

畸变进气时涡扇发动机整机 环境下压缩部件气动稳定性评定*

王占学, 王 鹏, 乔渭阳

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 将基于部件匹配技术的涡扇发动机非设计点性能计算模型和基于李亚普诺夫稳定性理论的压缩部件气动稳定性评定模型有机地耦合, 实现了发动机整机环境下的压缩部件气动稳定性评定, 使得该模型成为一种实用的涡扇发动机压缩部件气动稳定性分析模型。以某型涡扇发动机为例, 计算比较了畸变进气时发动机整机环境和单独部件评定时风扇和压气机稳定工作边界的异同, 从计算结果可以看到, 对于风扇, 畸变进气条件下, 无论在高转速, 还是低转速时, 同样的进口畸变度, 发动机环境下风扇的稳定裕度损失比单独部件下风扇的稳定裕度损失都小, 即在发动机环境下评定风扇稳定性时, 风扇对进气温度的畸变不敏感, 而在单独部件环境下评定时, 风扇对进气畸变比较敏感。对于压气机, 进口气流存在压力畸变时, 采用高压涡轮导向器变化对压气机喘喘过程中, 风扇的共同工作线向喘振边界靠近, 而进口气流存在温度畸变时, 喘喘过程中, 风扇的共同工作线基本不变。

关键词: 涡轮风扇发动机; 气动稳定性; 压缩部件⁺; 数学模型

中图分类号: V231.3 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2007) 01-0020-06

Aerodynamic stability assessment for compression component running in turbofan engine with distorted flow

WANG Zhan-xue WANG Peng QIAO Wei-yang

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China)

Abstract A new model was presented for predicting aerodynamic stability limit of fan component in turbofan engine. Firstly, a quasi one-dimensional time dependent compression system model was used to model the dynamic flow in compressor and the actuator-lag-volume model was adopted to model the stage of compressor. Secondly, Lyapunov stability theory was used to identify the aerodynamic stability of compression component. Finally, this aerodynamic stability numerical model was coupled with steady state thermodynamic cycle model of turbofan for predicting aerodynamic stability limit of compression component in turbofan engine environment. A turbofan engine with 3 stages fan and 5 stages compressor, as an example, was simulated. Numerical results show that in different aerodynamic stability assessment environment the effect of inlet flow distortion on fan and compressor stability limit is different.

Key words Turbofan engine; Aerodynamic stability; Compression component⁺; Mathematical model

1 引 言

发动机压缩部件气动稳定性问题直接关系到发动机工作可靠性^[1]。国外从研制第三代战斗机开始, 就投入了大量的经费和时间开展发动机压缩部件

稳定性的研究工作, 以期在推力高、耗油率低、发动机重量轻、寿命长和成本低等要求与可用稳定裕度之间达到最佳平衡。

传统的压缩系统稳定性分析计算都是基于单独的压缩部件进行的, 并没有将压缩部件放在发动机整

* 收稿日期: 2006-06-10 修订日期: 2006-09-24

基金项目: 国家 APTD 计划 (APTD-1102-02-03)。获奖情况: 2005 年获国防科学技术奖三等奖。

作者简介: 王占学 (1969—), 男, 副教授, 研究领域为航空发动机总体设计。Email: wangzx@nwpu.edu.cn

机环境下进行气动稳定性评定^[2~7]。实际上,由于涡扇发动机部件间存在结构和气动的耦合影响,使得在发动机环境下评定风扇或压气机的气动稳定性与单独评定风扇或压气机气动稳定性所得到的结果是不同的。但是,在发动机整机环境下评定压缩部件气动稳定性时,必须保证对每一个时刻发动机压缩部件气动稳定性分析都是在高低压转子之间匹配工作点上进行,即必须实现发动机非设计点部件匹配工作和气动稳定性评定的耦合,这大大增加了气动稳定性评定的复杂性,造成了目前大部分气动稳定性理论分析系统都是仅仅针对单独的部件进行气动稳定性评定,而不考虑真实的发动机工作过程中各个部件的耦合对压缩部件气动稳定性的影响。基于这一考虑,本文基于部件匹配技术和李亚普诺夫稳定性理论,发展了均匀和畸变进气条件下涡扇发动机整机环境下压缩部件气动稳定性的评定方法,详细分析了畸变进气时涡扇发动机整机环境下和单独部件评定时压缩部件稳定工作边界的异同。

2 物理模型和计算方法

2.1 涡扇发动机气动稳定性分析的物理模型

计算均匀进气条件下压缩部件稳定工作边界时采用的系统模型、单元体模型、稳定性判别方法和计算流程见文献[8]。计算畸变进气时涡扇发动机整机环境下压缩部件气动稳定工作边界时采用的系统模型、单元体模型、稳定性判别方法和计算流程与均匀进气时的类似。不同之处是在计算畸变进气的影响时,需要采用平行压气机理论考虑周向压力、温度畸变,如图 1 所示,将具有不同的进气总压(或总温)的压气机视为多台子压气机,不同的子压气机之间互相并行工作,出口排入共同且静压均匀的容积。

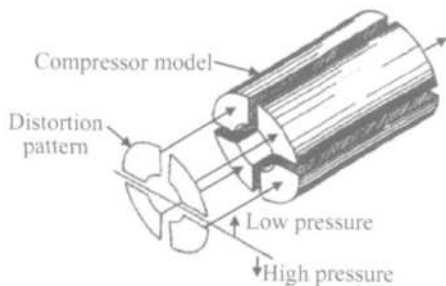


Fig. 1 Parallel compressor model

2.2 涡扇发动机气动稳定性评定和非设计状态共同工作点耦合计算方法

如果在真实的发动机整机环境下开展畸变进气对风扇部件气动稳定性影响的评定,必须实现气动稳

定性计算评定模型和发动机非设计状态共同工作点计算模型的耦合(图 2),即将发动机各个部件之间的关联通过保持流量、动量、能量平衡完成,而这个平衡是通过采用一套计算畸变进气条件下发动机共同工作点的计算程序实现,详细的计算流程见图 3。

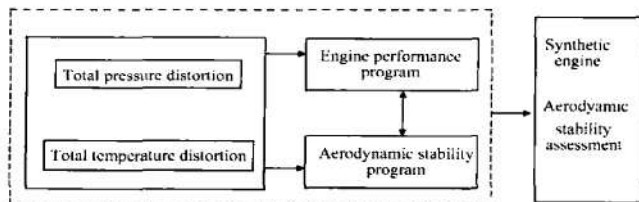


Fig. 2 Couple of engine performance model and aerodynamic stability assessment model

3 计算结果与讨论

为说明发动机环境下压缩系统稳定性预测结果与单独压缩部件稳定性预测结果的差别,本文以一台军用低涵道比、混合排气、带加力的涡轮风扇发动机为例,分别计算了单独风扇评定时和发动机整机环境评定时风扇和压气机在畸变进气条件下的稳定工作边界。该发动机的部件主要参数(地面):风扇进口流量为 92.0 kg/s,风扇增压比为 4.3,风扇效率为 0.85,压气机进口换算流量为 20.5 kg/s,压气机增压比为 6.0,压气机效率为 0.85,高压涡轮进口温度为 1857 K,涵道比为 0.3223,风扇级数为 3,高压压气机级数为 5。

评定畸变进气对风扇和压气机部件稳定工作边界影响时,低压畸变区角度为 180°。将发动机沿周向分解为两个子发动机。每个子发动机沿轴向单元体的划分为:风扇进气管道(划分为 3 个单元体)、3 个风扇级单元体、1 个风扇排气管道单元体、3 个风扇外涵道单元体和 1 个高压压气机进气管道单元体,5 个高压压气机级单元体和 1 个高压压气机排气管道单元体和 1 个内外涵混合排气管道单元体。

3.1 不同评定环境下风扇稳定工作边界的比较

图 4 表示了在整台发动机环境下,不同进气总压畸变时(180°周向畸变),该涡扇发动机的风扇稳定工作边界。图中分别表示了均匀进气、3% 畸变度、6% 畸变度和 8% 畸变度的预测结果。图 5 表示了单独的风扇部件评定时,同样的进气总压畸变度时,该涡扇发动机的风扇稳定工作边界。表 1 表示了单独部件评定和在发动机环境下评定时,风扇喘振裕度损失的对比结果。

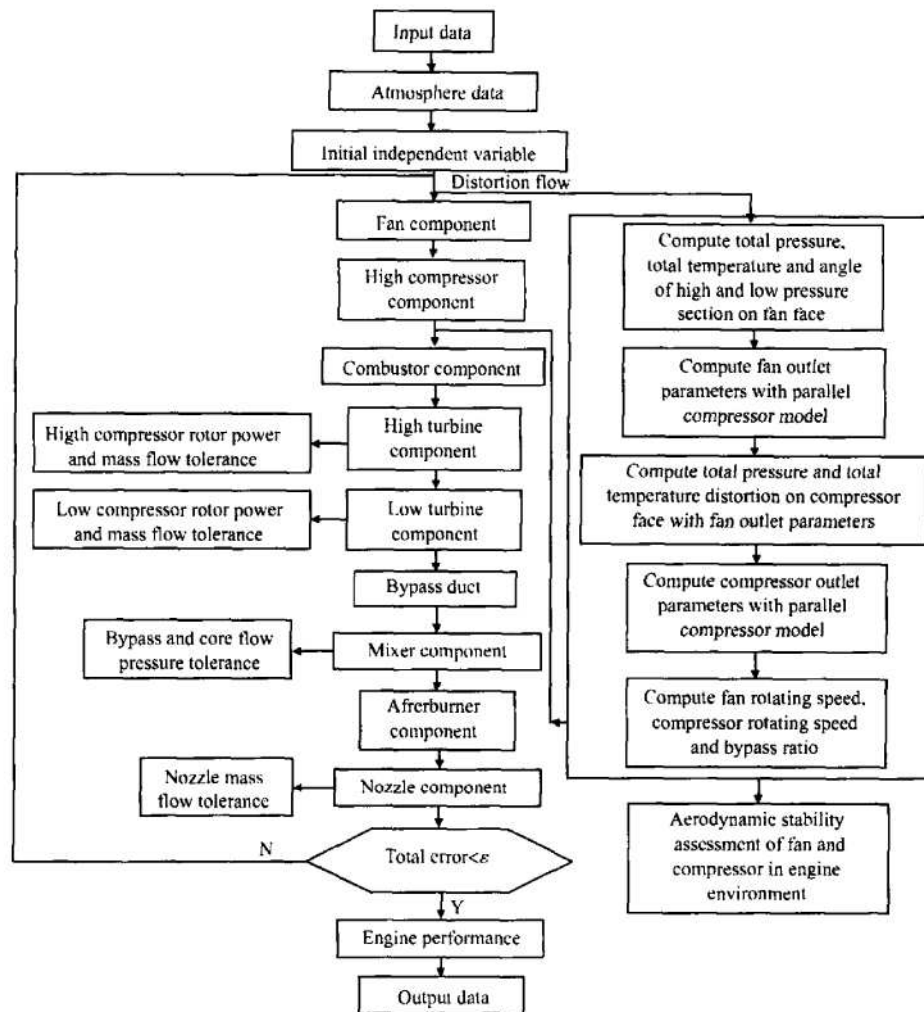


Fig. 3 Flow chart for assessment aerodynamic stability of compression component in engine environment

可以看出, 同样的进口畸变度, 在不同的评定环境下风扇的稳定裕度损失是不同的。无论在高转速, 还是低转速时, 同样的进口畸变度, 发动机环境下风扇的稳定裕度损失比单独部件下风扇的稳定裕度损失都小, 但稳定裕度损失减小的程度随风扇转速的不同而不同。在高转速, 发动机环境下风扇的稳定裕度损失比单独部件下风扇的稳定裕度损失减小更明显, 而在低转速条件下, 发动机环境下风扇的稳定裕度损失比单独部件下风扇的稳定裕度损失减小不明显。

分析这一不同的原因, 必须分析不同的评定环境下经过风扇畸变衰减的程度。单独风扇部件评定时, 按照平行压气机理论, 静压平衡条件是在风扇出口, 而在发动机环境下评定时, 将静压平衡条件放在混合器出口。在发动机环境下进气畸变经过风扇的衰减量小于单独部件评定时进气畸变经过风扇的衰减量, 进气畸变对风扇气动稳定性的影响不如单独部件环境下进气畸变对风扇气动稳定性的影响大, 即风扇稳定工作边界向右下方移动量小。

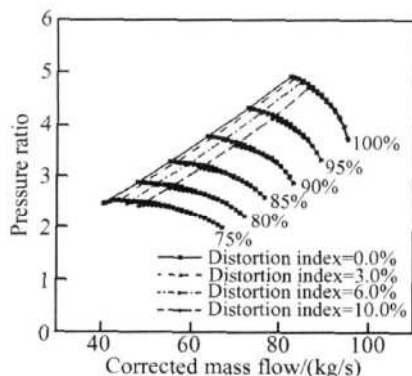


Fig. 4 Fan stability limit in turbofan engine environment with distorted flow

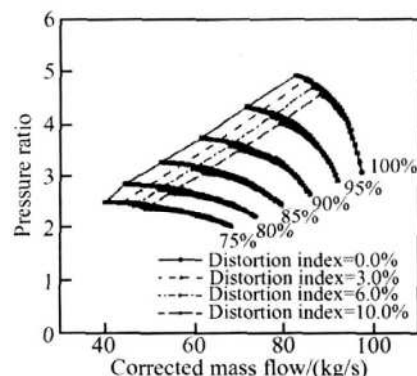


Fig. 5 Fan stability limit in individual component environment with distorted flow

Table 1 Effect of total pressure distortion on fan surge line

Distortion index %	Surge margin loss %							
	$n_{cor} = 100\%$		$n_{cor} = 90\%$		$n_{cor} = 80\%$		$n_{cor} = 75\%$	
	A	B	A	B	A	B	A	B
0.0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
3.0	1.60	4.41	2.08	7.37	2.77	7.60	6.32	9.15
6.0	4.79	8.76	6.91	12.78	8.83	14.07	11.71	16.13
8.0	6.67	11.13	9.89	15.67	12.49	17.34	14.69	19.53

Note A - Turbofan engine environment B - Individual component environment

至于在逐渐减小尾喷管面积对风扇喘喘的过程中, 高压压气机工作状态的变化如何, 可以做如下的分析。在发动机环境下进行风扇稳定性评定时, 尽管风扇进口仅仅有压力畸变, 但是经过风扇后, 在风扇出口不仅仍然存在压力畸变, 而且在伴随着压力畸变的同时, 出现了温度畸变。图 6 表示了在风扇转速 1.0 进口换算流量 92.0 kg/s 和风扇转速 0.75 进口换算流量 56.5 kg/s 时, 在发动机环境和单独部件下评定风扇稳定性时, 气流经过风扇时温度畸变的生成情况。可以看到, 在风扇出口存在明显的温度畸变, 并且这种温度畸变与风扇的转速和评定方法是相关的, 转速越高, 温度畸变强度越大, 并且单独部件评定时风扇出口温度畸变比发动机环境下风扇出口温度畸变更严重。图 7 表示了在发动机环境下, 评定风扇气动稳定性时, 不同的发动机进口畸变度条件下, 高压压气机工作线的变化。可以看到, 在某一固定的风扇转速下, 当喷管面积从大到小变化诱使风扇喘喘过程中, 高压压气机的工作线的变化趋势是先沿着等转速线向喘喘边界方向靠近, 当喷管面积减小到一定程度后, 高压压气机工作线开始沿着与正常稳态工作线一致的方向向小流量的方向移动。而且还明显看到, 当风扇进口畸变度相同, 而风扇转速不同时, 高压

压气机工作线的变化趋势都是相同的, 并且在喷管喉部面积减小到一定程度后, 都是沿着同一工作线向小流量方向变化。当风扇进口畸变度不相同, 高压压气机的工作线也明显不同, 风扇进口畸变度越高, 高压压气机工作线越向喘喘边界线方向靠近。

图 8 表示了发动机环境下, 不同进气温度畸变时 (180°周向畸变), 该涡扇发动机的风扇稳定工作边界。图中分别表示了均匀进气、3% 畸变度、6% 畸变度的预测结果。图 9 表示了单独的风扇部件评定时, 同样的进气温度畸变度时, 该涡扇发动机的风扇稳定工作边界。表 2 表示了单独部件评定和在发动机环境下评定时, 有温度畸变时, 风扇喘喘裕度损失的对比结果。

从图 8 图 9 及表 2 可以看出, 进气温度畸变对风扇稳定性的影响与进气压力畸变对风扇稳定性的影响是类似的, 无论在高转速, 还是低转速时, 同样的进口温度畸变度, 发动机环境下风扇的稳定裕度损失比单独部件下风扇的稳定裕度损失都小, 即在发动机环境下评定风扇稳定性时, 风扇对进气温度畸变不敏感, 而在单独部件环境下评定时, 风扇对进气畸变比较敏感。这种不同评定环境下进气温度畸变对风扇稳定性产生不同影响的原因与上述在不同评定环境

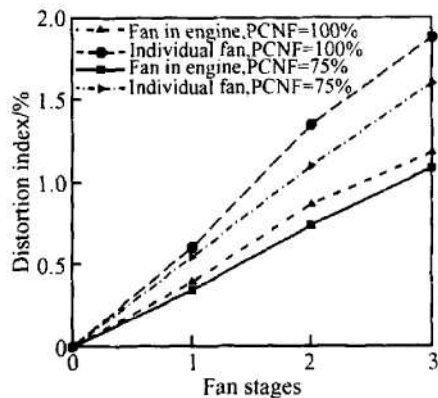


Fig. 6 Temperature distortion in different fan stages with inlet total pressure distortion

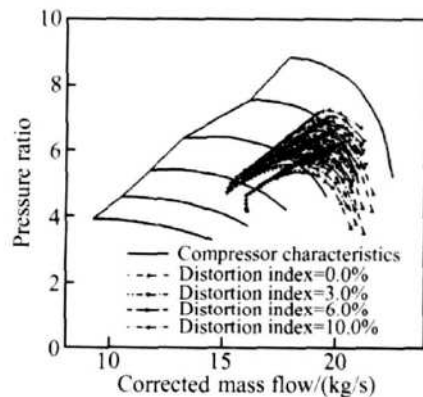


Fig. 7 Compressor running lines with different inlet total pressure distortion

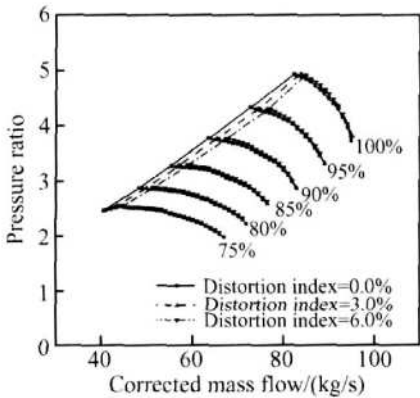


Fig. 8 Fan stability limit in turbofan engine environment with distorted flow

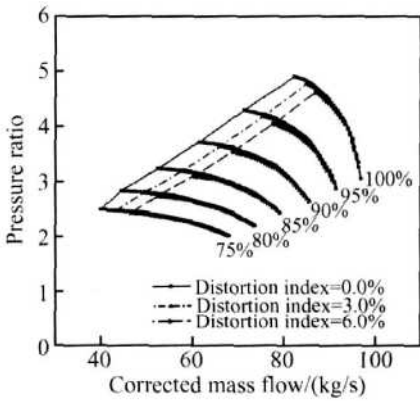


Fig. 9 Fan stability limit in individual component environment with distorted flow

Table 2 Effect of total temperature distortion on fan surge line

Distortion index %	Surge margin loss %							
	$n_{cor} = 100\%$		$n_{cor} = 90\%$		$n_{cor} = 80\%$		$n_{cor} = 75\%$	
	A	B	A	B	A	B	A	B
0.0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
3.0	1.64	5.67	2.08	9.04	2.77	7.59	6.51	8.33
6.0	4.65	10.80	6.93	15.02	8.82	14.41	11.64	16.05

下进口压力畸变对风扇稳定性影响的原因是相同的。

3.2 不同评定环境下压气机稳定工作边界的比较

计算时保持高压压气机物理转速等于常数, 发动机进口分别给定 3%, 6%, 9% 总压畸变度, 通过逐渐关小高压涡轮导向器面积诱使高压压气机进入喘振状态, 从而得到高压压气机稳定工作边界变化情况。由于总压畸变流经过风扇后, 不仅总压畸变仍然存在, 而且又产生了温度畸变, 因此, 对高压压气机稳定工作边界的影响是压力、温度组合型畸变。图 10 表示了发动机环境下, 当风扇进口存在不同程度的总压畸变时, 高压压气机稳定工作边界的变化, 相应地, 图 11 表示了在高压压气机逼喘过程中, 风扇工作线走向 (为了清晰, 图中仅仅给出高压压气机转速 100% 逼喘时风扇工作线变化)。可以看出, 在高压压气机逼喘过程中, 进气总压畸变使风扇的工作线向靠近喘振边界的方向移动, 并且进气总压畸变对高压压气机稳定工作边界有比较明显的影响。

在完成发动机进口压力畸变对压气机稳定工作边界影响的计算分析后, 又计算分析了发动机进口温度畸变对压气机稳定工作边界的影响, 其方法与计算分析进气总压畸变对压气机稳定工作边界影响的方法相同。计算时, 发动机进口分别给定 3%, 5% 温度畸变度, 所得到的压气机稳定工作边界变化情况如图 12 所示, 其变化规律与进气总压畸变对压气机稳定工作边界的影响是类似的, 只是影响的量级不如进气

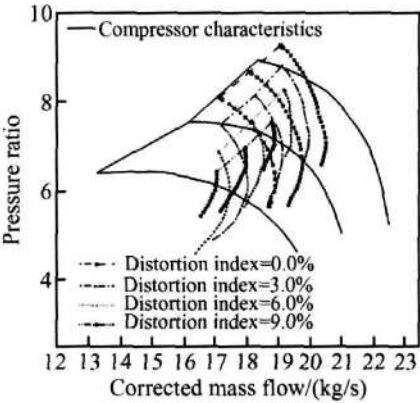


Fig. 10 Effect of total pressure distortion on compressor stability line

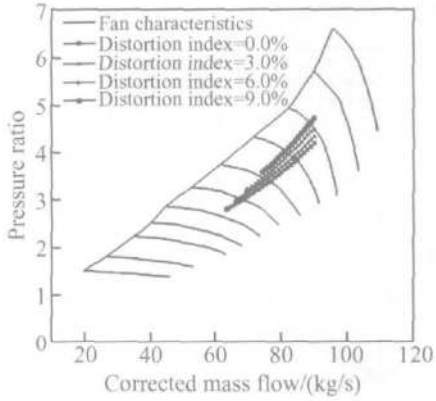


Fig. 11 Changes of fan running lines during inducing compressor surge

总压畸变对高压压气机稳定工作边界影响的明显。

相应地,图 13 表示了在压气机喘喘过程中,风扇工作线走向(为了清晰,图中仅仅给出压气机转速 100% 喘喘时风扇工作线变化)。可看出,在压气机喘喘过程中,进气总温畸变对风扇的工作线影响不大。

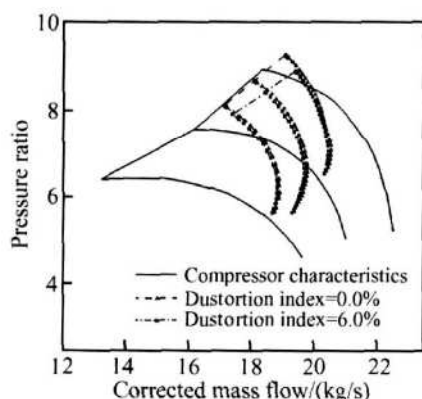


Fig. 12 Effect of total temperature distortion on compressor stability line

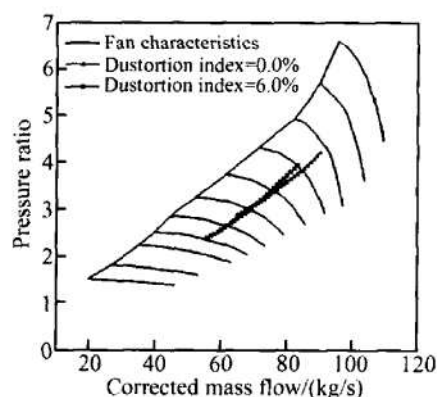


Fig. 13 Changes of fan running lines during inducing compressor surge

4 结 论

(1) 本文将基于部件匹配技术的涡扇发动机非设计点性能计算模型和基于李亚普诺夫稳定性理论的压缩部件气动稳定性评定模型有机地耦合,实现了发动机整机环境下的压缩部件气动稳定性评定,使得该模型成为一种实用的涡扇发动机压缩部件气动稳定性分析模型。

(2) 同样的进口畸变度条件下,在发动机环境下和单独部件环境下所得到的风扇稳定工作边界是明显不同的。在发动机整机环境下,风扇的稳定裕度损失比单独部件下风扇的稳定裕度损失小。

(3) 计算进口压力畸变对风扇稳定工作边界的影响时,在风扇出口不仅仍然存在压力畸变,而且生成温度畸变。生成温度畸变与风扇的转速和评定方法有关,转速越高,温度畸变强度越大,并且单独部件评定时的风扇出口温度畸变更严重。

(4) 计算分析进口压力畸变对压气机稳定工作边界的影响时,在风扇出口不仅仍然存在压力畸变,而且在伴随着压力畸变仍然存在的同时,出现了温度畸变,因此,在发动机环境下,评定压气机稳定工作边界时,必须考虑总压和总温畸变的综合影响。

致 谢: 感谢中国燃气涡轮研究院对本文研究工作提供经费支持,感谢中国燃气涡轮研究院王永明副总师、黄顺洲研究员、叶巍研究员的帮助。

参考文献:

- [1] 唐狄毅, 李文兰, 丛孟滋. 多级轴流压气机稳定性的数字模拟 [J]. 航空学报, 1980, 1(2).
- [2] Davis Jr M W. Parametric investigation into the combined effects of pressure and temperature distortion on compression system stability [R]. AIAA 91-1895.
- [3] Correl S E. Application of a dynamic compression system model to a low-aspect ratio fan casing treatment and distortion [R]. AIAA 93-1871.
- [4] 吴 虎, 廉小纯, 崔建勇. 多级轴流压气机喘振边界预估的一种新方法 [J]. 推进技术, 1997, 18(2). (WU Hu LIAN Xiao-chun CUI Jian-yong A new method for predicting surge line in multistage axial compressors [J]. Journal of Propulsion Technology, 1997, 18(2).)
- [5] 张明川, 唐狄毅. 预测轴流压气机工作稳定性的非线性模型 [J]. 推进技术, 1998, 19(5). (ZHANG Ming-chuan TANG Di-yi A nonlinear model for instability prediction of axial flow compressors [J]. Journal of Propulsion Technology, 1998, 19(5).)
- [6] 胡 骏. 均匀进气与非均匀进气条件下多级轴流压气机性能计算 均匀进气及径向畸变的影响 [J]. 航空动力学报, 2000, 15(3).
- [7] Manuj Dhirga. Stall and surge precursors in axial compressors [R]. AIAA 2003-4426.
- [8] 乔渭阳, 蔡元虎. 多级轴流压气机稳定性的数字模拟 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 2001, 14(6).

(编辑: 崔永刚)