

文章编号: 1000-8055(2007)04-0577-06

涡扇发动机整机环境下风扇部件气动 稳定性评定方法

王占学, 王 鹏, 乔渭阳, 蔡元虎
(西北工业大学 动力与能源学院, 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的耦合, 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, 计算比较了均匀进气和畸变进气时发动机整机环境和单独部件评定时风扇部件稳定工作边界的异同, 从计算结果可以看到, 均匀进气条件下, 在发动机环境下和单独部件环境下所得到的风扇部件稳定工作边界变化不大; 而畸变进气条件下, 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.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 涡扇发动机; 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

Aerodynamic stability assessment of fan component running in turbofan engine

WANG Zhan-xue, WANG Peng, QIAO Wei-yang, CAI Yuan-hu
(School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: A new model was presented for predicting of aerodynamic stability limit of compressor 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 of 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 the model presented in this paper is reasonable and reliable and can be used to predict aerodynamic stability limit of fan and compressor in real turbofan engine environment.

Key words: aerospace propulsion system; turbofan engine; aerodynamic stability; compression component; numerical model

收稿日期: 2006-04-06; 修订日期: 2006-10-16

基金项目: 国家 APTD 计划资助项目 (APTD-1102-02-03)

作者简介: 王占学(1969-), 男, 辽宁建平人, 西北工业大学动力与能源学院副教授, 研究领域为航空发动机总体设计和 CFD 计算.

E-mail: wangzx @nwpu. edu. cn

发动机压缩部件气动稳定性问题是一直伴随着航空发动机发展过程中的一个重要技术问题,它直接关系到发动机工作可靠性。随着军用战斗机机动性、作战性能等的不断提高,航空发动机的发展要求不断推出高性能的压气机部件,而部件的高性能始终与高参数联系在一起,使压气机的工作不稳定问题更加严重,也使得气动稳定性问题在军用战斗机使用中越来越突出。因此,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、燃油消耗率低、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机环境下进行气动稳定性评定^[1-6]。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的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,发展了均匀进气和畸变进气条件下涡扇发动机整机环境下风扇部件气动稳定性的评定方法,计算分析了均匀进气和畸变进气时涡扇发动机整机环境下和单独部件评定时风扇部件稳定工作边界的异同。

1 涡扇发动机气动稳定性分析的数学物理模型

1.1 系统模型

燃气涡轮发动机的稳定工作范围,实际上是受风扇稳定工作边界和高压压气机稳定工作边界的限制。本研究采用的系统模型如图1所示,图中数字表示单元体标号。对发动机内部流动过程的动态流动物理过程的描述,采用一维时间相关流

体力学基本方程,对包括进气管道、低压风扇、外涵管道、高压压气机(各级)、燃烧室、高压涡轮、低压涡轮、内涵排气管道及内、外涵排气喷管的单元控制体进行描述,而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。

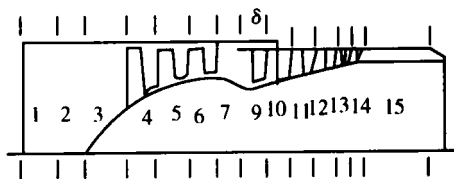


图1 发动机稳定性分析物理模型

Fig. 1 Analysis model for stability assessment of turbofan engine

1.2 单元体模型

系统中模化单元体的大小直接影响系统对扰动的响应,因而必然影响气动稳定性模拟的效果。以压缩系统作为模化的单元体为例,包括风扇级、压气机级、短管道,由激盘+滞后+控制容积进行模拟,如图2所示图中:1表示激盘,2表示滞后环节,3表示控制容积。激盘描述叶片排对气流做功过程,动态过程中,叶栅对进口气流状态的响应存在滞后现象,滞后环节描述级性能对进口气流参数的滞后关系,叶型-空气系统用一阶滞后系统模化;容积则描述单元体内气流参数随时间变化的动态过程。对于无叶片管道,单元体仅用控制容积模化^[7]。

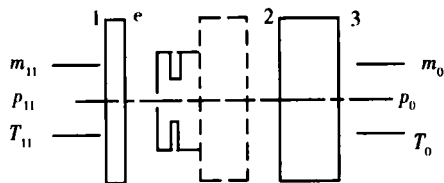


图2 单元体物理模型

Fig. 2 One dimensional unit model

1.3 平行压气机模型

计算进气畸变对发动机稳定性影响,使用了经典的“平行压气机”理论模型。计算中非均匀进气的流动表现为:沿周向不同的子压气机进口具有不同的进气流条件(包括不同的进气压力、进气温度等),子压气机之间的工作互相独立,它们之间通过出口边界条件联系起来,如图3所示。

1.4 描述系统稳定性的一般方程组

在单元控制体内,气流参数随时间的变化,应

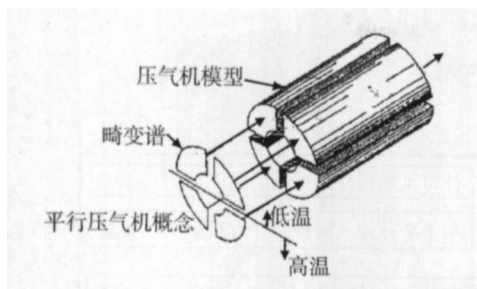


图3 平行压气机模型

Fig. 3 Parallel compressor model

服从质量、动量和能量守恒方程.采用沿发动机轴线方向的一维流模型处理,把无粘性流体流动的流体力学基本方程(即欧拉方程)简化,可以得到无因次化后的单元控制体内气流动力学动态方程.

每个单元体内气流的动态过程由3个一阶微分方程描述,假如系统划分为 J 个单元,则系统的气流运动则由 $3J$ 个一阶微分方程构成的微分方程组描述.对于非均匀进气的情况,如果沿周向划分 K 个子压气机,则系统的气动稳定性可由 $3JK$ 个一阶微分方程组描述.这样封闭的微分方程组可写成如下一般形式:

$$\frac{dy_i}{dt} = f_i(t, y_1, y_2, \dots, y_n) \quad (i = 1, 2, \dots, n)$$

其中 $n=3J$, J 个单元有三个守恒方程,同时有质量、压力和温度三个变量,系统共有 $3J$ 个方程, $3J$ 个变量,构成描述发动机动态过程的封闭方程组.

1.5 稳定性判别方法

对于由上述微分方程组描述的发动机,动态物理过程的性质分析采用了基于李亚普诺夫稳定性理论的判别方法.根据李亚普诺夫提出的无扰动运动稳定性的定义,可以认为扰动运动的稳定性与无扰动运动是一致的,所以可以根据扰动运动的方程组来判断无扰动运动方程组的稳定性.李亚普诺夫进一步证明,可以从扰动运动方程组的如下一次近似式(线性化)的分析中得知无扰动运动的稳定性,这时系统的稳定性就取决于线性化方程组系数矩阵的特征根性质.详细的计算流程如图4所示.

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压缩部

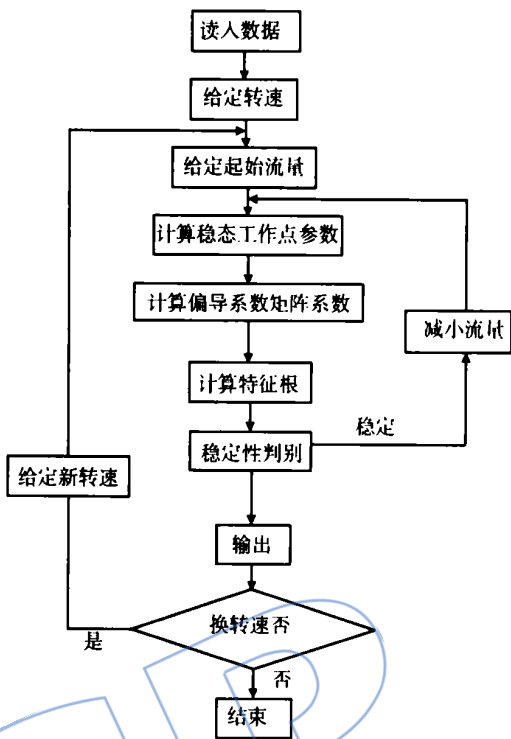


图4 压缩部件气动稳定性的计算流程

Fig. 4 Flow chart for assessment aerodynamic stability of compression component

件气动稳定性评定,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,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涡扇发动机共同工作点的计算程序实现^[8],详细的计算流程见图5(均匀进气时取高低压(温)区的总压和总温相等)。

以计算分析均匀进气条件下混合排气涡扇发动机风扇部件气动稳定性为例,其基本思路是:

(1) 首先根据风扇和压气机的几何参数,基于前面介绍的包含过失速模型的级叠加技术和稳定边界预测方法,计算风扇和压气机特性.并将这一特性作为计算非设计状态发动机共同工作点时所用的风扇或压气机特性;

(2) 在一定的来流条件下,保持风扇转速等于常数,调解喷管喉部面积,计算在风扇转速等于常数、喷管喉部面积变化时发动机的共同工作点,得到在一个固定的风扇转速条件下,涵道比和压气机转速的关系,即确定了内外涵流量分配随压气机转速的曲线;

(3) 将发动机各部件沿轴向划分成多个单元体,单元体数目根据压缩系统的级数确定;

(4) 将整个发动机作为一个稳定性评定系

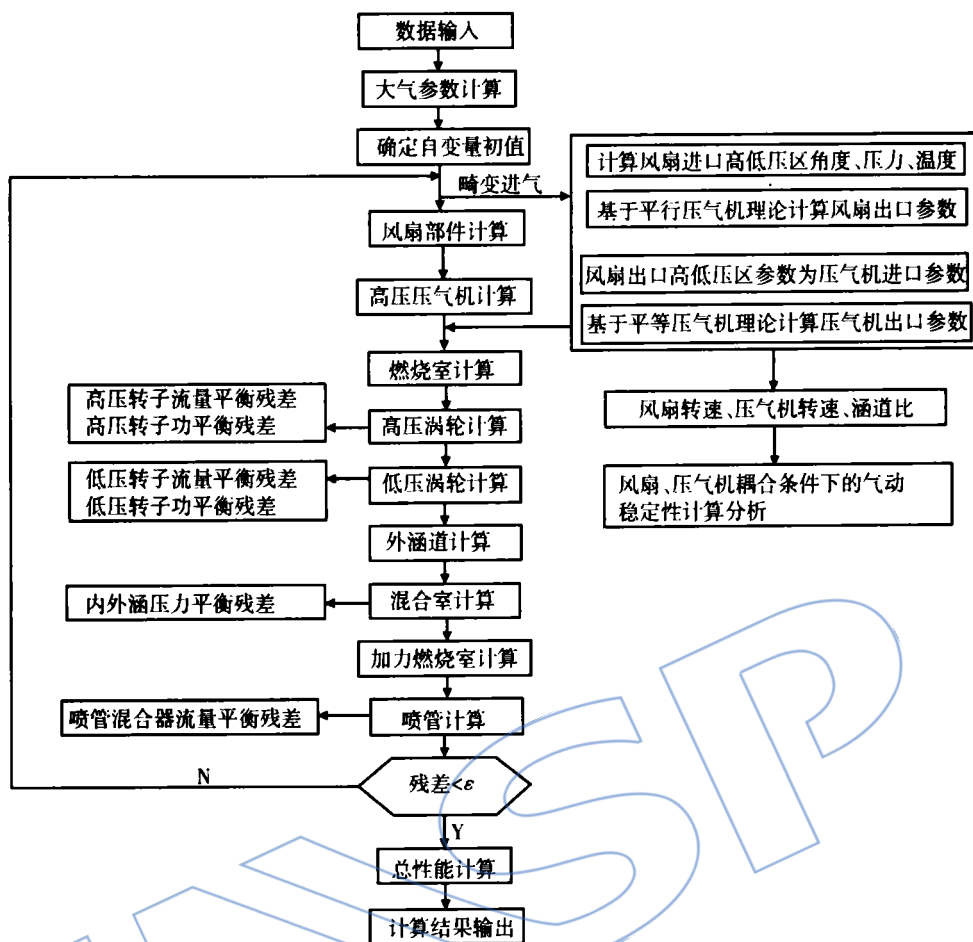


图5 发动机气动稳定性计算评定模型和共同工作点耦合计算模型

Fig.5 Flow chart for assessment aerodynamic stability of compression component in engine environment

统,计算的风扇转速、涵道比和压气机转速的关系曲线,作为气动稳定性评定程序模块的输入参数。计算沿当前的风扇转速下,流量从大到小变化时风扇稳定工作边界的位置;

(5) 将部件级的稳定边界和发动机环境下得到的稳定边界进行比较,计算发动机环境下部件耦合对压缩系统稳定工作边界的影响;

(6) 重复上述步骤,可以得到发动机环境下,不同风扇转速时的稳定工作边界。

畸变进气条件下,在发动机环境下风扇稳定性工作边界的计算过程与上述计算均匀进气时风扇稳定工作边界的过程是类似的,只是在畸变进气时将发动机作为两个子压气机处理,并分别按上述步骤计算即可。

3 计算结果与分析

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、混合排气的涡轮风扇发动

机为例,分别计算了单独部件和发动机环境均匀进气和畸变进气条件下风扇的稳定工作边界。

在发动机环境下计算均匀进气风扇稳定工作边界时,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一个内外涵混合排气管道单元体。在发动机环境下评定畸变进气对风扇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与均匀进气时整个发动机单元体的划分相同。

图6表示了均匀进气条件下,部件级和发动机环境下风扇稳定工作边界的计算结果。在发动机环境下计算风扇稳定工作边界时,采用风扇物理转速等于常数的控制规律。在不同的物理转速下,采用逐渐减小尾喷口面积的方法,诱导风扇进入不稳定工作状态,从而得到发动机环境下,均匀

进气时的风扇稳定工作边界.从图中可以看到,在发动机环境下和单独风扇部件下计算风扇稳定工作边界时,风扇特性线和稳定工作边界基本不变.

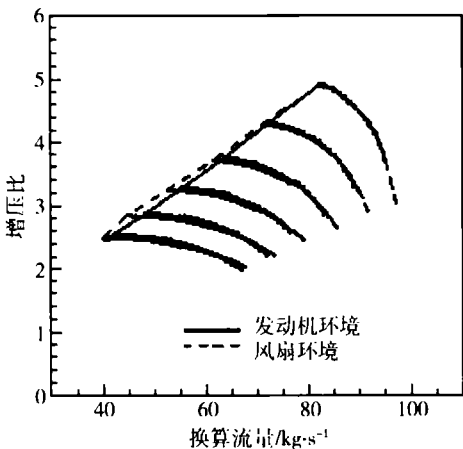


图 6 均匀进气,不同环境下风扇稳定性评定结果

Fig. 6 Fan stability limit in different assessment environment with clean inflow

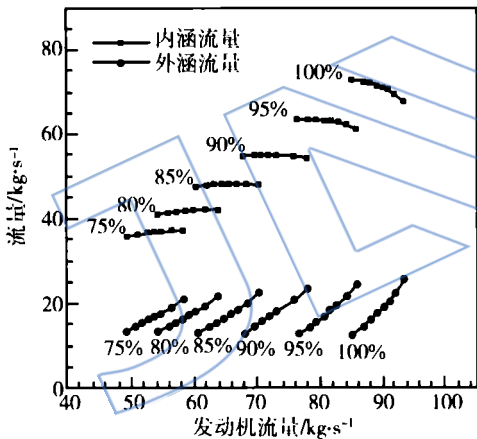


图 7 喷管面积减小时诱导风扇失速过程
内外涵流量变化

Fig. 7 Effect of nozzle throat area on bypass and core mass flow

结合图 7 可以解释为什么在发动机环境下风扇的可用稳定裕度基本不变. 高转速范围,在某一固定风扇物理转速下,随尾喷口面积的减小,风扇进口流量减少,外涵流量也明显减小,但高压压气机进口流量增加,即由于高压压气机的存在,缓解了风扇的流量系数降低而引起攻角增加的趋势,延缓了由于外涵流量减小引起的风扇部件失速现象.而在低转速范围,在某一固定风扇物理转速下,随尾喷口面积的减小,高压压气机进口流量变化不明显,尽管外涵流量仍然减小,但相比高转速

时,尾喷口面积减小引起的外涵流量减小的程度明显减缓,即外涵道流量下降缓慢,这同样也缓解了风扇的流量系数降低而引起攻角增加的趋势,延缓了风扇部件发生失速.所以,在发动机环境下,风扇部件的稳定工作边界与单独部件环境下的稳定工作边界基本相同.

图 8 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 9 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.

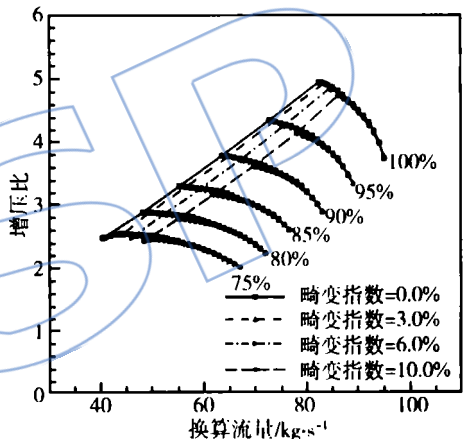


图 8 畸变进气发动机环境下风扇稳定性评定结果

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

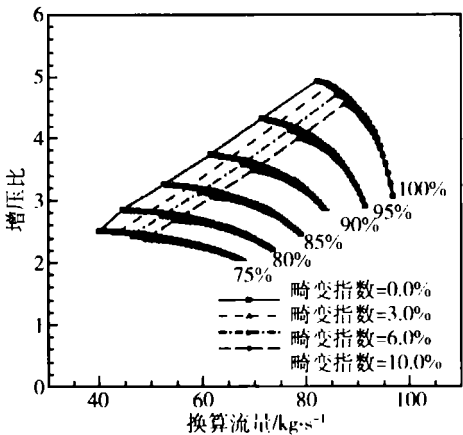


图 9 畸变进气单独部件环境下风扇
稳定性评定结果

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

表 1 进气总压畸变对风扇稳定工作边界的影响
Table 1 Effect of total pressure distortion on fan surge line

总压畸变指数/ %	喘振裕度损失/ %							
	$n_{\text{cor}} = 100\%$		$n_{\text{cor}} = 90\%$		$n_{\text{cor}} = 80\%$		$n_{\text{cor}} = 75\%$	
	发动机级	部件级	发动机级	部件级	发动机级	部件级	发动机级	部件级
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

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.

4 结 论

- (1) 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的耦合,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,计算比较了均匀和畸变进气时发动机整机环境和单独部件评定时风扇部件稳定工作边界的异同.
- (2) 均匀进气条件下,在发动机环境和单独部件环境下所得到的风扇稳定工作边界基本相同,即发动机进口气流如果均匀,则稳定性评定环境对风扇的稳定工作边界影响不大.
- (3) 畸变进气条件下,同样的进口畸变度条件下,在发动机环境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,即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.
- 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] Davis Jr M W. Parametric investigation into the combined effects of pressure and temperature distortion on compression system stability[R]. AIAA Paper 91-1895.

[2] Correl S E. Application of a dynamic compression system model to a low-aspect ratio fan: casing treatment and distortion[R]. AIAA 93-1871.

[3] 吴虎, 廉小纯. 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): 75-77.

WU Hu, LIAN Xiaochun. A new method for predicting surge line in multistage axial compressors[J]. Journal of Propulsion Technology, 1997, 18(2): 75-77.

[4] 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): 47-51.

ZHANG Mingchuan, TANG Diyi. A nonlinear model for instability prediction of axial flow compressors[J]. Journal of Propulsion Technology, 1998, 19(5): 47-51.

[5] 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): 225-228.

HU Jun. Calculation of off-design performance of multi-stage compressors with uniform and radial distorted inlet flow[J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(3): 225-228.

[6] Manuj Dhingra. Stall and surge precusores in axial compressors[R]. AIAA 2003-4426.

[7] 乔渭阳, 蔡元虎. 燃气涡轮发动机压缩系统稳定性数值模拟的研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2001, 14(2): 19-25.

QIAO Weiyang, CAI Yuanhu. An numerical simulation of compression system stability of turbine engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2001, 14(2): 19-25.

[8] Sellers J F, Daniele C J. D YNGEN-A program for calculating steady-state and transient performance of turbojet and turbofan engines[R]. NASN TN D-7901, 1975.