

进气畸变对大涵道比涡扇发动机稳定性的影响

胡 骏^{1,2}, 赵运生^{1,2}, 丁 宁^{1,2}, 赖安卿^{1,2}

(1.江苏省航空动力系统重点实验室; 2.南京航空航天大学 能源与动力学院:南京 210016)



胡骏(1959),男,教授,博士生导师,研究方向为航空发动机气动稳定性和叶轮机气体动力学。

基金项目:总装基础研究项目资助

收稿日期:2013—10—01

摘要:基于平行压气机原理,建立了进气畸变对大涵道比涡扇发动机稳定性影响的理论模型和计算分析方法,评估了总压畸变和总温畸变对某型大涵道比涡扇发动机稳定性的影响,获取了发动机的临界畸变指数和首发失稳级组。结果表明:总压畸变在风扇中衰减幅度最大,发动机在高转速下运行达到临界总压畸变值时,风扇率先失稳,在低转速下运行时为增压级率先失稳;总温畸变在高压压气机中衰减幅度最大,发动机在高转速运行达到临界总温畸变值时,高压压气机率先失稳,在低转速运行时为增压级率先失稳。

关键词:大涵道比涡扇发动机;进气畸变;稳定性;数值模拟

Investigation of Influence of Inlet Distortion on High Bypass Ratio Turbofan Engine Stability

HU Jun^{1,2}, ZHAO Yun-sheng^{1,2}, DING Ning^{1,2}, LAI An-qing^{1,2}

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power Systems; 2. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics: Nanjing 210016, China)

Abstract: The theory model and calculation analysis method of the effect of inlet distortion on the high bypass ratio turbofan engine stability were built based on the parallel compressor conception. The influence of total pressure distortion and total temperature distortion on a high bypass ratio turbofan engine stability were evaluated. The critical distortion index and first-episode instability staging were obtained. The results show that the most attenuation occurs in the fan under a given total pressure distortion condition; when the total pressure distortion reaches the critical value, the fan first loses stability at high rotational speed while booster first loses stability at low rotational speed; the most attenuation occurs in the high pressure compressor under a given total temperature distortion condition; when the total temperature distortion reaches the critical value, the high pressure compressor first loses stability at high rotational speed while booster first loses stability at low rotational speed.

Key words: high bypass ratio turbofan; inlet distortion; stability; simulation

0 引言

大涵道比涡扇发动机由于推力大、耗油率低、噪声小,已被广泛用于大型民用和军用飞机^[1],如客机、运输机、加油机、预警机等。航空发动机作为飞机的“心脏”,在不同飞行状况下确保其稳定工作是安全飞行和高可靠性的必要保障。在获取适航许可证时,发动机的稳定性也是必须完成的 1 项重要考核内容。进气畸变是评定发动机稳定性的 1 类重要的降稳因子,在飞机的日常飞行中常会发生,比如在飞机起飞和爬升过程中大攻角导致的进气道附面层分离,遇有侧风或阵风时此类压力畸变的影响将更为严重;在机场上

空等候降落时吸入周围飞机排出的尾气,或着陆时吸入反推力装置排气,以及运输机飞越火灾区均会造成温度畸变等。进气畸变对发动机稳定性影响的评定是贯穿发动机整个寿命周期的内容。不同阶段需要分别应用规范值、模型分析、定量试验和验证试验开展评定,或综合应用多种方式进行评定。中国对大涵道比涡扇发动机的研发工作才刚刚起步,在建设相关试验设备和试验数据库的同时,也迫切需要开发进气畸变对大涵道比涡扇发动机稳定性影响的计算方法,定量分析进气畸变对其气动稳定性的影响。进气畸变对压缩部件稳定性的影响已经开展了较为广泛的研究,发展了多种较为成熟的理论预测模型,如平行压气机模

型^[2-5]、激盘 / 半激盘模型^[6-8]、进气畸变沿压气机传递模型^[9-10]、3 维彻体力模型^[11-13]等。随着计算能力的不断提高,采用 3 维 CFD 进行数值模拟的方法也在不断地尝试和发展中^[14-15]。但是,这些研究都是针对孤立的风扇 / 压气机部件环境开展,没有考虑整机环境中部件匹配等带来的影响,计算模型较为简单。叶巍^[16]和黄顺洲、胡骏^[17]等开展了进气畸变对发动机整机稳定性影响的研究,但是研究对象都局限于小涵道比混合排气涡扇发动机。

本文将修正的多子平行压气机模型扩展为“多子发动机”模型,对大涵道比涡扇发动机进行整机建模,考虑部件之间的流量、压力,功率和转速匹配,以及子发动机之间的周向掺混,建立预测进气畸变对大涵道比涡扇发动机稳定性影响的计算模型和分析方法。

1 计算模型

1.1 物理模型和网格划分

根据 GJB/Z 224-2005,认为径向畸变对压气机稳定性的影响较小^[18-19],本文发展的模型仅考虑周向畸变的影响,包括压力畸变和温度畸变,因而假设气流沿径向均匀。

对大涵道比涡扇发动机而言,计算域一般包括发动机的进口管道、风扇 / 增压级、高压压气机、燃烧室、高压涡轮、低压涡轮、外涵和喷管等。其几何结构特点和针对周向畸变影响的研究内容决定了适合采用圆柱坐标系下的控制单元,即周向 θ (与转子旋转方向一致) 和轴向 x ,并用垂直于发动机轴线的截面将计算域划分为一系列顺序排列的计算单元,一般选择部件之间的交界面,以充分利用已知部件特性,建立整机的计算网格。

在周向方向,气流通道被划分成若干个扇区,扇区的大小可根据对进口流场畸变参数描述的详细程度确定。因此,每个计算单元是 1 个环形(或圆柱形)通道的 1 块,可以为无损失流通单元、有损失流通单元、分流单元、掺混单元、压气机单元、燃烧室单元、涡轮单元和喷管单元等的 1 个扇区。

对于大涵道比涡扇发动机,其典型网格划分如图 1 所示。

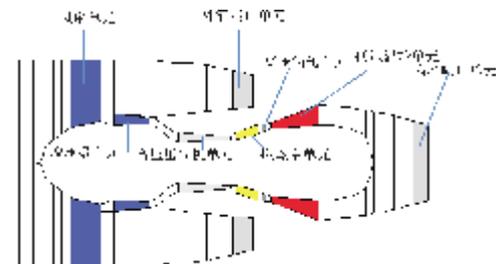
1.2 数学模型及求解方法

进气畸变对大涵道比涡扇发动机气动稳定性影响的数学模型是基于各单元气动方程组的数值积分

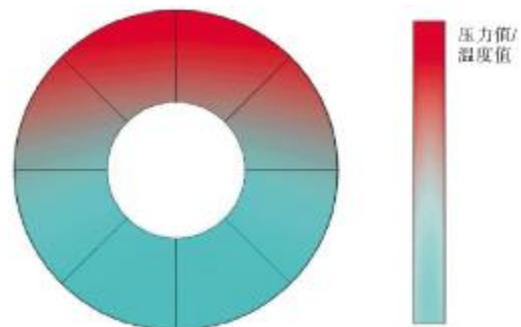
和对发动机主要部件(风扇、增压级、高压压气机、燃烧室、涡轮和喷管等)非定常过程的模拟。应用包含力和功等源项的积分形式的 2 维非定常欧拉方程组,可得如图 1 所示每个计算单元的积分形式的控制方程组

$$\begin{cases} \frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho dV = - \int_V \rho(\mathbf{C} \cdot d\mathbf{S}) + \int_V g dV \\ \frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho C_x dV = - \int_V \rho C_x(\mathbf{C} \cdot d\mathbf{S}) - \int_V P dS_x + F_x + \int_V C_{xg} g dV \\ \frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho C_\theta dV = - \int_V \rho C_\theta(\mathbf{C} \cdot d\mathbf{S}) - \int_V P dS_\theta + F_\theta + \int_V C_{\theta g} g dV \\ \frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho \left(C_p T + \frac{C^2}{2} \right) dV = - \int_V \rho \left(C_p T + \frac{C^2}{2} \right) (\mathbf{C} \cdot d\mathbf{S}) + N + Q + \int_V \left(C_p T + \frac{C^2}{2} \right)_g g dV \end{cases} \quad (1)$$

式中: \mathbf{C} 、 C 分别为气体的速度矢量和速度大小; C_p 、 C_v 分别为气体的定压比热和定容比热; C_x 、 C_θ 分别为轴向速度和切向速度; F_x 、 F_θ 分别为作用力的轴向分量和切向分量; g 为计算单元中注气或放气量(放气为正,注气为负); N 为气体作功率; Q 为气体的加热量; P 、 T 、 ρ 分别为气体的压力、温度和密度; S 、 V 分别为单元表面积和单元体积。



(a) 轴向划分



(b) 周向划分

图 1 计算网格划分

式(1)是描述一般 2 维流动的控制方程,普遍适用于上述物理模型的所有计算单元。但是,针对本文

希望实现的功能,必须引入简化条件,以及对单元的不同功能的定义,方能实现对式(1)的简化求解,以分析进气畸变对燃气涡轮发动机稳定性和性能的影响。

本文的物理模型不再以部件为计算单元,而是根据所具备的条件,把发动机沿轴向划分为若干个更小的计算单元。例如,如果具有 N 级压气机的每 1 级特性,则可以把该压气机沿轴向划分为 N 个计算单元。这样,在计算模型中既可以反映出各级特性和几何参数对于进气畸变衰减和压气机工作过程的影响,还可以显示出级匹配的问题。此外,为了实现分析进气周向畸变对压气机稳定性和性能的影响,必须考虑气流参数沿周向的变化,同时引入平行压气机理论的思想,简化对压气机中复杂部件特性的描述,也就是沿周向将压气机分割成若干个扇形块,假设这些扇形块具有与完整的部件相同的特性。

对于计算域中每个计算单元,应用式(1)积分计算的困难在于方程中 F_x 、 F_θ 、 Q 和 N 的确定。从严格的 CFD 意义上来说,这些项有的正是需要通过 CFD 计算来确定的。如 F_x 、 F_θ 应该是气流绕压气机叶片流动,与叶片相互作用产生的力。显然,本文的计算模型不是直接计算这些项的,而是根据其所定义的单元功能,利用单元特性确定各单元的 F_x 、 F_θ 、 Q 和 N 等。当针对具体的分析对象,划分好计算单元,并定义好各单元的功能后,理论上 F_x 、 F_θ 、 Q 和 N 等在整个计算域中的分布也就确定了,当然这些项的具体数值的大小将随计算过程中参数的变化而变化。

式(1)经离散可写为

$$\frac{dy}{dt} = f(t, y) \quad (2)$$

式中: $y = (\dot{m}, T, C_\theta, P)^T$, \dot{m} 为单元流量; f 为式(1)右边的各项。

由此,进气畸变对大涵道比涡扇发动机稳定性影响的问题即转换为式(2)的初边值问题。本文采用 4 阶“龙格—库塔”显式方法求解式(2),得到未知变量在各计算单元的值,以及发动机整机的性能参数等。

进气畸变对发动机稳定性影响问题为上述非定常控制方程的初边值定解问题。控制方程描述了流体流动遵循的基本方程,要获具体问题的定解,还必须给定针对具体问题的初始条件和边界条件。初始条件一般根据发动机待评定的状态由总体计算分析结果确定。

1.3 进口边界条件

模型用于分析稳态总压、总温畸变以及动态总

压、总温畸变对压气机稳定性和性能的影响,因此进口边界条件给定方式必须具备描述周向总压、总温畸变的能力。对于 2 维可压缩流动,亚声速进口边界上给定条件个数应为 3 个,这里给定进口总压、进口总温,并假定速度方向为轴向。

1.3.1 总压畸变

模型的显著特点是采用综合畸变指数描述进口总压畸变指数,因而进口总压条件包含 2 部分,一部分用于描述稳态(有序的)总压畸变,另一部分用于描述随机的动态总压畸变

$$P^*(t, \theta) = P_0^*(\theta, t) + P_\varepsilon^*(t) \quad (3)$$

稳态(有序的)周向畸变 $P_0^*(\theta, t)$ 又分为定常周向畸变以及随时间线性变化的非定常总压畸变

$$P_0^*(\theta, t) = P^*(\theta) + \frac{dP^*}{dt}(t - t_0) \quad P_{\min}^* \leq P_0^* \leq P_{\max}^* \quad (4)$$

式中: $P^*(\theta)$ 为定常总压畸变部分,通过给定进口截面各单元的总压值来描述;等号右边的第 2 项为非定常总压畸变项; dP^*/dt 为进口截面周向各单元总压随时间变化的速率,用于描述总压变化的快慢; t_0 为初始时刻。

而式(3)中的随机动态总压畸变项 P_ε^* 采用动态随机序列模拟,详细内容见文献[20]。

1.3.2 总温畸变

总温畸变包括定常总温畸变和非定常总温畸变 2 部分,可表述为

$$T_0^*(\theta, t) = T^*(\theta) + \frac{dT^*}{dt}(t - t_0), \quad T_{\min}^* \leq T_0^* \leq T_{\max}^* \quad (5)$$

式中: $T^*(\theta)$ 为定常总温畸变部分; $\frac{dT^*}{dt}$ 为进口截面周向各单元总温随时间变化的速率,即温升率; t_0 为非定常总温畸变开始发生的时刻; T_{\min}^* 、 T_{\max}^* 分别为温度变化的最小值和最大值。

1.4 出口边界条件

出口边界,即在内、外涵喷管的出口截面上,采用发动机的综合节流特性

$$q^2(\lambda) = 1 - \exp\left(\frac{1 - \pi_{nz}}{0.22}\right) \quad (6)$$

式中: π_{nz} 为喷管落压比。

此外,设定喷管出口的压力为环境压力。

1.5 压气机左支特性

压缩单元全流量范围的等相对换算转速线如图

2 所示。图中,右支特性为 0~n 点,0 点为等转速线的稳定边界点,n 点为堵点;左支特性点为 L 点;零流量点为(0,1)点,该点的压气机单元总压比、静压比和总温比均等于 1。

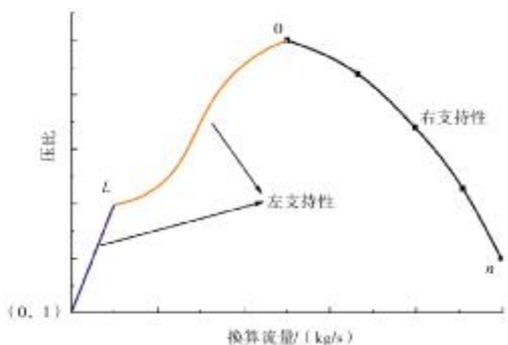


图 2 压缩单元特性处理

当压气机单元平均速度系数位于零流量点和左支特性点 L 之间时,工作点参数由 2 点间的线性插值得到;如果平均速度系数位于右支特性线上时,工作点参数根据 0~n 点参数分段线性插值得到;当平均速度系数位于左支特性点 L 和稳定边界点 0 之间时,参数以“S”型规律变化,具体计算公式为

$$\pi = \pi_L + (\pi_0 - \pi_L) \left(\sin \left(90^\circ \times \frac{W_{cor} - W_{corL}}{W_{cor0} - W_{corL}} \right) \right)^2 \quad (7)$$

1.6 失稳准则

可靠、准确的失稳判断至今仍是未能很好解决的问题。本文采用在压缩部件(风扇、增压级或高压压气机)单元中出现负的轴向速度,作为发动机失稳判别的准则。虽然这是依赖于经验提出的 1 种判断准则,但这种处理方法是依据试验研究的结果,其可靠性在各种发动机和压气机的多次计算中多得到证实^[16-17]。

2 算例分析

以某型大涵道比涡扇发动机为例,重点开展进气总压畸变和总温畸变的影响分析研究,以考核本文发展的计算模型和计算方法的能力。该大涵道比涡扇发动机设计点主要参数见表 1,其设计涵道比为 6.76,计算建模的主要几何尺寸和结构如图 3 所示。

为了满足飞机适用性技术指标要求,需要在整个飞机飞行包线范围内发动机有足够的稳定裕度,某型大涵道比发动机的流量特性线和对应风扇相对换算转速的各压缩部件的原始可用稳定裕度分别如图 4、5 所示。

2.1 总压畸变传递和衰减

在设计点,进口给定周向畸变范围为 180°、综合

畸变指数 $W=8\%$ 时,计算时间 $T=0.52$ s 时刻的相对压力变化值从发动机进口至内涵喷口单元分布,以及综合畸变指数沿发动机流程的变化如图 6 所示。

表 1 某大涵道比涡扇发动机设计点主要参数

参数	数值	参数	数值
飞行高度 /m	10668	高压压气机效率	0.8434
飞行马赫数	0.785	燃烧室出口温度 /K	1544.6
涵道比	6.76	燃烧室总压恢复系数	0.95
进口物理流量 /(kg/s)	213.44	高压涡轮效率	0.88
风扇外涵压比	1.62	高压涡轮落压比	4.106
风扇内涵压比	1.58	低压涡轮效率	0.905
风扇内涵效率	0.89	低压涡轮落压比	6.207
风扇外涵效率	0.90	低压物理转速 /(r/min)	4780
增压级压比	2.21	高压物理转速 /(r/min)	13753
增压机效率	0.89	推力 /kN	29.63
高压压气机压比	10.332	耗油率 /(kg/(h·kN))	0.6097

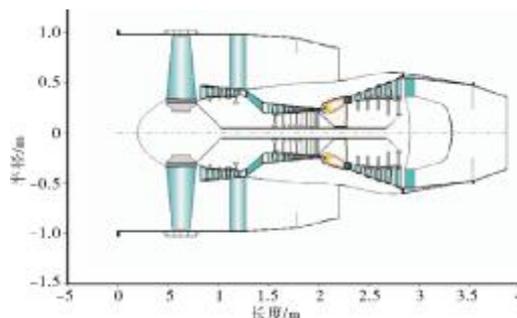
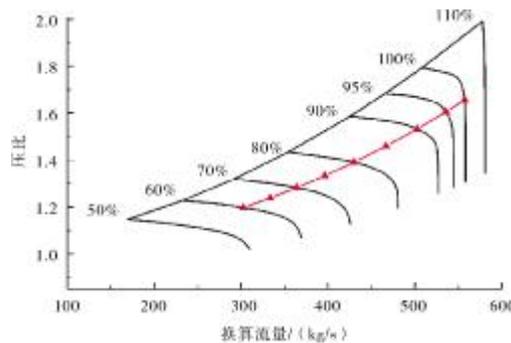
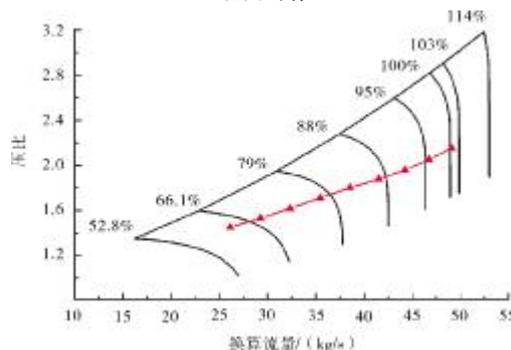


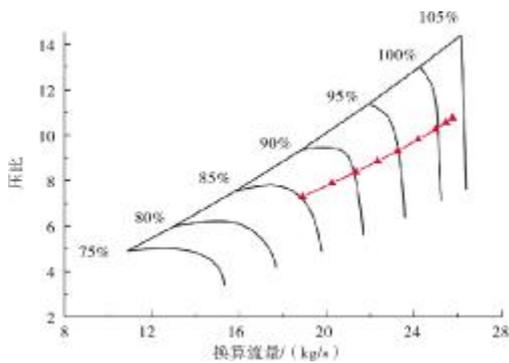
图 3 某型大涵道比涡扇发动机几何结构



(a) 风扇



(b) 增压级



(c) 高压压气机

图 4 某大涵道比涡扇发动机流量特性

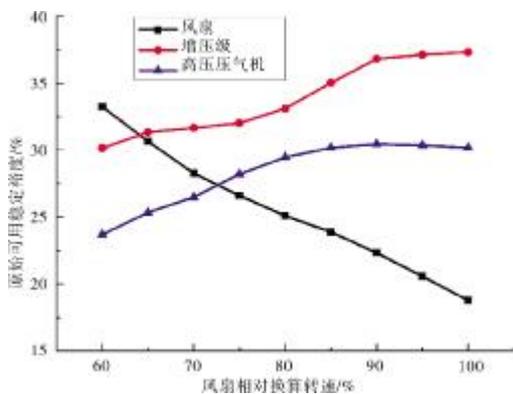
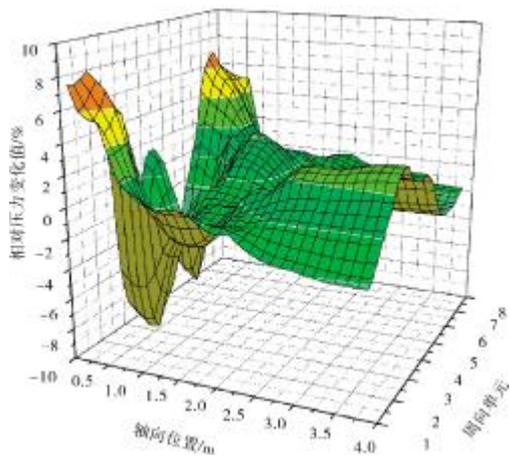
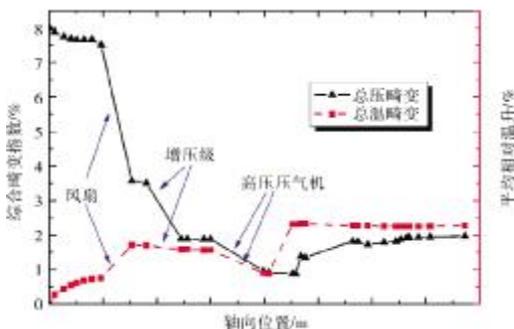


图 5 压缩部件原始可用稳定裕度



(a) 总压畸变分布



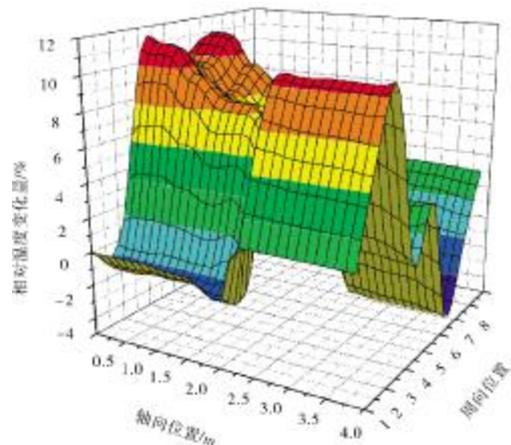
(b) 总压畸变的轴向变化

图 6 总压畸变的分布和变化

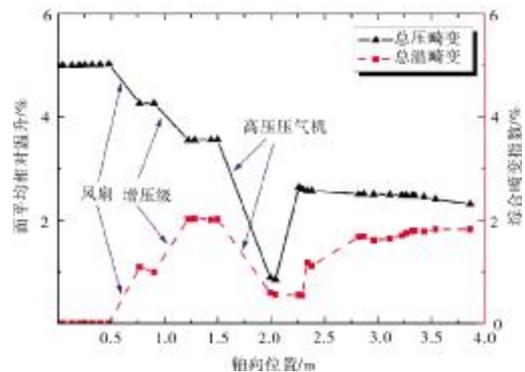
从图 6 中可见,总压畸变在经过流通单元时由于周向的掺混作用,会有少许下降,但经过压缩部件(风扇、增压级、高压压气机)有较大幅度的下降。总压畸变经过风扇、增压级和高压压气机后,综合畸变指数分别下降到该部件进口截面的 47.6%、54.0%和 50.8%。总压畸变会引发总温畸变,在风扇和燃烧室中总温畸变上升幅度最大。利用如图 6(b)所示的曲线可以对发动机压缩部件的总压畸变衰减能力加以校验,以便及时调整设计参数。

2.2 总温畸变传递和衰减

在设计点,进口给定高温区周向范围 $\theta^* = 180^\circ$,面平均相对温升 $\delta T_{F,av} = 5\%$ 的稳态总温畸变,相对温度变化值从发动机进口至内涵喷口单元的分布如图 7(a)所示;总温畸变沿发动机流程的变化如图 7(b)所示。



(a) 总温畸变分布



(b) 总温畸变的轴向变化

图 7 总温畸变的分布和变化

从图 7 中可见,在经过压缩部件(风扇、增压级、高压压气机)总温畸变有不同幅度的下降。总温畸变经过风扇、增压级和高压压气机后,畸变指数分别下降到该部件进口截面的 84.9%、83.3%和 25.0%。总温

畸变导致总压畸变在风扇和增压级中增大。利用如图7(b)所示的曲线可以对发动机压缩部件的总温畸变衰减能力加以校验。

2.3 临界畸变指数

逐步增大畸变值,直至发动机失稳,利用失稳准则,可判定失稳首发压缩部件,并确定发动机的临界综合畸变指数 W_{cr} 和临界温升 δT_{cr} 。

2.3.1 总压畸变评定

不同风扇相对换算转速下进行总压畸变评定结果见表2,随着换算转速的上升,临界综合畸变指数呈不断上升趋势。当发动机处于高转速、总压畸变达到临界综合畸变指数 W_{cr} 时,风扇首先失稳,80%风扇相对换算转速以下为增压级率先失稳。从图5中的压缩部件的原始可用稳定裕度可见,虽然增压级在低转速时预留了较大的原始稳定裕度,但在有总压畸变的情况下,依然存在稳定裕度不足的情况,而风扇和高压压气机的稳定裕度储备相对充足。

表2 总压畸变评定结果

风扇换算转速 /%	临界综合畸变指数 /%	首先失稳级
100	13.40	风扇
95	13.00	风扇
90	12.20	风扇
85	11.60	风扇
80	9.70	增压级
75	8.30	增压级
70	7.00	增压级
65	6.10	增压级
60	5.40	增压级

表3 总温畸变评定结果

风扇换算转速 /%	临界综合畸变指数 /%	首先失稳级
100	11.9	高压压气机
95	10.8	高压压气机
90	8.9	增压级
85	6.9	增压级
80	5.9	增压级
75	5.0	增压级
70	4.5	增压级
65	3.6	增压级
60	2.9	增压级

2.3.2 总温畸变评定

不同风扇相对换算转速下进行总温畸变评定的

结果见表3,随风扇相对换算转速的增加,临界温升不断增大。从表中可见,当发动机处于高转速,总温畸变达到临界值时,高压压气机率先失稳,90%风扇相对换算转速以下总温畸变达到临界值时为增压级首先失稳。风扇在整个工作线上抵抗总温畸变的能力都较强。

3 结论

(1)总压畸变和总温畸变在发动机各压缩部件中存在不同程度的衰减,其中总压畸变在风扇中衰减幅度最大,总温畸变在高压压气机中衰减幅度最大。

(2)随着转速增加,大涵道比涡扇发动机抵抗总压畸变和总温畸变的能力均不断增强,临界综合畸变指数和临界温升都随着转速的增加而增大。

(3)在风扇相对换算转速为80%以上,总压畸变导致风扇首先失稳,而其余转速均是增压级首先失稳;在风扇相对换算转速为90%以上,总温畸变致使高压压气机率先失稳,而其余转速均是增压级首先失稳。

(4)发动机在较低转速运行时,无论是总压畸变还是总温畸变,首先失稳的均是增压级。所以,增压级作为对畸变敏感的部件,在方案设计阶段需要对其稳定性予以足够重视。

参考文献:

- [1] 刘大响, 金捷, 彭友梅, 等. 大型飞机发动机的发展现状和关键技术分析[J]. 航空动力学报, 2008,23(6):976-980.
LIU Daxiang, JIN Jie, PENG Youmei, et al. Summarization of development status and key technologies for large airplane engines [J]. Journal of Aerospace Power, 2008,23(6):976-980. (in Chinese)
- [2] Pearson H, McKenzie A B. Wakes in axial compressors [J]. Journal of the Royal Aeronautical Society, 1959(7): 415-416.
- [3] Mazzawy R S. Multiple segment parallel compressor model for circumferential flow distortion [J]. Journal of Engineering for Power, 1977, 99:288-296.
- [4] Cousins W T, Davis M W. Evaluating complex inlet distortion with a parallel compressor model: Part 1—concepts, theory and limitations[R]. ASME 2011-GT-45067.
- [5] Davis M W, Cousins W T. Evaluating complex inlet distortion with a parallel compressor model: Part 2—applications to complex patterns[R]. ASME 2011-GT-45068.
- [6] Ehrich F. Circumferential inlet distortions in axial flow

- turbomachinery[J]. Journal of the Aeronautical Sciences, 1957, 24(6): 413-417.
- [7] Rannie W D, Marble F E. Unsteady flows in axial turbomachines [R]. Comptes Rendus des Journees Internationales de Science Aeronautique, ONERA, 1957.
- [8] Yeh H. An actuator disc analysis of inlet distortion and rotating stall in axial flow turbomachines [J]. Journal of the Aerospace Sciences, 1959, 26(11): 739-753.
- [9] Greitzer E M, Griswold H R. Compressor-diffuser interaction with circumferential flow distortion [J]. Journal of Mechanical Engineering Science, 1976, 18(1): 25-38.
- [10] Greitzer E M, Mazzawy R S, Fulkerson D A. Flow field coupling between compression system components in asymmetric flow [J]. Journal of Engineering for Power, 1978, 100(1):66-72.
- [11] Adamczyk J J. Model equation for simulating flows in multistage turbomachinery[R]. ASME 1985-GT-226.
- [12] Xu L. Assessing viscous body forces for unsteady calculations [J]. Journal of turbomachinery, 2003, 125(3): 425-432.
- [13] Hale A, O'Brien W. A three-dimensional Turbine Engine Analysis Compressor Code (TEACC) for steady-state inlet distortion[R]. ADA-345894.
- [14] Fidalgo V J, Hall C A, Colin Y. A study of fan distortion interaction within the NASA rotor 67 transonic stage [R]. ASME 2010-GT-22914.
- [15] Minsuk C, Mehdi V, Mehmet I. Effects of fan speed on rotating stall inception and recovery [R]. ASME 2010-GT-23183.
- [16] 叶巍. 压力畸变对某型发动机稳定性影响的数值研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(2):36-40.
YE Wei. Numerical study on the effects of inlet pressure distortion on the stability of a turbofan [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004, 17(2):36-40. (in Chinese)
- [17] 黄顺洲, 胡骏. 进气畸变对发动机稳定性影响的分析模型[J]. 推进技术, 2006, 27(5):426-430.
HUANG Shunzhou, HU Jun. Model of the effects of inlet flow distortion on engine stability [J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(5):426-430. (in Chinese)
- [18] 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, 2004:186-278.
LIU Daxiang, YE Peiliang, HU Jun, et al. Stability design and evaluation technique of aircraft gas turbine [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2004:186-278. (in Chinese)
- [19] 中国航空工业第一集团公司. GJB/Z 224-2005 航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定指南[S]. 北京:国防科学技术工业委员会, 2005:41.
AVIC I. GJB/Z 224-2005 Guide of stability design and assessment for aircraft gas turbine engine [S]. Beijing: Commission of Science, Technology and Industry for National Defence, 2005:41. (in Chinese)
- [20] 王志强, 胡骏, 李亮, 等. 进口总压随机脉动的数值模拟方法[J]. 航空动力学报, 2010, 25(1):87-91.
WANG Zhiqiang, HU Jun, LI Liang, et al. Numerical simulation method for stochastic fluctuation of inlet total pressure[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(1):87-91. (in Chinese)

SR-72 无人机的研制进展

据国外媒体报道,洛克希德·马丁公司近日披露了SR-72双发隐形无人机的研制情况。其飞行马赫数可达6,是著名的SR-71“黑鸟”战略侦察机最大飞行速度的2倍,预计在2018年公开展示。

该无人机的研制最大限度利用了现有的材料,原型机成本可望控制在10亿美元之内。其融合了速度、高度和隐身优势,可满足美国军方在1h内打击全球任何一个目标的任务要求,在高超声速飞行时依然可以具有较好的隐身气动,其速度可领先多数导弹。其极声速采用2段变速的方式实现:(1)用传统涡轮发动机使飞机加速到马赫数3;(2)利用洛克希德·马丁与洛克达因公司联合研制的“超声速燃烧喷射推进引擎”,将速度提升至马赫数6。这一涡轮基

组合循环发动机技术难点之一是模态转换,应用了组合循环发动机技术(FaCET)计划的研究成果。FaCET计划中的试验用发动机由高马赫数涡轮发动机和亚燃/超燃双模态冲压发动机组成,目前已经完成了TBCC发动机的缩比地面试验,并开发了涡轮发动机和冲压发动机相互实现模态转换的方法。

(中航工业动力所 孟令扬)

