

侧风影响下航空发动机失速/喘振 适航审定方法

李志平^{1,2,3}, 朱星宇^{1,3}, 张 鹏^{1,3}, 杨 东^{1,3}, 綦 蕾⁴

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 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;

3. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191;

4. 中国民用航空局 中国民用航空适航审定中心, 北京 100102)

摘 要: 由于压缩系统的喘振和旋转失速问题是航空发动机在运行过程中经常遇到的两类气动不稳定现象,针对中国民航规章(CCAR)中 33.65 条的失速/喘振特性条款进行了解析。并以 Rotor 67 为研究对象,从适航审定的角度出发,建立了一种侧风影响下发动机喘振/失速裕度的快速预估方法。该方法的结果表明:当侧风速度为 35 m/s 时,起飞状态的喘振裕度下降了 5.1%,着陆状态的喘振裕度下降了 19.8%。

关 键 词: 民用航空发动机; 适航; 侧风; 失速/喘振; 平行压气机模型

中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Aero-engine stall/surge airworthiness certification method under the influence of crosswind

LI Zhiping^{1,2,3}, ZHU Xingyu^{1,3}, ZHANG Peng^{1,3},

YANG Dong^{1,3}, QI Lei⁴

(1. School of Energy and Power Engineering,

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

2. 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;

3. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China;

4. Airworthiness Certification Center,

Civil Aviation Administration of China, Beijing 100102, China)

Abstract: Surge and rotating stall in compression system are two types of aerodynamic unstable phenomena often encountered during the operation of aero-engines. The stall/surge characteristics clauses of China Civil Aviation Regulations (CCAR) 33.65 in the regulations were analyzed. And Rotor 67 was taken as the research object, a rapid estimation method of engine surge/stall margin under the influence of crosswinds was established from

收稿日期:2019-09-02
基金项目:国家科技重大专项(2017-II-0004-0016)
作者简介:李志平(1976—),男,副教授,博士,主要从事非定常流动控制及失速/喘振适航审定的研究。
引用格式: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 airworthiness certification method under the influence of crosswind[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(7): 1549-1558.

the perspective of airworthiness approval. The results of this method showed that when the crosswind velocity was 35m/s, the surge margin at take-off decreased by 5.1%, and the surge margin on landing decreased by 19.8%.

Key words: civil aviation engine; airworthiness; crosswind; stall and surge; parallel compressor model

失速/喘振问题严重影响航空发动机的气动性能与运行安全,自发现至今一直受到行业内的极大关注,是阻碍叶轮机械技术进步的一大难题^[1-3]。为保证航空发动机在研制、生产、使用阶段不发生危害性的失速/喘振,在《航空发动机适航规定》(CCAR-33R2)^[4]中明确提出了失速/喘振符合性验证的适航要求。我国相较于欧美,由于起步较晚,对如何确定降稳因素,及降稳因素对失速/喘振的影响规律仍缺乏清晰的认识和系统的研究^[5]。其中,侧风作为影响航空发动机气动稳定性的因素之一,危害性较大,是造成许多事故的“元凶”。例如,2008 年 12 月 20 日,美国大陆航空 1404 号航班在起飞过程中遭遇侧风,致使飞机冲出跑道并起火,造成多人受伤。因此,为了保证航空发动机在生产、使用等阶段的符合性,在适航审定中也应当对侧风进行重点研究。

目前,国外不少学者都研究过侧风对航空发动机产生的影响:Colin 等^[6]研究了不同湍流模型对模拟侧风引起的总压畸变准确度的影响,发现考虑转捩的湍流模型能够准确地模拟跨声阶段的畸变特征。而在国内,也有刘浩等^[7]通过数值仿真研究了侧风与地面涡的影响关系,并给出了判断地面涡存在与否的分界线方程。尽管有许多研究侧风的学术成果^[8-12],但大多集中在侧风对进气畸变的影响,涉及侧风对航空发动机气动稳定性影响的研究较少。

因此,本文从适航审定角度出发,发展了一套侧风影响下航空发动机喘振裕度的快速预估方法。在此基础上,总结关键步骤,建立了侧风影响下航空发动机失速/喘振的适航审定方法,并明确了其在符合性验证过程中的定位,完善了失速/喘振适航条款的审定流程。

1 失速/喘振相关适航条款及分析

1.1 CCAR 关于失速/喘振的适航条款解析

中国民用航空局令第 207 号令声明,自 2012 年 1 月 1 日起,施行《航空发动机适航规定》(CCAR-33R2)。其中,第 33.65 条对航空发动机

失速/喘振做出规定,其实质要求是:①确保航空发动机在全飞行包线内启动和运行时,不会出现危害性的喘振,具有足够的喘振裕度及功率或推力响应。②具备在起飞功率或推力下承受喘振的能力,不会引起无法恢复的损伤。

1.2 适航符合性验证思路

根据 33.65 条款的规定,结合《航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定技术》GJB 224-2005^[13]中提出的航空发动机失速/喘振适航审定程序,总结出适航符合性验证的一般思路:①确定影响民用航空发动机气动稳定性的主要因素,并采用模型、计算等方法得到不同影响因素对气动稳定性的影响规律;②结合分析气动稳定性的多因素综合分析方法判断出全飞行包线内面临的危险点;③依照适航规章及条款的要求,模拟危险点的真实环境,设计符合性试验进行验证;④在长期的适航符合性验证过程中对已有的适航条款进行补充和修订。适航符合性验证思路如图 1 所示。

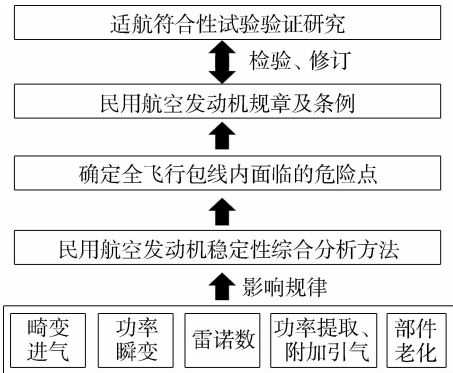


图 1 适航符合性验证思路

Fig. 1 Airworthiness compliance verification ideas

在民用航空器型号取证的过程中,最为关键和重要的一项工作就是通过符合性试验验证,从图 2^[14]与表 1^[15]中可以看出,航空发动机全飞行包线内典型状态点(A~G)的数目众多,并且每个典型状态点影响气动稳定性的主要因素也不完全相同,如果逐点进行符合性试验验证,不仅成本过高且花费时间长,所以需要在试验前判断出飞行

包线内面临的危险点,且为了缩短适航审定的周期,通常在此阶段对于计算速度的要求要高于准确性。因此,发展一种能够快速筛选出飞行包线内面临危险点的审定方法,是具有实际工程意义的。图 2 中 Ma 为飞行马赫数, H 为高度,下标 max 和 min 分别表示最大值和最小值。

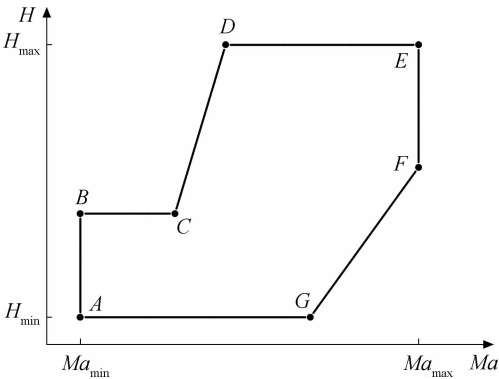


图 2 航空发动机飞行包线及典型状态点^[14]
Fig. 2 Flight envelope and typical status of aero-engine^[14]

表 1 典型状态及影响气动稳定性的主要因素^[15]
Table 1 Typical status and main factors affecting aerodynamic stability^[15]

阶段	典型状态	主要影响因素
A—G	滑跑状态	畸变/功率瞬变/功率提取
G—F	爬升状态	畸变/功率瞬变/雷诺数
F—E	快速爬升状态	雷诺数/畸变/功率瞬变
E—D	巡航状态	功率瞬变/畸变/功率提取
D—C	下降状态	畸变/功率瞬变/雷诺数
C—B	减速状态	功率瞬变/畸变/功率提取
B—A	着陆状态	雷诺数/功率瞬变/畸变

1.3 CCAR 中关于侧风的适航条款解析

CCAR 第 25.237 条^[16]中规定了对侧风的审查要求:“应制定在干跑道上对起飞和着陆演示是安全的 90°侧风分量,该分量必须至少为 20 节(10 m/s)或 0.2 V_{rso} (取大者,但不必超过 25 节(12.8 m/s), V_{rso} 为基准失速速度)”。条款实质上是对局方审查的指标做出了规定,如果工业方能够满足条款规定的审定要求,表明航空发动机具有抵抗侧风的能力。

若想证明飞机具有在大侧风等特殊气象环境下的运营能力,不能仅局限于条款规定的固定内容,需要考察更极端、恶劣的情况。例如,中国商用飞机有限责任公司的 ARJ21-700 客机为了增

强航线运营和市场竞争力,远赴冰岛开展大侧风试飞。最终,验证到的最大侧风速度为 48.7 节(25 m/s),超过设计目标,圆满完成侧风包线拓展审定试飞任务。以此为鉴,无论是在科学研究还是适航审定中,扩展侧风审定的范围对保证航空发动机在各种极端工况下安全运行是具有积极意义的。

2 不同侧风速度对进气畸变度与畸变范围的影响规律

研究侧风等进气畸变类影响因素时,考虑到非均匀气体流经压气机时的气流掺混和畸变衰减,可以认为压气机出口均匀,后面部件基本不受畸变影响,因此本文将主要关注侧风对压气机部件的影响。为了确保航空发动机在全飞行包线内都能安全运行,参照 CCAR 第 25.237 条的要求,选取起飞、着陆两种危险状态,并扩展侧风量的选取范围,以此来研究极端工况下侧风对航空发动机气动稳定性的影响。

2.1 数值模拟方法

为了准确地模拟侧风对压气机进口畸变产生的影响,需要在压气机进口周围设置一个足够大的外场保证侧风完全发展,在建立计算域时选择 10 倍特征长度作为外场上下边界,沿风向边界长度设置为 20 倍特征长度,以保证进气畸变是由侧风的单一因素引起的。考虑到 NASA Rotor 67 与目前先进的发动机风扇设计相似,是具有较高压比与效率的跨声速风扇转子,常用于理论与科学研究中,因此本文采用 Rotor 67 作为研究对象,并且在数值模拟中相应地调整轮毂和机匣的几何尺寸。唇口模型可见图 3,具体尺寸如表 2 所示。

在 ICEM 中建立几何模型并划分网格,并在靠近短舱壁面的区域进行加密,最终网格总数约

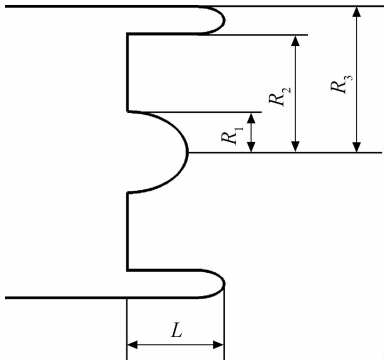


图 3 短舱唇口模型
Fig. 3 Model of nacelle lip

为 280 万,计算域整体及部分网格如图 4 所示。数值模拟软件使用 Fluent 17.0,计算采用控制方程为能量方程,离散格式使用 2 阶迎风格式,湍流模型选取 SST(shear stress transport)湍流模型进行计算。

表 2 短舱唇口模型及尺寸
Table 2 Model and size of nacelle lip

参数	数值
风扇平面到唇口 L/mm	210
风扇轮毂半径 R_1/mm	88
短舱内壁半径 R_2/mm	256.9
短舱外壁面半径 R_3/mm	316.9

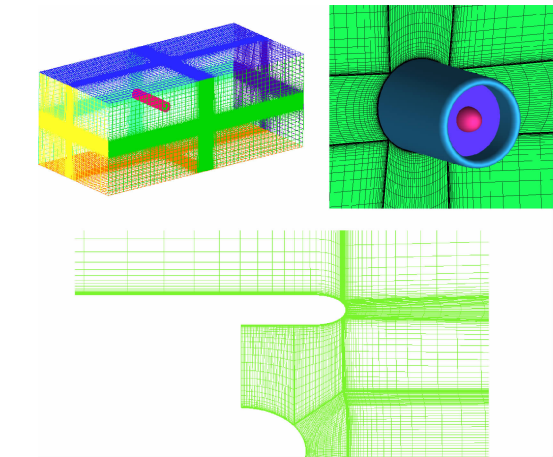


图 4 ICEM 结构化网格
Fig. 4 ICEM structured grid

计算域如图 5 所示,整体尺寸为 $x \times y \times z = 7\,000\text{ mm} \times 6\,000\text{ mm} \times 15\,000\text{ mm}$,其中右侧面为侧风流入计算域的速度进口边界,左侧面为压力出口边界。考虑到外场足够大,因而将长方体的

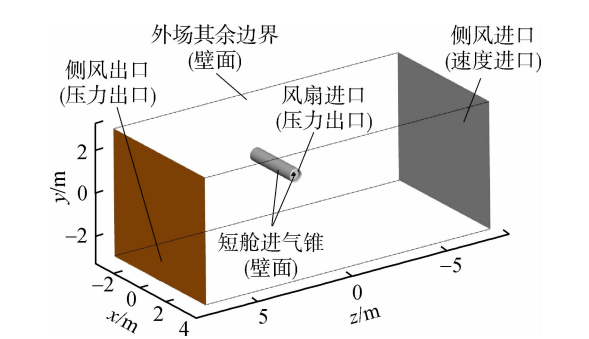


图 5 计算域边界条件及尺寸
Fig. 5 Boundary conditions and size of computing domain

其余 4 个面均设置为壁面。短舱从后面边界伸长到计算域中,并且将风扇所在平面设置为计算域的压力出口,通过改变侧风进口面中条件来模拟不同侧风速度;侧风出口面设置出口边界静温为 288 K,静压为 101 325 Pa,侧风速度为 10 m/s 时,计算得到出口总温应设置为 288.05 K。再根据压气机在起飞(最大状态为 $100\% n_{\text{cor}}$, n_{cor} 为换算转子转速)和着陆(慢车状态为 $60\% n_{\text{cor}}$)时的流量,推算风扇所在平面的出口静压。

2.2 不同侧风速度的计算结果

为了模拟自然条件下最危险、最极端的情况,本文选取从 10 m/s 开始到 35 m/s(12 级风速度为 32.7 m/s)6 种不同侧风速度(V)。模拟起飞时的压气机流量选取在设计点 33.25 kg/s;模拟着陆时,在慢车状态的压气机特性线上,选取与设计点流量裕度相同的工作点 21 kg/s,在 Fluent 中的模拟结果如图 6 和图 7 所示。可以发现,在起飞时,侧风会在进口处产生总压畸变,在出口的气动测量截面(AIP)会产生“月牙形”的畸变;并且随着侧风速度的增加,低压区的面积会逐渐增加,当侧风速度较大时气流经过进气锥也会发生分

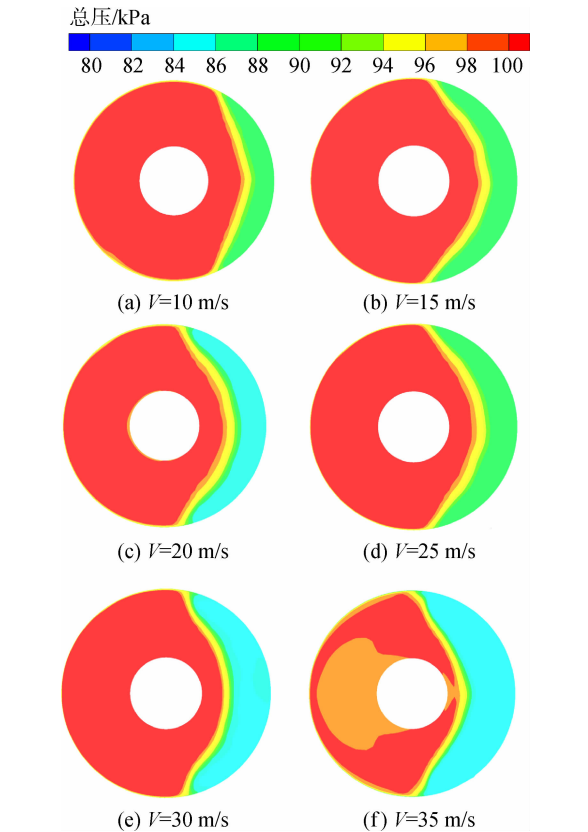


图 6 起飞时不同侧风速度的风扇所在平面总压云图
Fig. 6 Total pressure contours of fan plane under different crosswind velocities at take off

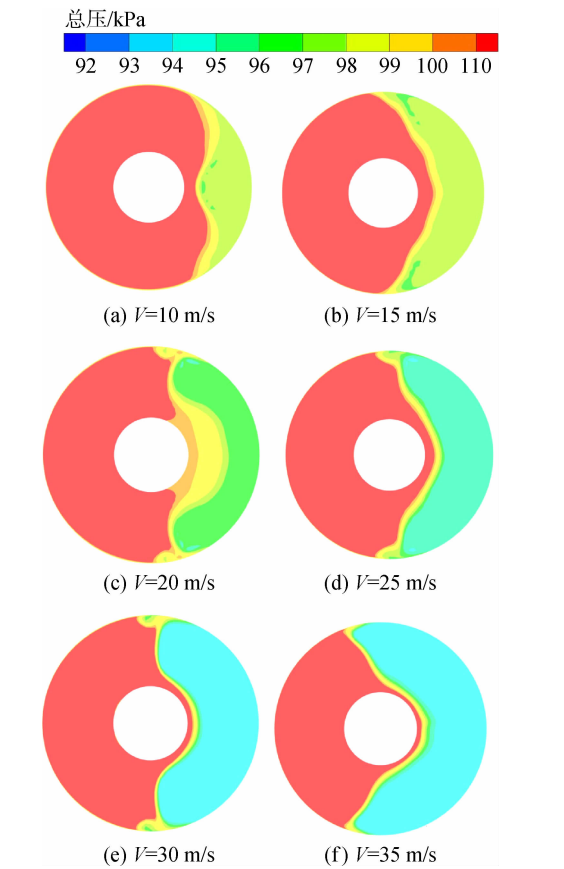


图 7 着陆时不同侧风速度的风扇所在平面总压云图
Fig. 7 Total pressure contours of fan plane under different crosswind velocities on landing

离。而在着陆时,由于航空发动机处于慢车状态,转速较低,航空发动机流量较小,此时航空发动机的进口马赫数较低,抽吸能力较弱,与高转速时相比,更容易发生分离,低压区的面积会更大。

2.3 侧风速度对畸变范围的影响规律

为了客观、具体地评价侧风的影响,需要将进气畸变量化,包括畸变范围(以下简称 α),其定义为:畸变区域的面积与航空发动机进气区域的面积的比值。处理计算结果,得到畸变范围随着侧风速度的改变如表 3 所示。

侧风速度影响畸变范围的规律如图 8 所示。由于计算域都属于外流,没有考虑压气机旋转效应对上游流场的影响,因此畸变是对称的,并且随着侧风速度的增加,畸变范围也在增大。

2.4 侧风对畸变度的影响规律

要量化进气畸变,还需要对畸变发生的强烈程度进行评价,平行压气机模型中采用畸变度(φ)这一参数,定义如下:

表 3 不同侧风速度的畸变范围

Table 3 Area of distortion of different crosswind velocities

V/(m/s)	α	
	起飞	着陆
10	0.110	0.277
15	0.165	0.360
20	0.190	0.400
25	0.200	0.430
30	0.240	0.460
35	0.322	0.563

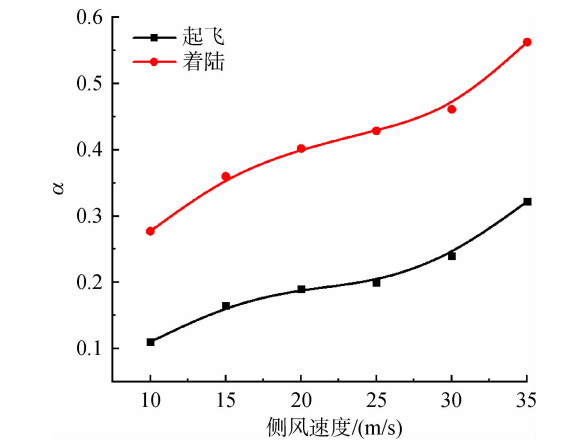


图 8 畸变范围随侧风速度的变化规律
Fig. 8 Influence of crosswind velocity on area of distortion

$$\varphi = \frac{p_{11}^* - p_{12}^*}{p_1^*}$$

(1)

式中 p_{11}^* 和 p_{12}^* 为进气道出口非畸变区与畸变区的总压, p_1^* 为该截面的总压。

处理计算得到的结果,得到不同侧风速度下的畸变度如表 4 所示。

表 4 不同侧风速度的畸变度

Table 4 Degree of distortion of different crosswind velocities

V/(m/s)	φ	
	起飞	着陆
10	0.105	0.038
15	0.113	0.043
20	0.126	0.059
25	0.139	0.069
30	0.160	0.078
35	0.169	0.080

计算得出的侧风速度影响畸变度的变化规律如图 9 所示。可以看出:畸变度会随着侧风速度的增加而逐渐增加,导致压气机进口的不均匀度增加,在同一流量点附近工作时,更大的侧风速度更加容易导致压气机失稳。

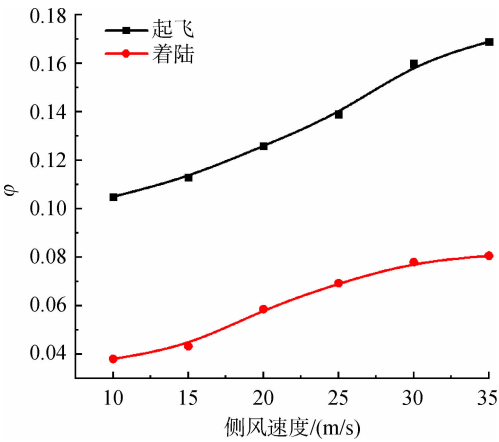


图 9 畸变度随着侧风速度变化的规律
Fig. 9 Influence of crosswind velocity on degree of distortion

结合不同侧风速度下畸变度 φ 、畸变范围 α 的变化规律,可以借助平行压气机模型计算某一侧风速度下压气机的稳定裕度。

3 不同侧风条件下航空发动机稳定裕度的计算

为了评估侧风对气动稳定性的影响,需要建立进气畸变与稳定裕度之间的关联。平行压气机模型不仅能评估进气畸变对气动稳定性的影响,并且模型计算速度快,能够满足快速预估侧风对气动稳定性影响的需求。

3.1 平行压气机模型计算

平行压气机模型作为一种评估进气畸变对航空发动机性能影响的简化模型,从 1959 年 Pearson 与 McKenzie^[17] 提出以来就得到学者们的重视。Mazzawy^[18] 基于平行压气机模型建立了预测周向进气畸变对压气机性能影响的多级模型。Reid^[19] 将平行压气机模型的理论扩展到预测周向总压畸变所引起的稳定裕度的降低。Korn^[20] 则以试验验证了考虑失速迟滞的平行压气机模型的准确性。

国内,李志平、王孟琦^[21] 最早将平行压气机模型应用到适航审定,在评定畸变对喘振裕度的影响时发挥了重要作用。朱振坤等^[22] 借鉴平行

压气机的思想,建立部分处理机匣的预估模型,并得到试验结果的验证。胡骏等^[23] 基于平行压气机假设,建立了分析大涵道比涡扇发动机的进气畸变问题的模型,并且发展了计算总温与总压畸变的计算分析方法。

文中采用的平行压气机模型是在经典模型的基础上,由胡骏等^[23] 发展得到的改型平行压气机模型,对进气的畸变有了明确的定义,采用两个参数描述进口总压畸变水平,并且给出了选择子压气机进口总压的方法,如图 10 所示。

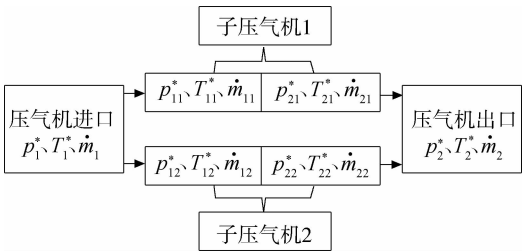


图 10 平行压气机模型子压气机进出口参数示意图
Fig. 10 Inlet and outlet parameters of sub-compressor in parallel compressor model

图 10 中的 p_1^* 、 T_1^* 、 $\dot{m}_1$ 和 p_2^* 、 T_2^* 、 $\dot{m}_2$ 分别是压气机的进、出口总压、总温和流量。假设子压气机 1 是无进气畸变,子压气机 2 有进气畸变,则 p_{11}^* 、 T_{11}^* 、 $\dot{m}_{11}$ 和 p_{21}^* 、 T_{21}^* 、 $\dot{m}_{21}$ 分别是非畸变区压气机的进、出口参数, p_{12}^* 、 T_{12}^* 、 $\dot{m}_{12}$ 和 p_{22}^* 、 T_{22}^* 、 $\dot{m}_{22}$ 分别是畸变区压气机的进、出口参数。

由于侧风主要产生总压畸变,因此本文忽略总温畸变的影响,具体进口参数计算过程如下:

1) 子压气机进口参数计算

a) 流量连续方程

$$(1-\alpha) \frac{p_{11}^* q(\lambda_{11})}{\sqrt{T_{11}^*}} + \alpha \frac{p_{12}^* q(\lambda_{12})}{\sqrt{T_{12}^*}} = \frac{p_1^* q(\lambda_1)}{\sqrt{T_1^*}} \tag{2}$$

式中 $q(\lambda)$ 为气动函数, λ_1 、 λ_{11} 、 λ_{12} 分别为压气机总进口、子压气机 1 和子压气机 2 进口的速度系数。

b) 根据面积平均法

$$p_1^* = (1-\alpha) p_{11}^* + \alpha p_{12}^* \tag{3}$$

联立以上 3 个方程可以获取子压气机 1、2 进口参数: p_{11}^* 、 T_{11}^* 、 $\dot{m}_{11}$ 、 p_{12}^* 、 T_{12}^* 、 $\dot{m}_{12}$ 。

2) 根据均匀进气的特性线得到参数计算

a) 假设子压气机进口流量为工作点,根据进出口及气动函数求解子压气机出口静压 p_{21} 、 p_{22} 。

b) 由平行压气机模型理论的第一条基本假设,可以得到

$$p_{21} = p_{22} = p \tag{4}$$

通过改变假设的子压气机工作点,调整出口静压满足平行压气机出口静压相等的假设,可以获取子压气机的出口参数: p_{21}^* 、 T_{21}^* 、 p_{22}^* 、 T_{22}^* 。

3) 求解压气机总的出口参数

a) 出口混合时动量守恒

$$\dot{m}_2 V_2 = (1 - \alpha) \dot{m}_{11} V_{21} + \alpha \dot{m}_{12} V_{22} \tag{5}$$

b) 出口混合时能量守恒

$$\dot{m}_1 H(T_2^*) = (1 - \alpha) \dot{m}_{11} H(T_{21}^*) + \alpha \dot{m}_{12} H(T_{22}^*) \tag{6}$$

式中 $H(T^*)$ 为总焓, T_2^* 、 T_{21}^* 、 T_{22}^* 分别为压气机总出口和子压气机出口的总温。

按照上述平行压气机模型的计算过程进行迭代,最后得到平行压气机模型求解的出口参数以及畸变条件下压气机的特性曲线。

3.2 平行压气机程序的验证

检核算例选择文献中 NASA Rotor 67 的数值模拟^[24]作为验证,将该压气机 100% n_{cor} 的特性线以及相关参数输入到平行压气机模型(PCM)中进行计算,并与 CFD 得到的数据进行对比,验证平行压气机算法的可行性,结果见图 11。

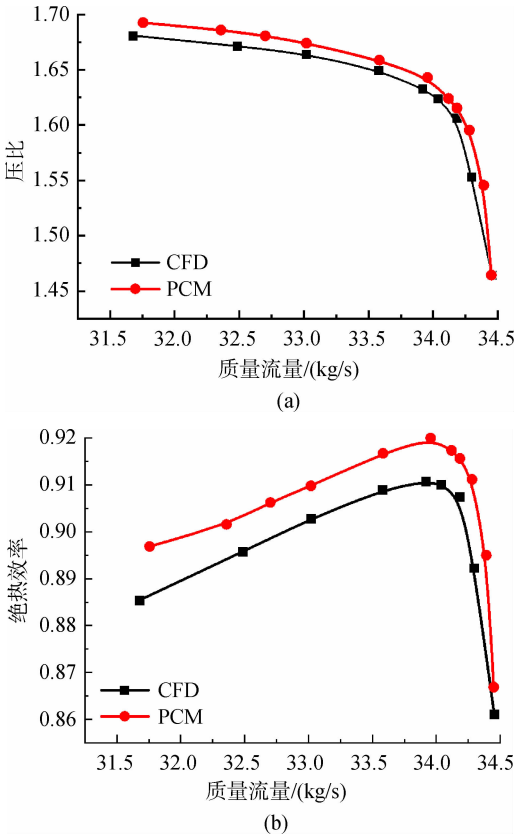


图 11 CFD 计算与平行压气机模型计算的特性对比
Fig. 11 Comparison of characteristics between CFD and parallel compressor model

为了保证在不同工况下航空发动机均能在稳定状态下工作,需要保证工作线上的点均远离失稳边界,本文采用喘振裕度(δ)这一指标衡量航空发动机工作时的气动稳定性,具体定义为

$$\delta = \left(\frac{\pi_s / \dot{m}_s}{\pi_0 / \dot{m}_0} - 1 \right) \times 100\% \tag{7}$$

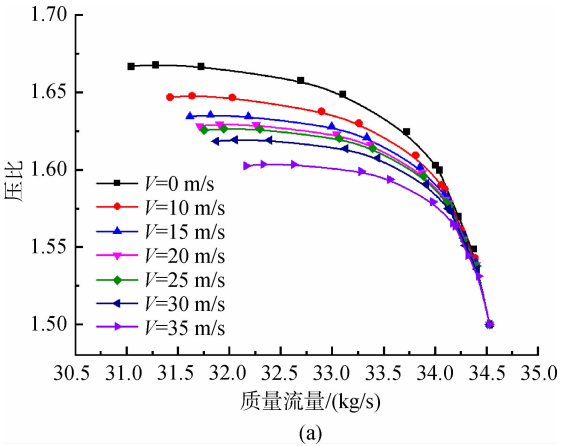
式中 $\dot{m}_s$ 、 π_s 分别为不稳定边界的流量和压比; $\dot{m}_0$ 、 π_0 分别为设计点的流量和压比。

分析可得,平行压气机模型计算得到特性与 CFD 模拟结果的规律一致,计算在失速点的流量误差不超过 1%。但是平行压气机模型的计算压比与绝热效率均比 CFD 计算值偏高,其原因可能是在平行压气机简化假设中,没有考虑畸变区与非畸变区的掺混;并且在平行压气机模型分配子压气机流量时,畸变区的子压气机率先失稳,此时认为整台压气机失稳,会导致计算得到的失稳边界流量略大于 CFD 结果。

在 100% n_{cor} 特性线上计算压气机的喘振裕度,CFD 与平行压气机模型计算结果分别为 $\delta_{CFD} = 6.44\%$ 和 $\delta_{PCM} = 6.27\%$,相差 0.17%,相对误差为 2.64%,这表明平行压气机模型在 100% n_{cor} 下能够较准确地估计畸变进气时压气机的喘振裕度。平行压气机模型的计算是在基本假设的前提下,通过输入畸变条件和压气机原始特性线进行计算,并不会因为转速的改变而对计算结果产生本质的影响,因此,可以认为平行压气机模型在其他转速下仍具有较好的准确性。

3.3 侧风影响下的压气机稳定裕度

将文中第 2.3 节与 2.4 节中得到的畸变范围 α 与畸变度 φ 的随侧风速度的变化规律代入到平行压气机模型中进行计算,即可得到不同侧风速度下压气机的特性曲线,并将外场数值计算时流量点作为工作点,计算出对应的喘振裕度,如图 12、图 13 所示。



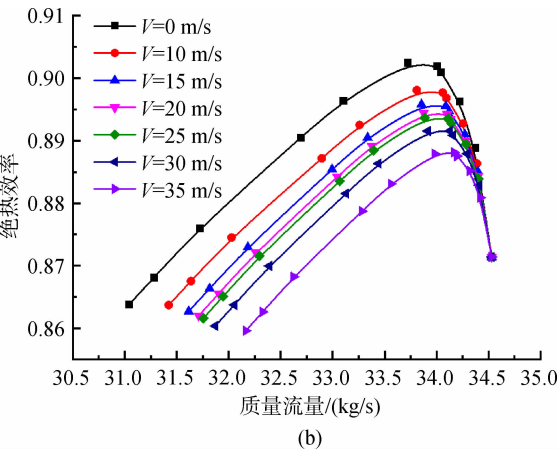


图 12 起飞时均匀进气与畸变进气的特性曲线
Fig. 12 Characteristic curves of uniform intake and distortion intake at take off

空发动机的气动稳定性。并且由于低转速时,压比较低,压气机抗畸变能力较弱,因此,着陆时侧风对气动稳定性的影响更为明显。图 14、图 15 中虚线与纵坐标的交点表示压气机允许的极限喘

表 5 不同侧风速度的喘振裕度

V/(m/s)	$\delta/\%$	
	起飞	着陆
0	8.70	22.50
10	6.96	15.40
15	5.98	12.40
20	5.50	8.40
25	5.30	6.68
30	4.80	5.70
35	3.60	2.70

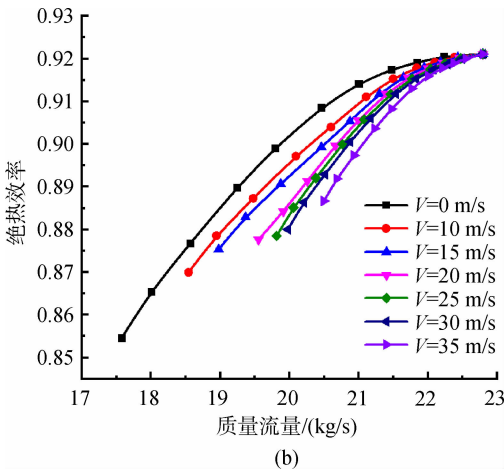
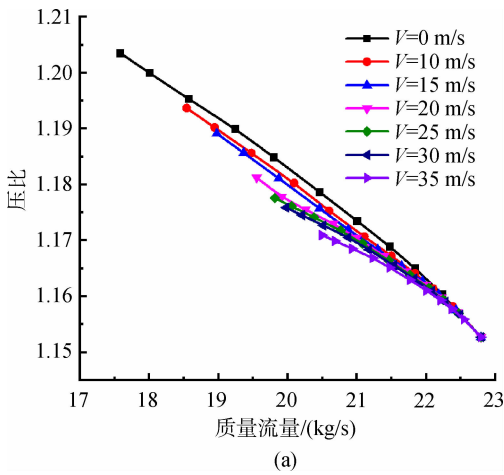


图 13 着陆时均匀进气与畸变进气的特性曲线
Fig. 13 Characteristic curves of uniform intake and distortion intake on landing

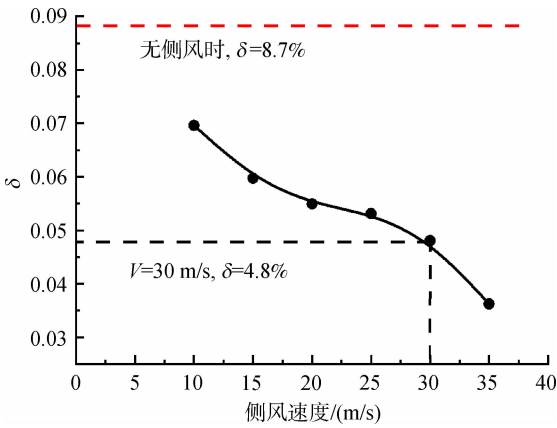


图 14 起飞时喘振裕度与侧风速度的关系
Fig. 14 Relationship of surge margin and crosswind velocity at take off

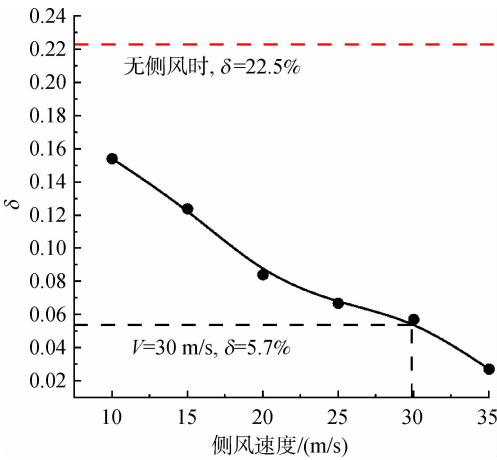


图 15 着陆时喘振裕度与侧风速度的关系
Fig. 15 Relationship of surge margin and crosswind velocity on landing

根据畸变进气的特性曲线计算得到喘振裕度如表 5 所示,可以看出:当侧风速度逐渐增加时,喘振裕度会迅速下降,这表明侧风会严重影响航

振裕度大小,与横坐标的交点则代表了工作允许的最大侧风速度。喘振裕度下降到极限值所对应的速度即为极限侧风速度。

由表 5 及图 15 可得,当侧风速度为 35 m/s 时,起飞状态的喘振裕度下降了 5.1%,着陆状态的喘振裕度下降了 19.8%。

4 航空发动机气动稳定性的适航审定方法应用流程

为有序地开展航空发动机失速/喘振的适航工作,亟需发展一套航空发动机失速/喘振适航审定方法。首先,需要确定各个影响因素对航空发动机气动稳定性的影响规律,以侧风为例,总结预估侧风对气动稳定性影响方法的关键步骤,结合 1.2 节的适航符合性验证一般流程,具体如下:

1) 据航空发动机的型号,基于试验或计算方法得出均匀进气条件下压气机的压比-流量以及绝热效率-流量特性及几何参数。

2) 获取航空发动机短舱尺寸,AIP 轴向位置以及该处轮毂与机匣的直径。

3) 获取航空发动机设计点发动机的进口条件:设计点流量(飞行马赫数)、大气条件等。

4) 建立外流场计算域,模拟不同侧风进气条件的进气畸变,得到畸变范围 α 与畸变度 φ 随侧风变化的规律。

5) 在平行压气机模型中计算不同侧风速度下的航空发动机特性曲线,并得到喘振裕度与侧风速度的关系。

侧风与整个适航符合性验证流程的关系如图 16 所示,在确定了包含侧风的多种影响因素对稳定裕度的影响规律后,结合分析气动稳定性的多因素综合分析方法,在全飞行包线内确定出航空发动机面临的危险点。再按照已有的适航审定条款,设计符合性试验进行验证。最后,在长期的数据和经验积累中,不断修正和完善适航审定标准。

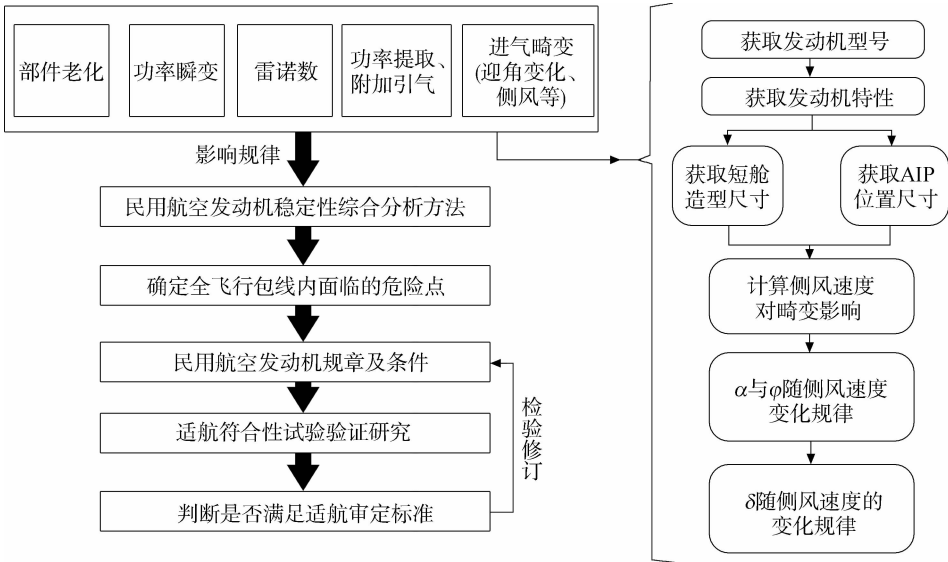


图 16 侧风影响下适航符合性验证流程

Fig. 16 Airworthiness compliance verification process under the influence of crosswind

5 结 论

本文将起飞、着陆状态中,90°侧风影响下的 Rotor 67 作为研究对象,进行了适航审定方法的探究与符合性验证的思路设想。

1) 通过建立外场模拟真实侧风环境,计算得出畸变度及畸变范围与侧风速度的对应关系:侧风速度由 10 m/s 增加到 35 m/s,起飞/着陆时的畸变范围和畸变度都增大;在起飞时侧风对畸变

度影响较大,在着陆时对畸变范围影响较大。

2) 借助平行压气机模型计算不同畸变度与畸变范围对喘振裕度的影响,从而建立了侧风速度对喘振裕度的影响规律:起飞时均匀进气时喘振裕度为 8.7%,而侧风速度从 10 m/s 增加到 35 m/s 时,喘振裕度由 6.96% 下降到 3.6%;着陆时均匀进气时喘振裕度为 22.5%,而侧风速度从 10 m/s 增加到 35 m/s 时,喘振裕度由 15.4% 下降到 2.7%。可见侧风在着陆时喘振裕度损失更显著,

对气动稳定性的影响更为明显。

3) 依据中国民用航空规章中的航空发动机适航条例,发展了侧风影响下航空发动机失速/喘振适航审定方法,并且给出了适航符合性验证的整体思路与流程,明确了该适航审定方法的地位。对进行进气畸变类降稳因素的适航审定具有指导意义。

本文针对侧风引起的进气畸变进行了适航审定方法的研究,但考虑到降稳因素的种类众多,对气动稳定性影响的形式也有所不同,为了完善适航审定体系,未来亟需推进对降稳因素的研究,为最终进行符合性试验奠定基础。

参考文献:

[1] PRANDTL L. Bericht über neuere turbulenzforschung[M]// TOLLMAN W, SCHLICHYING H, GÖRTLER H, et al. Ludwig Prandtl gesammelte abhandlungen. Berlin: VDI-Verlag, 1961: 719-731. (in German)

[2] GRÜNAGEL E. Pulsierende förderung bei pumpenrä der nüberdem umfang[J]. Ingenieur-Archiv, 1936, 7(6): 367-381. (in German)

[3] STENNING A H. Rotating stall and surge[J]. Journal of Fluids Engineering, 1980, 102(1): 14-20.

[4] 中国民用航空局. 中国民用航空规章第 33 部: CCAR33-R2[S]. 北京: 中国民用航空局, 2002: 31.

[5] 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.

[6] COLIN Y, AUPOIX B, BOUSSUGE J, et al. Prediction of crosswind inlet flows; some numerical and modelling challenges[R]. [S. l.]: AIAA, 2007.

[7] 刘浩, 李博, 王成, 等. 侧风条件下短舱进气道地面涡数值模拟[J]. 航空发动机, 2017, 43(6): 8-14.

LIU Hao, LI Bo, WANG Cheng, et al. Numerical simulations on nacelle inlet ground vortex under crosswind conditions[J]. Aeroengine, 2019, 43(6): 8-14. (in Chinese)

[8] TRIANTAFYLLOU T, NIKOLAIDIS T, PILIDIS P, et al. Total pressure distortion levels at the aerodynamic interface plane of a military aircraft[J]. The Aeronautical Journal, 2015, 119(1219): 1147-1166.

[9] HUANG Jian, WU Hu. Numerical investigation of inlet distortion on an axial flow compressor rotor with circumferential groove casing treatment[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 21(6): 496-505.

[10] ABE T. Experimental study of the effects on the turbofan engine by the distortion[J]. Aeronautical and Space Sciences Japan, 1985, 33(374): 173-181.

[11] 闫海津, 杜玺, 谭康华. 发动机短舱侧风工况数值模拟与分析[C]//第七届中国航空学会青年科级论文集. 北京: 航

空工业出版社, 2016: 513-517.

[12] 刘凯礼, 孙一峰, 钟园, 等. 民用飞机进气道的侧风畸变研究[J]. 航空动力学报, 2015, 30(2): 289-296.

LIU Kaili, SUN Yifeng, ZHONG Yuan, et al. Research on inlet distortion under crosswind for civil aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(2): 289-296. (in Chinese)

[13] 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.

[14] FAA. Surge and stall characteristics of aircraft turbine engines: AC 33. 65[S]. Washington DC: FAA, 1985: 1-5.

[15] ZHOU Hongkui, YU Fang, YANG Kun. Study on design compliance of civil turbofan engine with the requirements defined in FAR 33. 65[J]. Procedia Engineering, 2014, 80: 183-192.

[16] 中国民用航空局. 中国民用航空规章第 22 部: CCAR25[S]. 北京: 中国民用航空局, 2016: 40.

[17] PEARSON H, MCKENZIE A B. Wakes in axial compressors[J]. Journal of the Royal Aeronautical Society, 1959, 63(583): 415-416.

[18] MAZZAWY R S. Multiple segment parallel compressor model for circumferential flow distortion[J]. Journal of Engineering for Power, 1997, 99(2): 288-296.

[19] REID C. The response of axial flow compressors to intake flow distortion[C]// ASME 1969 Gas Turbine Conference and Products Show. Cleveland, Ohio, US: American Society of Mechanical Engineers, 1969: 1-13.

[20] KORN J A. Compressor distortion estimates using parallel compressor theory and stall delay[J]. Journal of Aircraft, 1971, 11(9): 584-586.

[21] 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)

[22] 朱振坤, 袁巍, 李秋实, 等. 部分处理机匣的性能预估模型[J]. 航空动力学报, 2017, 32(5): 1207-1215.

ZHU Zhenkun, YUAN Wei, LI Qiushi, et al. Performance prediction model of partial casing treatment[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(5): 1207-1215. (in Chinese)

[23] 胡骏, 赵运生, 丁宁, 等. 进气畸变对大涵道比涡扇发动机稳定性的影响[J]. 航空发动机, 2013, 39(6): 6-12.

HU Jun, ZHAO Yunsheng, DING Ning, et al. Investigation of influence of inlet distortion on high bypass ratio turbofan engine stability[J]. Aeroengine, 2013, 39(6): 6-12. (in Chinese)

[24] ZHANG Hengming, HUANG Xiuquan, ZHANG Xiang, et al. Numerical Investigation of inlet distortion on the flow field within the NASA rotor67[J]. American Journal of Engineering Research, 2016, 5(3): 121-131.