

文章编号: 1000-8055(2009)04-0925-06

多种形式插板的压气机进气总压畸变实验

李 亮, 胡 骏, 王志强, 屠宝锋
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 为了弄清国军标 GJB/Z 64A-2004(K) 采用简单的单个弦月形插板作为进口总压畸变评定实验用的标准插板的缘由, 在双级低速轴流压气机试验器上开展了 4 种不同形式插板的进气总压畸变实验验证研究, 并详细比较了各插板的综合畸变指数特性. 结果表明: 单个弦月形插板作为进口总压畸变评定实验的标准插板, 其结果是偏保守、严格的, 动态畸变指数和稳态畸变指数在综合畸变指数中所占比例相当, 并且插板实验能够产生足够大的动态畸变.

关 键 词: 压气机; 插板实验; 进气总压畸变; 稳定性评定技术

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Experimental study of inlet total pressure distortion on four kinds of flat baffles

LI Liang, HU Jun, WANG Zhiqiang, TU Baofeng

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To determine the reason why the single lunette-shaped flat baffle is used for inlet total pressure distortion assessment regulated in GJB/Z 64A-2004(K), validity research was carried out experimentally for four kinds of flat baffles in the two-stage low-speed axial compressor, and complex distortion descriptor characteristic was compared in detail for each flat baffle. The experiment results indicate: outcomes adopting single lunette-shaped flat baffle tend to be conservative and rigorous, time-variant distortion descriptor and steady-state distortion descriptor are equivalent in the proportion of the complex distortion descriptor, and flat baffle experiment can bring great enough time-variant distortion.

Key words: compressor; flat baffle experiment; inlet total pressure distortion; stability assessment technique

由于高性能军用飞行器飞行速度、机动性和隐身性能要求的提高, 燃气涡轮发动机风扇/压气机进口出现严重的进气畸变现象, 已有的结果^[1-8]表明进气畸变对压气机的性能和稳定性有很大影响. 我国国军标 GJB/Z 64A-2004(K) 已规定将插板实验作为评定总压畸变对发动机或风扇/压气机气动稳定性影响的方法^[9-10]. 插板实验方法简单, 易于实施. 但是由于该方法的确立更多地依据

了国外的经验, 而国内该方面的基础研究工作相对有限, 因而直接影响该方法的实施水平. 例如, 总压畸变的形式是多种多样的, 其对风扇/压气机稳定性的影响也有所不同, 而 GJB/Z 64A-2004(K) 规定采用简单的单个弦月形插板作为评定实验用的标准插板^[9], 其理论依据还有待深入探究. 就此问题, 本文设计了 4 个不同形式的插板, 在双级低速轴流压气机试验器上开展了初步的实验验

收稿日期: 2008-03-31; 修订日期: 2009-01-20

作者简介: 李亮(1983-), 男, 湖南永兴人, 博士生, 主要从事叶片机气体动力学研究.

证研究,并详细比较了各插板的综合畸变指数特性.该文研究基于某双级低速轴流压气机试验器,属于机理研究范围,高速压气机来流马赫数高,气动负荷高,进气畸变对压气机的影响更为复杂,需要进一步的研究.

1 试验设备及测量系统

实验是在南京航空航天大学的双级低速轴流压气机实验器上进行的,该轴流压气机试验器采用轴向进气径向排气的结构布局,整个气流流道沿轴向为等面积的直环形通道.压气机设计转速为 1500 r/min,在小于 1500 r/min 的范围内转速无级可调,直径 D 为 900 mm,轮毂比 $\bar{d}$ 为 0.6,在离转子进口上游大约 3 倍 D 的位置安装了插板, AIP 截面位于转子叶片前小于 $0.1 D$ 处,如图 1 所示.

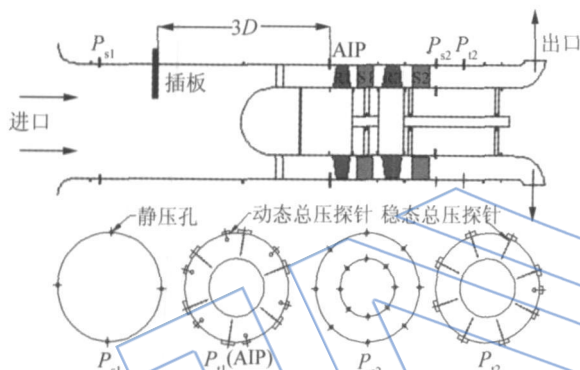


图1 压气机结构、压力测量位置及插板位置示意图

Fig. 1 Configuration of the compressor

稳态采集系统由 JC 型转矩转速测量仪、PSI DT Cnet Acq 压力测量系统和计算机组成.

动态数据采集采用 LMS Scada II 动态压力测量仪.该测量仪共有 32 个通道,量程为 5 V,最高采样频率为 200 kHz,数模转换精度达到 16 bit,并置有专用数据采集和数据分析软件.试验中采用了 7 支单点动态总压探针,内部安装 Kulite 微型差压式动态压力传感器.动态压力传感器的最大响应频率为 300 kHz.本次试验采样频率为 4096 Hz,采集时间为 10 s.

图 1 给出了双级低速轴流压气机的结构及各测量位置简图.在 P_{s1} 截面上沿周向均匀布置了 4 个直径 2 mm 的壁面静压孔,测量压气机远上游静压用于计算流量系数;在 P_{s2} 截面的内外机匣上沿周向分别均布了 8 个直径等于 2 mm 的壁面静压孔; AIP 界面上沿周向均布有 6 根总压测量耙,

每个耙上有 6 个位于等环面中心位置的总压测点,36 个总压测点用于确定压气机进口稳态总压分布,并在该截面上相对半径 $R = 0.9$ 处沿周向均布了 6 个高频响的动态总压探针,用于测量压气机进口脉动总压;在 P_{12} 截面上沿周向均布有 8 根总压测量耙,并安置了一个高频响的动态总压探针,通过探针测出的动态总压脉动波形可得不稳定状态为旋转失速,并且是在后级先失速.

本文所选取的 4 种插板的结构如图 2 所示,图中黑色部分表示插板遮挡部分.对 4 种结构的插板分别命名为 1 号板、2 号板、3 号板和 4 号板,其特征参数标于图中.1 号板为一块弦月形板(特征参数为 H),该插板也就是目前国军标 GJB/Z 64A-2004(K) 规定的进行燃气涡轮发动机总压畸变稳定性评定采用的标准插板,2 号板为两块平行的相同弦月形板(特征参数为 A),3 号板为一扇形板(特征参数 A),4 号板为两块成角度的相同弦月形板(特征参数为 A). H 单位为 mm, A 单位为度.

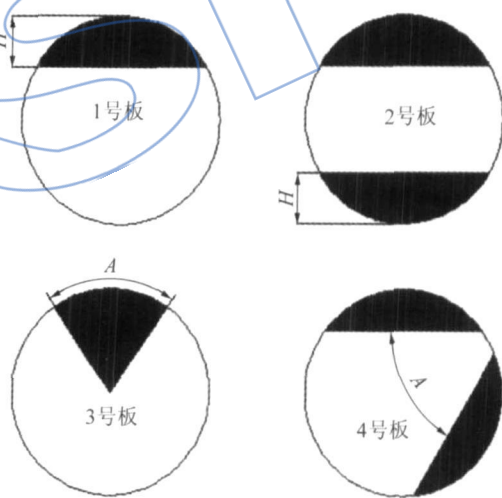


图2 4 种不同形式的插板示意图

Fig. 2 Four kinds of flat baffles

2 实验结果及分析

2.1 畸变对稳定性及性能的影响

插板实验的主要目的是用于评定进口总压畸变对于风扇/压气机稳定性的影响,本文定义稳定裕度损失系数 ΔSM 为

$$\Delta SM = \frac{\pi_{cl}/W_{a,cl} - \pi_{DS}/W_{a,DS}}{\pi_{cl}/W_{a,cl}} \times 100\% \quad (1)$$

在等换算转速条件下,考虑了换算流量变化的影响. π_{cl} 和 π_{DS} 分别表示均匀进气和畸变时稳定边界点压比; $W_{a,cl}$ 和 $W_{a,DS}$ 分别表示均匀进气

和畸变时稳定边界点换算流量.

为了定量比较不同形式的 1, 2, 3 和 4 号插板对于压气机稳定性的影响, 本文定义衡量遮挡面积的相对堵塞系数 $\tilde{S}$ 为

$$\tilde{S} = S_{\text{interceptor_area}} / S_{\text{inlet_area}} \tag{2}$$

其中 $S_{\text{interceptor_area}}$ 为插板的遮挡面积, $S_{\text{inlet_area}}$ 为进气道的进口面积.

图 3、图 4 分别给出了 1, 2, 3 号插板的相对堵塞系数对压气机稳定性的影响和 4 号板在相同遮挡面积、不同特征角度下对压气机稳定性的影响. 图 3、图 4 的标注为“板号-转速”. 图 3 表明, 在相对堵塞系数 $\tilde{S}$ 相同时, 1 号板的稳定裕度损失系数均为最大, 并且比较图 3 和图 4, 与 4 号板不同特征角相比, 1 号板在 $\tilde{S}$ 为 0.4363 时的稳定裕度损失系数也是最大, 换言之, 1 号板对压气机稳定性的影响最大. 该结果有意的提示是, 采用 1 号插板作为进口总压畸变评定的标准插板, 其结果是保守、严格的. 2 号板在形式上是 1 号板分成对称的两个区, 其对压气机的影响始终小于 1 号板, 这是因为 2 号板所产生的两个低压区间隔大于某临界角度(通常指 25°), 它对压气机的影响相当于一个孤立的低压区, 这与进气总压畸变对于压气机稳定性影响的传统认识和结论是一致的^[11]. 1 号板对压气机稳定性的影响大于 3 号板, 这是由于 3 号插板形成的畸变形式接近于纯周向总压畸变, 而 1 号板产生的则是周向和径向共同组成的复合畸变; 并且在相同遮挡面积下, 1 号板产生的尖部周向畸变大于 3 号板的, 由传统认识可知^[11], 叶尖周向畸变对压气机的影响要大于根部周向畸变. 另外, 从图中显示来看, 当 $\tilde{S}$ 小于 0.37 时, 随着 $\tilde{S}$ 的增大压气机的稳定裕度损失增大, 当 $\tilde{S}$ 大于该值时, 随着 $\tilde{S}$ 的增大, 压气机的稳定裕度损失减小或保持不变. 可见, 该压气机的临界畸变角位于 $\tilde{S}$ 为 0.37 附近.

从图 4 中可以看到, 当 4 号板特征角度的变化对压气机的稳定性是有影响的, 随着特征角的增加, 稳定裕度损失系数略有增加. 这是因为在 4 号板的实验结果中, 当两个插板在 AIP 面上产生的紊流分别形成的两个低压区时, 它们中间的高压区周向范围随着特征角减小而减小, 两块板产生的两个畸变区对压气机稳定性共同作用的影响越来越明显.

图 5 分别示出了 1 号板、2 号板、3 号板和 4 号板在同一遮挡面积下转速为 800 r/min 的压气

机特性线(2-217-800 特性线除外). 图 5 及以下各图中的标注为“板号-特征参数-转速”. 图中的横轴为折合流量 M_{cor} , 纵轴为压气机的总压比 π 和绝热效率 η^* .

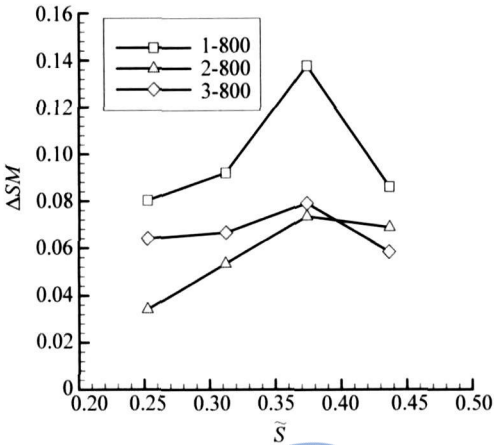


图 3 1, 2, 3 号板稳定裕度损失系数随遮挡面积变化
Fig. 3 Loss in stability margin versus flat baffle area in No. 1, 2, 3 flat baffle

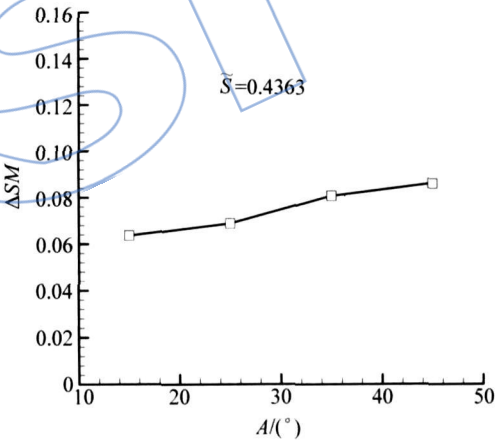


图 4 4 号板稳定裕度损失系数随特征角度的变化
Fig. 4 Loss in the stability margin versus characteristic angle of No. 4 flat baffle

从图 5 中可以看到, 与均匀进气的压气机特性线相比, 4 种插板形式的失速点提前, 失速边界右移, 减小了压气机的稳定裕度, 使其气动稳定性降低, 并且压气机的压比和效率都有不同程度的降低.

如图 5 所示, 在同一遮挡面积下, 1 号板的压气机特性与 2 号板相比, 压比和效率都有所降低, 而与 3 号板相比, 压比和效率相差不大. 这主要是由于 2 号板为两块对称板, 它分散了插板对气流的扰动作用, 当气流经过插板流向压气机时, 气流进行掺混, 低压区分散有利于掺混, 在到达压气机 AIP 截面上时, 气流变得较为均匀了, 在 2 号板后

的低压区比 1, 3 号板低压区压力要高, 压气机进口流场不均匀度相对减小了。

2 号板可以看作是 4 号板 $A = 0^\circ$ 的特殊情况, 由图 5 中结果可以看出, 当遮挡面积相同的时候, 特征角 $A = 0^\circ, 15^\circ$ 和 45° 时, 压气机性能基本保持不变, 且失速点也基本保持不动。再分析 2 号板不同遮挡面积可知, 随着遮挡面积的增加, 压气机的压比和效率都有较大幅度的降低。这主要是因为, 随着遮挡面积增大, 压气机在进气道内的总压损失增大, 进入压气机的气流总压场、速度场不均匀度也增大。在相同遮挡面积下, 4 号板特征角的变化对压气机的性能影响不明显, 而遮挡面积的改变对性能影响显著。

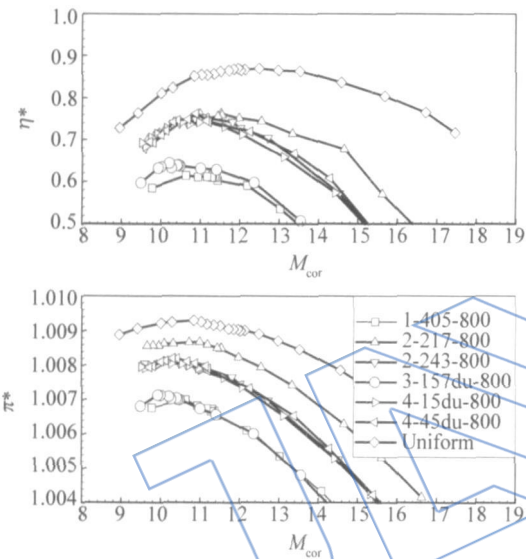


图 5 压气机特性图
Fig. 5 Compressor characteristic

2.2 不同形式插板对畸变指数的影响

进气畸变实验不仅要确定对压气机稳定性的影响, 更重要地是把这种影响与描述进气畸变的畸变指数关联起来, 这就需要了解插板实验的畸变指数特性。

压气机进口流场的畸变强度用综合畸变指数来度量。图 6~ 图 8 分别给出了动态畸变指数、稳态畸变指数和综合畸变指数的特性。该实验转速下压气机的转动频率为 16.7 Hz, 转子叶片扫过插板的基频为 317 Hz, 并且对不同截止频率的实验数据进行对比, 故选择截止频率为 300 Hz。

进口总压动态畸变指数用总压脉动强度表示

$$\varepsilon_w = \sqrt{\sum_{i=1}^6 \varepsilon_i^2} \quad (3)$$

式中各测点紊流度为

$$\varepsilon = (\Delta p)_{\text{RMS}} / p_{\text{av}} \quad (4)$$

测点均方根值为

$$(\Delta p)_{\text{RMS}} = \sqrt{\frac{1}{T_u} \int_0^T [p(t) - p_{\text{av}}]^2 dt} \quad (5)$$

稳态畸变指数(也称周向总压不均匀度)为

$$\Delta \bar{\alpha}_0 = 1 - \frac{\alpha_0}{\alpha_w} \quad (6)$$

式中 α_0 —AIP 界面上低压区内的平均总压恢复系数; α_w —AIP 界面上的面平均总压恢复系数。

综合畸变指数定义为

$$W = \Delta \bar{\alpha}_0 + \varepsilon_w \quad (7)$$

式中 $\Delta \bar{\alpha}_0$ 为稳态畸变指数, ε_w 为动态畸变指数。

从图 6~ 图 8 中可以看到, 动态、稳态和综合畸变指数基本符合随流量系数变化的线性关系: 随流量系数的减小而减小。当转速一定时, 随着流量系数的减小, 绕过插板的气流速度不断减小, 从而使得气流绕过插板的损失和紊流度均减小, 即综合畸变指数减小。1, 3 号板遮挡面积的变化对畸变指数的影响较大, 2 号板所产生的畸变指数较小, 这主要是由于 2 号板为两块对称板, 气流进过插板在压气机进口形成两个低压区, 而低压区的分散有利于掺混, 在到达压气机 AIP 界面上时, 气流变得较为均匀了, 压气机进口流场不均匀度减小, 畸变程度也就减小了。在同一转速、相同遮挡面积下, 1 号板所产生的畸变指数特性线略高于 3 号板的。这主要反映了在相同遮挡面积下, 1 号板产生了由径向畸变和较大成分的叶尖周向畸变组成的复合畸变程度要大于 3 号板产生的纯周向畸变。

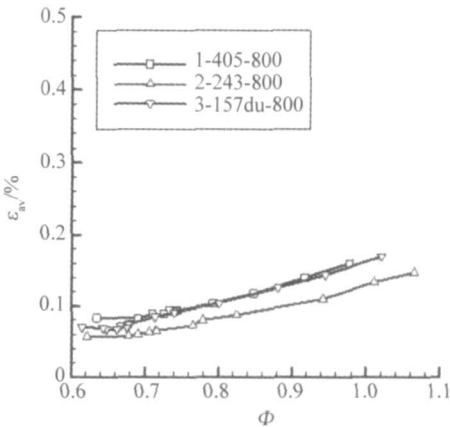


图 6 相同遮挡面积不同插板的动态畸变指数特性
Fig. 6 Time variant distortion descriptor characteristic

从图 9、图 10 中可以看到, 4 种插板下的动态畸变指数占综合畸变指数的比例在 0.4~ 0.6 范

围内, 也就是说, 动态畸变指数与稳态畸变指数占综合畸变指数的比例在同一量级上. 因此利用插板实验能够产生足够大的动态畸变, 符合稳定性评定对动态畸变的要求.

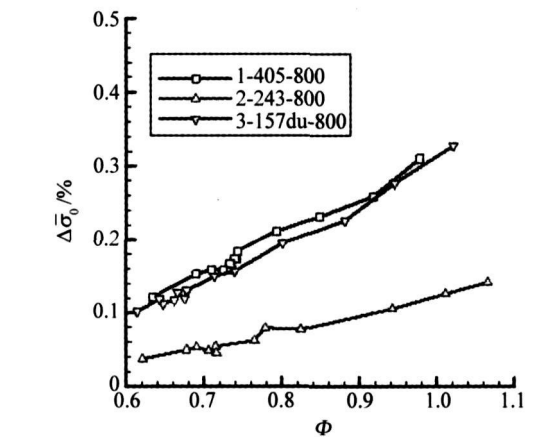


图 7 相同遮挡面积不同插板的稳态畸变指数特性
Fig. 7 Steady-state distortion descriptor characteristic

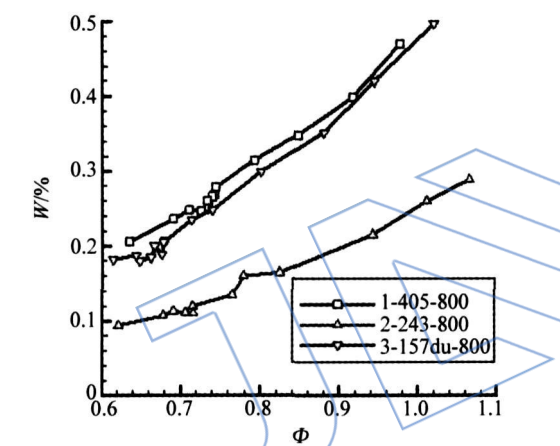


图 8 相同遮挡面积不同插板的综合畸变指数特性
Fig. 8 Complex distortion descriptor characteristic

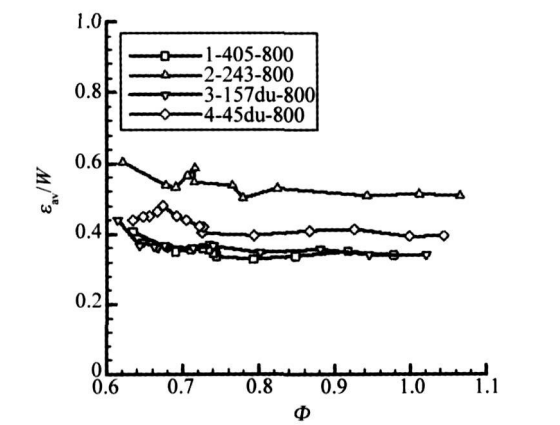


图 9 相同遮挡面积下动态畸变指数占综合畸变指数的比例
Fig. 9 Time variant distortion descriptor proportion of complex distortion descriptor

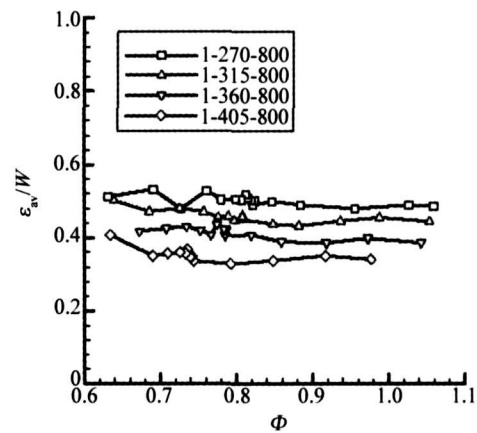


图 10 1 号板不同遮挡面积下动态畸变指数占综合畸变指数的比例

Fig. 10 Time variant distortion descriptor proportion of complex distortion descriptor in No. 1 flat baffle

3 结 论

通过上述分析可以得出如下结论:

- 1) 采用 1 号插板作为进口总压畸变评定的标准插板, 其结果是保守、严格的. 本文的实验结果是在低转速、低负荷的压气机下完成的, 而对于高转速、高负荷的压气机具有一定的参考意义.
- 2) 进口总压畸变对压气机稳定性和性能影响是显著的, 遮挡面积对性能影响明显, 而插板所成的特征角度对性能影响不明显.
- 3) 畸变指数基本符合随流量系数变化的线性关系, 随流量系数的减小而减小. 1, 3 号板遮挡面积的变化对畸变指数的影响较大, 2 号板所产生的稳态畸变指数较小.
- 4) 动态畸变指数和稳态畸变指数在综合畸变指数中所占比例相当, 符合稳定性评定对动态畸变的要求.

参考文献:

[1] 胡骏. 进气畸变对轴流压气机性能影响实验研究[J]. 航空动力学报, 2001, 16(2): 142 146.
HU Jun. Inlet distortion effects in a five stage compressor [J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(2): 142 146. (in Chinese)
[2] 桑增产, 江勇, 孔卫东, 等. 某涡轮发动机压力畸变评定技术[J]. 航空动力学报, 2000, 15(4): 423 426.
SANG Zengchan, JIANG Yong, KONG Weidong, et al. Experimental study on the inlet total pressure distortion of a turbojet engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15 (4): 423 426. (in Chinese)
[3] Reid C. The response of axial flow compressors to intake flow distortion[R]. ASME Paper 69-GT-29, 1969.

- [4] Davis M, Hale A, Beale D. An argument for enhancement of the current inlet distortion ground test practice for aircraft gas turbine engines[J]. Journal of Turbomachinery, 2002, 124(2): 235-241.
- [5] Billet G, Huard J, Chevalier P, et al. Experimental and numerical study of the response of an axial compressor to distorted inlet flow [J]. Journal of Fluids Engineering, 1988, 110(4): 355-360.
- [6] James E C, Charles M M, Paul L B. Experimental investigation of the effect of screen induced total pressure distortion on turbojet stall margin[R]. NASA TM X-2239, 1971.
- [7] Hu J, Peters T, Fottner L. Numerical simulation of flow instabilities in high speed multistage compressors [J]. J. of Thermal Science, 1999, 8(1): 23-31.
- [8] Hah C, Rabe D C, Sullivan T J, et. al., Effects of inlet distortion on the flow field in a transonic compressor rotor [R]. ASME Paper 96-GT-547, 1996.
- [9] 国防科学技术工业委员会. GJB/Z 64A-2004(K) 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机进口总压畸变评定指南[S]. 北京: 国防科学技术工业委员会, 2004: 1-14.
- Commission of Science, Technology and Industry for National Defense. GJB/Z 64 2004 (K) Aero turbojet and turbofan engine inlet total pressure distortion assessment guidelines[S]. Beijing: Commission of Science, Technology and Industry for National Defense, 2004: 1-14. (in Chinese)
- [10] 国防科学技术工业委员会. GJB/Z 224 2005(K) 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: 34-37.
- Commission of Science, Technology and Industry for National Defense. GJB/Z 224 2005 (K) Aviation gas turbine engine stability design and assess way[S]. Beijing: Commission of Science, Technology and Industry for National Defense, 2005: 34-37. (in Chinese)
- [11] 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.