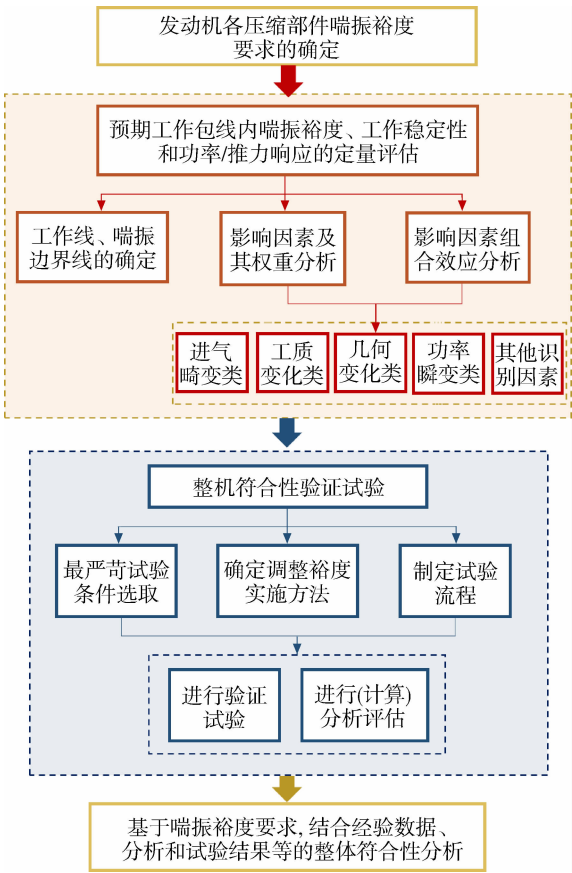


图 14 CCAR 33.65 适航符合性验证流程示意图

Fig. 14 Schematic of CCAR 33.65 compliance verification process

研究内容顺利开展的主要原因,因此更加突出大力推动行业协同发展、顶层规划并落实数据库建立的必要性。

参考文献:

[1] 彭泽琰,刘刚. 航空燃气轮机原理:上册[M]. 北京:国防工业出版社,2000.

[2] 孙晓峰,孙大坤. 高速叶轮机流动稳定性[M]. 北京:国防工业出版社,2018.

[3] 李茂义,袁巍,陆亚钧,等. 进气畸变对跨声速轴流压气机气动影响的机理研究[J]. 航空动力学报,2014,9(2):374-383. LI Maoyi, YUAN Wei, LU Yajun, et al. Mechanism investigation of aerodynamic effect on the inlet flow distortion in a transonic axial-flow compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 9(2): 374-383. (in Chinese)

[4] 潘天宇,贺雷,李志平,等. 某单级跨声速轴流压气机失稳过程试验[J]. 航空动力学报,2015,30(6):1440-1447. PAN Tianyu, HE Lei, LI Zhiping, et al. Experiment on the instability process in a one-stage transonic axial compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(6): 1440-1447. (in Chinese)

[5] 张皓光,谭锋,安康,等. 不同转速下跨声速轴流压气机内部流动失稳机理[J]. 航空动力学报,2018,33(6):1370-1380. ZHANG Haoguang, TAN Feng, AN Kang, et al. Mechanism of internal flow instability in transonic axial flow compressor at different rotating speeds[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(6): 1370-1380. (in Chinese)

[6] 赵斌,李绍斌,李秋实,等. 引气提升轴流压气机性能的数值研究[J]. 航空动力学报,2011,26(2):262-271. ZHAO Bin, LI Shaobin, LI Qiushi, et al. Numerical research on enhancing the axial compressor performance by bleeding[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(2): 262-271. (in Chinese)

[7] 时培杰,乔渭阳,王良锋,等. 轴流压气机叶尖射流扩稳试验. 航空动力学报,2014,29(2):384-390. SHI Peijie, QIAO Weiyang, WANG Liangfeng, et al. Experiment on axial-compressor stability enhancement by blade tip injection[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(2): 384-390. (in Chinese)

[8] 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.

[9] Federal Aviation Administration. Surge and stall characteristics of aircraft turbine engines: AC 33. 65[S]. Wash-

ington DC: Federal Aviation Administration, 1985: 1-5.

[10] 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. (in Chinese)

[11] 刘大响,叶培梁,胡骏,等. 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.

[12] 郭捷,王咏梅,杜辉,等. 低雷诺数条件对涡扇发动机风扇/压气机性能和稳定性影响的试验研究[J]. 航空发动机, 2004, 30(4): 4-6. GUO Jie, WANG Yongmei, DU Hui, et al. Experimental investigation of low Reynolds number effects on fan/compressor performance and stability for trubofans[J]. Aero-engine, 2004, 30(4): 4-6. (in Chinese)

[13] 沈杰. FADEC 全数字仿真平台关键技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2018. SHEN Jie. Key technology development for full digital FADEC system simulation platform[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)

[14] 代晓晴,张翔,李森,等. 某民用涡扇发动机飞行包线内吸雨量计算分析[J]. 航空学报,2017,38(7):220-228. DAI Xiaoqing, ZHANG Xiang, LI Sen, et al. Calculation and analysis of fan inlet rain ingestion of a civil turbofan engine throughout the flight envelope[J]. Journal of Aeronautics, 2017, 38(7): 220-228. (in Chinese)

[15] 刘大响,侯敏杰,叶巍,等. 航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定指南:GJB/Z 224-2005[S]. 北京:中国标准出版社,2005:6-12.

[16] 刘大响,叶培梁,侯敏杰,等. 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机进口温度畸变评定指南:GJB/Z 211-2002[S]. 北京:中国标准出版社,2002:10-11.

[17] 芮长胜. 周向总压畸变对轴流压气机稳定性影响的模拟研究[D]. 西安:西北工业大学,2007. RUI Changsheng. Simulation study on the influence of circumferential total pressure distortion on the stability of axial compressor[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007. (in Chinese)

[18] KIMZEY W F. An analysis of the influence of some external disturbances on the aerodynamic stability of turbine engine axial flow fans and compressors[R]. Engine Test Facility Arnold Engineering Development Center, AEDC-TR-77-80 1977.

(编辑:叶 青、王碧珺)