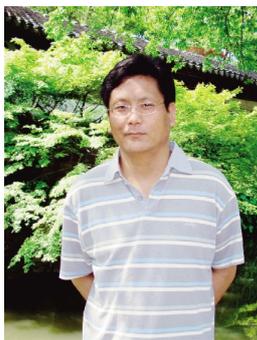


周向总压畸变条件下多级轴流压气机 失速首发级预测分析

芮长胜¹, 吴 虎²

(1. 中航工业沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015; 2. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)



芮长胜(1977), 男, 工程师, 主要从事航空发动机总体性能设计及推进系统气动热力学研究工作。

收稿日期: 2011-01-11

摘要: 基于多级轴流压气机的逐级特性, 发展了 1 种预测周向总压畸变条件下多级轴流压气机失速首发级的方法。该方法结合平行压气机模型和级叠加计算方法, 以进气畸变条件下多级轴流压气机某级的有效相对气流角达到稳定状态时该级的最大相对气流角为条件, 进行多级轴流压气机失速首发级的预测分析。通过对 J85-13 发动机 8 级轴流压气机总压畸变试验数据进行模拟计算, 预测出该轴流压气机畸变条件下的失速首发级。

关键词: 轴流压气机; 级特性; 总压畸变; 失速首发级; 有效相对气流角; 航空发动机

Prediction Analysis of First Stall Stage of Multistage Axial Flow Compressor with Circumferential Total Pressure Distortion

RUI Chang-sheng¹, WU Hu²

(1. AVIC Shenyang Aeroengine Research Institute, Shenyang 110015, China;

2. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Based on the multistage axial flow compressor characteristics, a method was developed for predicting first stall stage of multistage axial flow compressors with circumferential total pressure distortion. By parallel compressor model and stage-stacking method, prediction of first stall stage for multistage axial compressor was made with a stage maximum relative air-flow on the condition that effective relative air-flow angle of the stage for multistage axial flow compressors with circumferential pressure distortion was equal to the angle without distortion. The first stall stage of J85-13 engine eight stage axial flow compressor with distortion was predicted with the numerical simulation of its total pressure distortion test data.

Key words: axial flow compressor; stage characteristics; total pressure distortion; first stall stage; effective relative air-flow angle; aeroengine

0 引言

航空发动机进口气流畸变会对多级轴流压气机的稳定工作裕度造成影响, 其中旋转失速和喘振对多级轴流压气机的影响最为严重, 其后果可能直接损坏发动机。失速和喘振在多级轴流压气机中最初表现为内部某级叶片表面发生气流分离, 分离严重时即发生气流的旋转失速和喘振, 因此寻找压气机的失速首发级, 尽早发现压气机出现不稳定的征兆, 并采取相应措施防止和延缓多级轴流压气机失速或喘振对保证发动机稳定可靠工作具有重要意义。文献[1-2]分别

采用计算和试验的方法, 利用压气机某级失速时出现的级间静压变化, 对稳态条件下多级轴流压气机的失速首发级进行了研究。文献[3]利用矩阵分析模型进行了进气畸变在轴流压气机中的传递特性分析, 给出了发动机稳定性分析中影响较大的总压、总温和气流角的周向分布。

本文基于多级轴流压气机的级特性, 运用平行压气机模型和级叠加计算方法, 在逐级计算过程中分析进气周向总压畸变条件下多级轴流压气机高、低压区的进口气流角的变化, 对多级轴流压气机的失速首发级进行预测。

1 计算模型

1.1 轴流压气机级特性

在一般情况下,轴流压气机总特性通常表示为在等换算转速下由进口换算空气流量与压气机总压比和压气机总效率之间的关系形式。该方法不便于应用于级叠加计算过程。本文以多级轴流压气机的逐级特性为基础,将轴流压气机单级的级特性表示为流量系数、压力系数、温度系数、级效率之间的关系形式。

4 个参数都是无量纲参数,具体定义为

$$\text{流量系数 } \varphi: \varphi = V_z / U_M$$

$$\text{压力系数 } \psi^P: \psi^P = \frac{C_P T_i}{U_M^2} \left(\pi^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)$$

$$\text{温度系数 } \psi^T: \psi^T = \frac{C_P \Delta T}{U_M^2}$$

$$\text{级效率 } \eta: \eta = \frac{T_i \left(\pi^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)}{\Delta T} = \frac{\psi^P}{\psi^T}$$

式中: U_M 、 T_i 分别为转子平均半径处轮缘速度和进口总温。

由此,压气机级特性表示为

$$\psi^P = (\varphi), \quad \psi^T = (\varphi), \quad \eta = (\varphi)$$

1.2 级叠加计算

级叠加计算方法基于转子叶片平均半径上的气流参数,在已知单级级特性的基础上,进行逐级计算,由压气机各级进口的气动参数计算各级出口的气动参数。如果已知多级轴流压气机的逐级特性、压气机的叶型结构角(进口几何角)、通道尺寸(包括各级的进、出口截面面积)和转子转速,任意给出压气机在该转速下的进气流量,就可以采用级叠加计算的方法从前至后计算出压气机各级进、出口处的速度三角形和相应的气动参数。得到压气机各级的工作参数后,即可以对压气机各级性能和稳定工作情况进行分析。

1.3 进口气流角变化

在进口气流畸变条件下,由于转子叶片的旋转引起气流流向动叶的相对流速和进气攻角发生变化,尽管进口气流畸变为稳态畸变,但对于转子叶片在旋转过程中不断交替地扫过高、低压区,气流的进气攻角会不断变化,从而使不同压力区压气机各级进口的气流速度三角形也不同,转子的工作点在特性图上也在不同的位置变化,进而影响该级的工作性能。

本文结合平行压气机理论模型,并考虑级间气流

发生的周向流动情况^[4],利用“有效进气攻角^[5]”假设来考虑转子叶片扫过低压区时工作点的变化情况,预测进气周向总压畸变情况下进气攻角变化对轴流压气机工作点的影响,从而对轴流压气机各级的稳定工作情况进行分析。按假设中给出的传递函数,将有效进气攻角与瞬时进气攻角之间建立联系。

$$\text{传递函数: } f(x) = 1 - e^{-x/\tau}$$

时间常数 τ 是转子叶片弦长与流过该级进口气流速度的比值,大量实际计算表明,在多级轴流压气机中,前面级叶片的 τ 较大,后面级叶片的 τ 较小。

定义级进口的瞬时进气攻角为

$$\alpha_i(t) - \alpha_0 = \frac{d\alpha}{dt} t$$

则按传递函数关系确定的级出口的有效进气攻角为

$$\alpha_E(t) - \alpha_0 = \frac{d\alpha}{dt} \tau \left(\frac{1}{\tau} - 1 - e^{-t/\tau} \right)$$

为了更直观地反映转子叶片进口的气流流动状况,将有效进气攻角的变化转换为有效相对进气攻角为

$$\beta_E = \beta_H + (1 - e^{-\Delta t/\tau})(\beta_L - \beta_H)$$

式中: β_H 、 β_L 、 β_E 分别为高、低压区和有效相对气流角; Δt 为转子叶片扫过低压区的时间。

1.4 失稳判别条件

为获得进口总压畸变条件下多级轴流压气机的不稳定工作点(失速点或喘点),采用对压气机进口空气流量节流的计算方法,对多级轴流压气机的失速首发级进行预测。在进口周向总压畸变条件及一定换算转速下,减少压气机的进口空气流量,气流轴向流速减小,低压区各级的相对气流角不断增大,相应地有效相对气流角也不断增大,造成多级轴流压气机各级工作点逐渐向不稳定边界移动。当多级轴流压气机某级的有效相对气流角 β_E 逐步达到稳定状态下,该级在相应换算转速下最小流量点 W_{\min} 对应的最大相对气流角 β_{\max} 时,则认为多级轴流压气机在该级最先出现不稳定,也就是说该级就是相应畸变状态下的失速首发级。

2 算例结果分析

利用模型对 J85-13 发动机 8 级轴流压气机在周向总压畸变条件下失速首发级进行了预测分析。计算中以该多级轴流压气机试验得到的级特性和相关参数为基础^[6],首先对该多级轴流压气机在稳定状态下

的性能进行模拟计算,得到各级的气动性能参数;并在与稳态特性吻合较好的情况下,再用于周向总压畸变条件下的计算。

本文将多级轴流压气机进口总压畸变指数定义为: $\bar{D}_{P_i}=(p_{TH}-p_{TL})/p_{TAVE}$,进口总温畸变指数定义为: $\bar{D}_{T_i}=(T_{TH}-T_{TL})/T_{TAVE}$,有效相对气流角系数定义为: $\Delta\beta_{E,i}=(\beta_{max,i}-\beta_{E,i})/\beta_{max,i}$ 。

在换算转速 $\bar{n}_c=1.0$ 、低压区角度范围 $\delta=120^\circ$ 、 $\bar{D}_{P_i}=0.112$ 、 $\bar{D}_{T_i}=0.0$ 的周向总压畸变状态下,对 J85-13 发动机 8 级轴流压气机进行了详细模拟计算。在该进口周向总压畸变条件下,各级进口总压畸变指数和总温畸变指数的变化情况如图 1 所示。从图中可见,进口总压畸变指数经过各级后逐渐衰减,表明轴向流场总压的不均匀程度逐渐减小;而进口总温畸变指数经过各级后逐渐增大,低压区温度的增幅大于高压区的,轴向高、低压区的流场温度不均匀性加大。在该畸变状态下各级有效相对气流角系数随进口空气流量的变化关系如图 2 所示。在等换算转速下随着压气机进

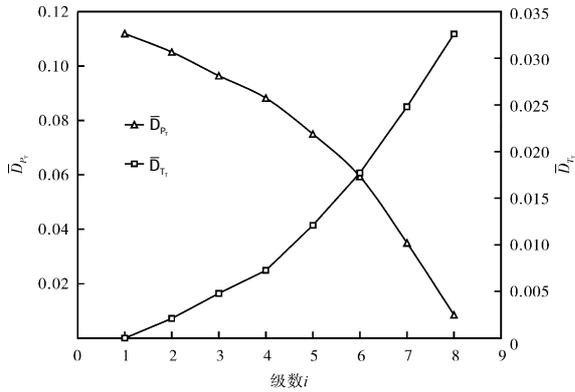


图 1 各级轴向进口畸变指数变化

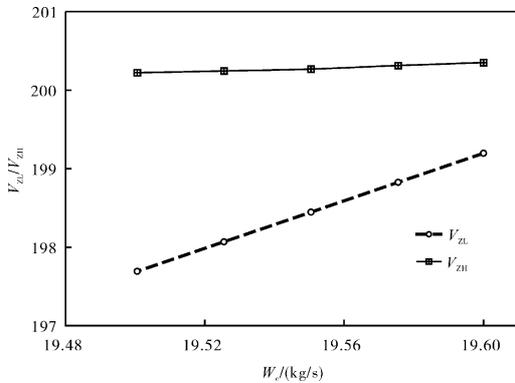


图 2 第 1 级轴向速度随流量变化的关系

口流量的不断减少,各级有效相对气流角系数也不断减小。其中,第 1 级有效相对气流角系数最先趋于 0,即说明第 1 级有效相对气流角最先达到该级的最大

相对气流角。因此,在该畸变状态下,压气机的第 1 级就是失速首级。图 2 中的第 3 级有效相对气流角系数曲线的变化趋势比其他级变化更加明显,说明该级对畸变更敏感,根本原因是由该级的级特性与其他级的级特性存在差异引起的。

第 1 级高、低压区轴向速度和相对气流角随进气流量的变化关系如图 3、4 所示。从图中可见,随着流量的减少,第 1 级高压区轴向速度和有效相对气流角的变化相对较小,而低压区的轴向速度明显减小,相应地低压区有效相对气流角不断增大,最后使该级的有效相对气流角达到该转速下的最大值,发生失速。

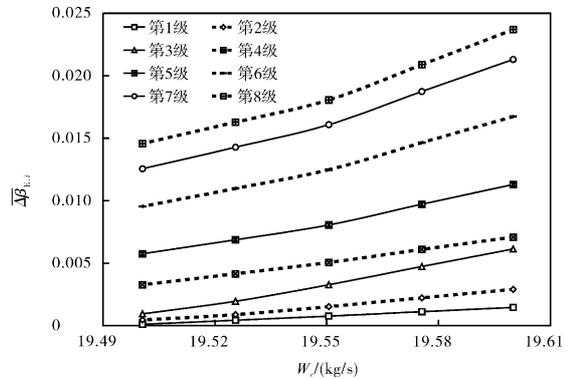


图 3 有效相对气流角系数随流量变化的关系

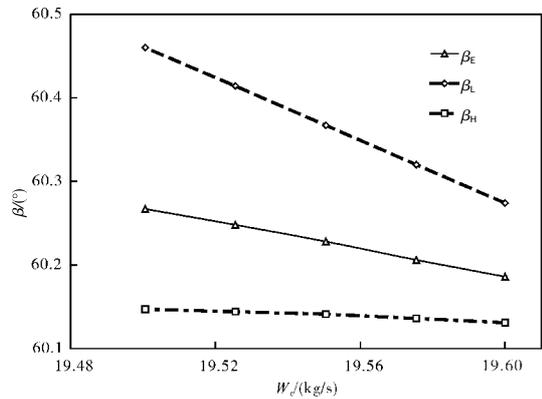


图 4 第 1 级相对气流角随流量变化的关系

通过对上述畸变条件下该多级轴流压气机在换算转速 $\bar{n}_c=94\%$ 、 87% 和 80% 下进一步计算表明,压气机的第 1 级仍为失速首级;同时模拟计算中得到的压气机喘振边界线与畸变试验中得到的畸变状态喘点吻合较好^[6]。在 $\bar{n}_c=94\%$ 下计算特性与稳态特性和畸变试验特性的比较如图 5 所示。从图中可见,在相同畸变状态下计算得到的压气机失速点与畸变试验的喘点差别较小,且特性线变化趋势一致。

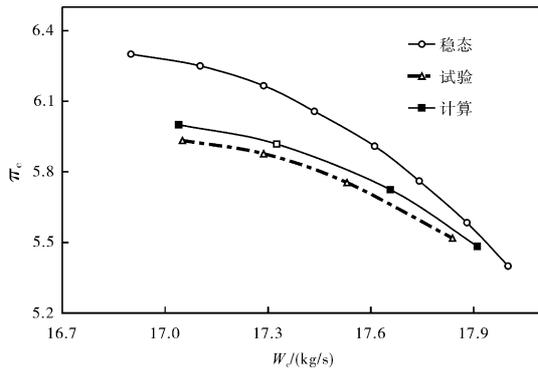


图 5 在 $\eta_c=94\%$ 下的转速特性线比较

3 结论

本文利用多级轴流压气机的级特性,发展了 1 种进气周向总压畸变条件下对多级轴流压气机失速首发级进行预测分析的方法。以压气机某级的有效相对气流角达到稳定状态下该级相应换算转速下最小流量点对应的最大值为失稳判别条件,对周向总压畸变状态下多级轴流压气机最先出现失速的首发级进行预测。通过对 J85-13 发动机 8 级轴流压气机不同畸

(上接第 20 页) 应该重点考虑易结冰部位(如整流支板下部)的防冰能力,使防冰系统能够用最少的引气达到最佳的防冰效果,保证发动机安全、可靠地运行。

参考文献:

- [1] Jeanne G M. The ice particle threat to engines in flight [C]// 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Nevada USA, 2006.
- [2] 安东诺夫 A H. 航空燃气涡轮发动机防冰系统设计原理和

(上接第 23 页) pursued within the scope of the engine 3E German national research program in a cooperative effort among engine manufacturer. University of Karlsruhe and DLR German Aerospace Research Center[J]. Aerospace Science and Technology, 2002(6): 531-544.

- [6] Hatch M S, Sowa W A, Samuelsen G S. Influence of geometry and variations on NO formation in the quick mixer of a staged combustor[R]. NASA-TM-105639.
- [7] Hassa C, Migueis C E, Voigt P. Design principles for the quench zone of rich-quench-lean combustor [C]// RTO AVT Symposium Toulouse, France, 1998.
- [8] Feitelberg A S. The GE Rich-quench-lean gas turbine combustor [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1998, 120: 502-508.
- [9] Vranos A, Liscinsky D S. Experimental study of cross-stream mixing in a cylindrical duct[R]. DC 20546-0001, NASA-TM-

变条件的模拟计算表明,该轴流压气机的第 1 级最先达到失稳判断条件,第 1 级即为失速首发级。将计算结果与试验结果对比证明该方法是合理可行的。本文研究方法和结果对研究轴流压气机工作稳定性和采取有效改进措施具有工程参考价值。

参考文献:

- [1] 楚武利,王毅,杨泳. 多级轴流压气机率先失速级的预测方法研究[J]. 流体机械, 2005, 33(10): 11-14.
- [2] 姜涛,李应红,李军. 某型发动机压气机最先失速级判定的试验研究[J]. 航空动力学报, 2002, 17(1): 80-82.
- [3] 吴虎,冯维林. 周向总压畸变在轴流压气机中的传递特性分析[J]. 航空动力学报, 2005, 20(5): 725-730.
- [4] Kimball A S. Application of a modified dynamic compression system model to a low aspect ratio fan: effects of inlet distortion [R]. AIAA-95-0301.
- [5] Lecht M. Improvement of parallel compressor by consideration of unsteady blade aerodynamics[R]. AD-P-005467.
- [6] Edward J M. Performance of a J85-13 compressor with clean and distortion inlet flow[R]. NASA-TM-X-3304.

- 试验方法[M]. 莫斯科:俄罗斯中央航空发动机研究院, 2001.
- [3] 周雷声,朱惠人,杨祺,等. 带射流的收缩型通道内部换热特性液晶瞬态实验[J]. 航空学报, 2010(1): 35-40.
- [4] Speziale G G, Thangam S. Analysis of an RNG based turbulence model for separated flows [J]. Journal of Engineering Science, 1992, 30(10): 1379-1388.
- [5] 陶智,徐国强. 航空发动机传热学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2004.

- 105180, AIAA-91-2459.
- [10] Vardakas M A, Leong M Y, Brouwer J. The effect of air preheat at atmospheric pressure on the formation of NO_x in the quick-mix section of an axially staged combustor [R]. DC 20546-0001, NASA-TM-1999-209431.
- [11] Diers O, Koopman J, Fischer M. Investigation of two advanced cooling mixing concepts for a rich quench lean combustor[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2002, 124, 784-791.
- [12] Holdeman J D, Chang C T. The effects of air preheat and number of orifices on flow and emissions in an RQL mixing section [J]. Journal of Fluids Engineering, 2007, 129(11): 1460-1467.
- [13] Smith C E, Talpallikar M V. A CFD study of jet mixing in reduced flow areas for lower combustor emissions [R]. DC 20546-0001, NASA-TM-104411, AIAA-91-2460.