

文章编号: 1000-8055(2009)05-1028-07

某型涡扇发动机扰流板进气总压畸变研究

马燕荣, 马明明, 王小峰, 屈霁云, 王艳平
(中国飞行试验研究院 发动机所, 西安 710089)

摘 要: 在吊舱进口安装扰流板进行某型涡扇发动机进气总压畸变试验, 得到了该型发动机若干状态下进气总压畸变的定量数据, 研究了发动机进口总压分布的影响因素, 讨论了发动机工况、扰流板相对深度对吊舱进气段总压恢复系数、发动机进口各畸变值的影响。同时基于试验数据结合计算流体力学(CFD)计算发动机进口稳态总压分布及畸变值, 结果表明, 计算与试验吻合较好。工作为该型发动机的扰流板空中畸变及喘振试验及研究奠定了基础。

关 键 词: 涡扇发动机; 扰流板; 总压畸变; 试验研究

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Investigation of disturbed board total pressure distortion on a certain turbofan engine

MA Yan-rong, MA Ming-ming, WANG Xiao-feng,
QU Ji-yun, WANG Yan-ping

(Engine Department of Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: Total pressure distortion flow field test of a certain turbofan engine was conducted based on disturbed board installed in nacelle inlet, and the values about inlet total pressure distortion of the engine under some operating states were obtained. This paper focused on studying the influential factors to the total pressure distribution of engine inlet, and also discussed the influences of engine operating states and the relative depth of disturbed board on the inlet section total pressure recovery and engine inlet distortion indexes. Moreover, computational fluid dynamics (CFD) computation on steady total pressure distribution and circumferential steady total pressure distortion index was carried out based on test data, representing its agreement with the test. The studies in this paper have established a necessary basis for further distortion test and surge test in the air.

Key words: turbofan engine; disturbed board; total pressure distortion; test investigation

进气道与发动机相容性评定中, 最核心的内容是发动机气动稳定性评定。影响发动机气动稳定性的主要因素是发动机进口流场的压力和温度的不均匀性, 即压力畸变和温度畸变。产生压力畸变的常见因素有: 飞行环境变化如阵风、侧风和旋涡, 飞行姿态改变如攻角和侧滑角的变化, 进气道

特性决定的进气道出口流场不均匀等^[1-2]。进/发匹配的课题被提出以来, 对于压力畸变的研究出现了全尺寸试验^[3]、统计预测^[4-5]、缩尺模型风洞实验^[6]、计算流体力学(CFD)数值模拟^[7]等诸多研究方法, 许多压力畸变模拟装置^[8-9]也得到应用, 实践表明, 采用模拟网或模拟板装置, 不能对

收稿日期: 2008-05-16; 修订日期: 2008-10-28

作者简介: 马燕荣(1975-), 女, 陕西渭南人, 高工, 硕士, 研究方向为航空动力装置飞行试验。

畸变流场强度进行调节,产生的压力畸变流场紊流度明显偏小,发动机也不可能达到气动稳定的临界状态^[10],因此,不符合实验的要求,而采用扰流板则能克服以上缺陷,工程实用性强。

上世纪 90 年代末,中国飞行试验研究院研制了地面台架可移动扰流板式总压畸变发生器及其系统,并与空军工程大学合作开展了涡喷/涡扇发动机进气压力畸变的实验研究^[11]。最近,中国飞行试验研究院进行了试验平台吊舱内扰流板某型发动机地面试验工作,为该型发动机空中畸变研究及逼喘试验奠定了基础。

畸变指数是预测和评定进口总压畸变对发动机影响的有力工具,西方各国形成了各自专用的畸变指数^[12]。俄罗斯在该领域已积累了 30 多年的经验,以综合压力畸变指数“ W ”来衡量, W 由周向稳态总压畸变指数 $\Delta\sigma$ 和平均紊流度 ε 组合而成,本文也采用此法,其计算方法在文献^[13]中有详细介绍。

本文以某型涡扇发动机扰流板进气畸变地面试验为基础,研究发动机进口总压畸变流场,讨论扰流板相对深度、发动机工作状态对畸变指数的影响。CFD 数值模拟是总压畸变研究的重要手段,本文利用试验提供的有价值的数,计算发动机进口稳态总压分布及畸变指数,计算域的边界条件按试验数据给出,计算结果与试验结果进行比较,一方面检验试验结果的可靠性,另一方面展示一种试验手段与计算验证方法的结合,为总压畸变预测及研究开辟一条新的途径。

1 试验及测试装置

某型涡扇发动机安装于某试验平台吊舱内,在进气道进口安装扰流板,如图 1 所示。为测量发

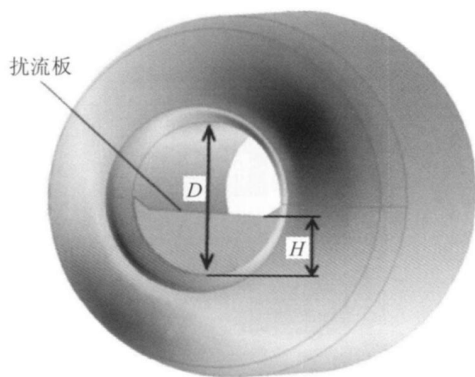


图 1 扰流板在吊舱的布局示意图

Fig. 1 Schematic of disturbed board at inlet

动机进口流场所安装的稳态、动态总压测靶如图 2 所示,6 只靶沿周向均匀分布,每支靶上稳态总压测点的相对径向距离 d/D 从小到大依次为 0.408, 0.578, 0.707, 0.817 和 0.918, 动态总压测点相对径向距离为 0.9。扰流板距发动机进口流场测量截面的相对轴向距离为 $L/D = 2.74$, 扰流板的相对深度 H/D 分别选取 0.34, 0.42 和 0.5 (堵塞比分别为 0.3, 0.4 和 0.5)。

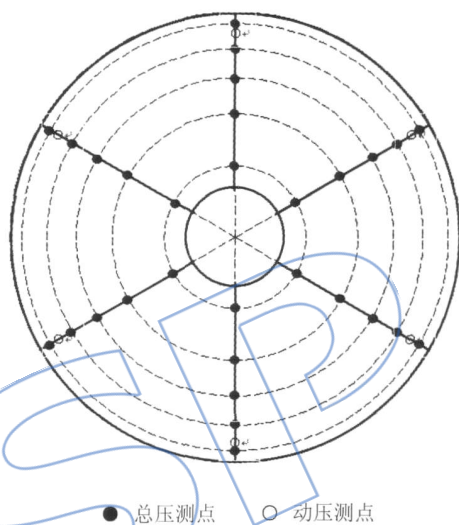


图 2 发动机进口总压测点的布局示意图
(从前舱往后看)

Fig. 2 Schematic of test points of total pressure

2 结果及分析

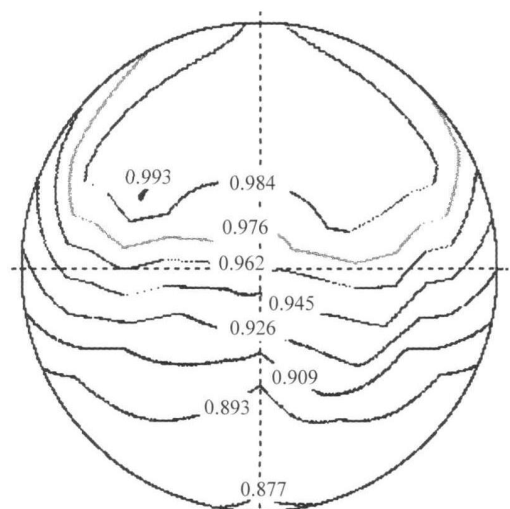
2.1 发动机进口总压分布

图 3 为发动机高压转子相对换算转速 $\overline{N}_{2c} = 84\%$ 和 $H/D = 0.34, 0.42, 0.5$ 时进气段总压恢复系数在发动机进口截面的分布的试验结果,图 4 为计算结果;图 5 为 $H/D = 0.34$ 和 $\overline{N}_{2c} = 71\%, 84\%, 87\%$ 时进气段总压恢复系数在发动机进口截面的分布,图 6 为计算结果。

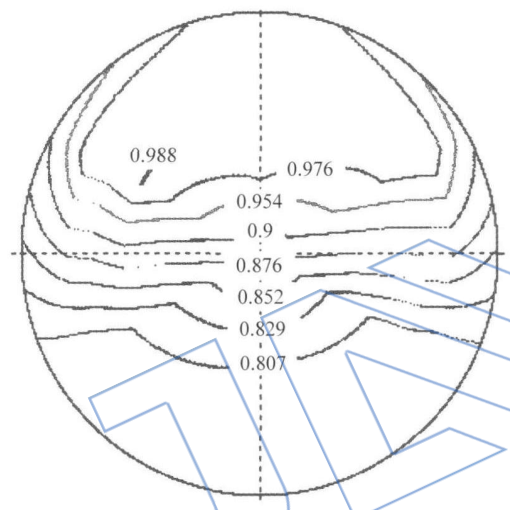
由于扰流板在发动机进口造成很不均匀的总压扰动,所以在扰流板的正后方压力较低。

发动机转速一定时(图 3 和图 4),扰流板深度增加,进气段损失增大;扰流板深度一定时(图 5 和图 6),发动机转速升高,空气流量增大,流经进气段损失增大,因此,随着扰流板深度的增加或发动机转速的升高,发动机进口截面对应点的压力都减小。

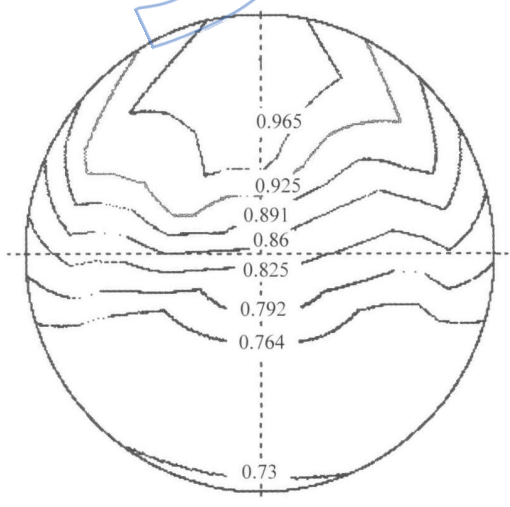
试验结果(图 3 和图 5)各图的左上部分存在高压区域,这是因为:由于扰流板后左半部分压力



(a) $H/D = 0.34$



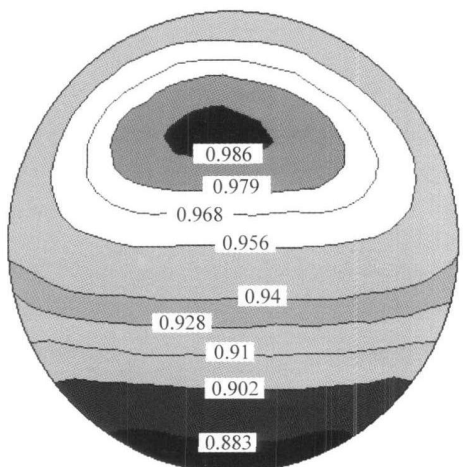
(b) $H/D = 0.42$



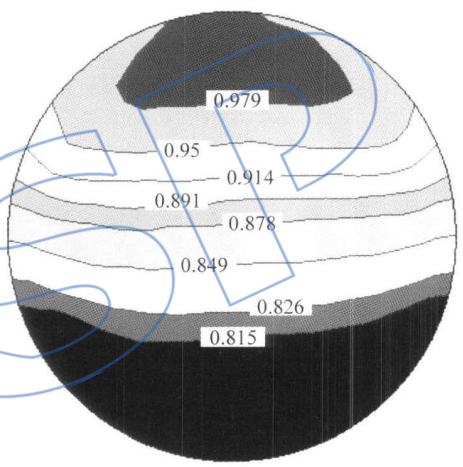
(c) $H/D = 0.5$

图 3 $\bar{N}_{2c} = 84\%$ 时扰流板相对深度下各点总压恢复系数等值线图 (试验)

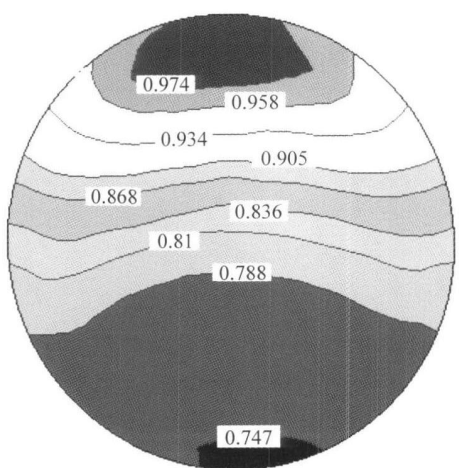
Fig. 3 Total pressure recovery contours with relative deeps of disturbed board (Test results $\bar{N}_{2c} = 84\%$)



(a) $H/D = 0.34$



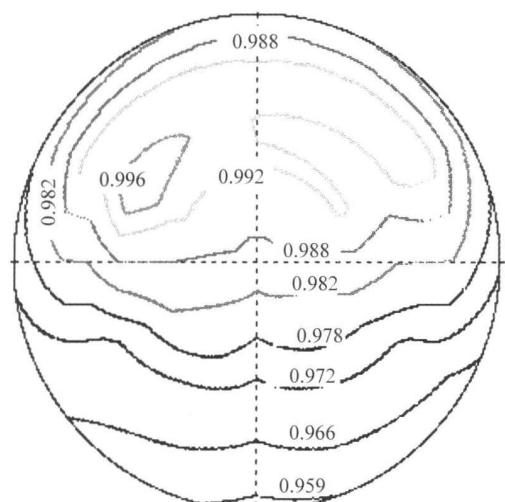
(b) $H/D = 0.42$



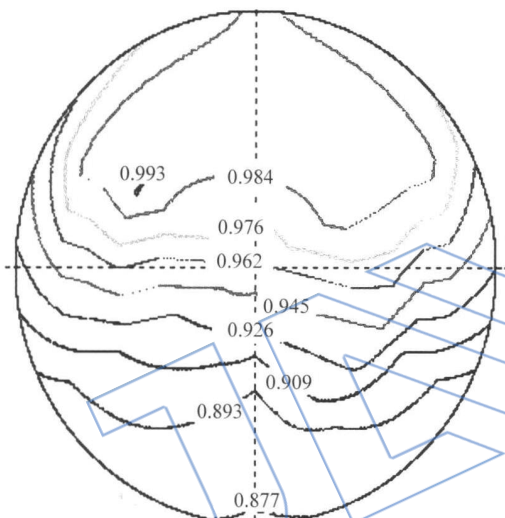
(c) $H/D = 0.5$

图 4 $\bar{N}_{2c} = 84\%$ 时扰流板相对深度下各点总压恢复系数等值线图 (计算)

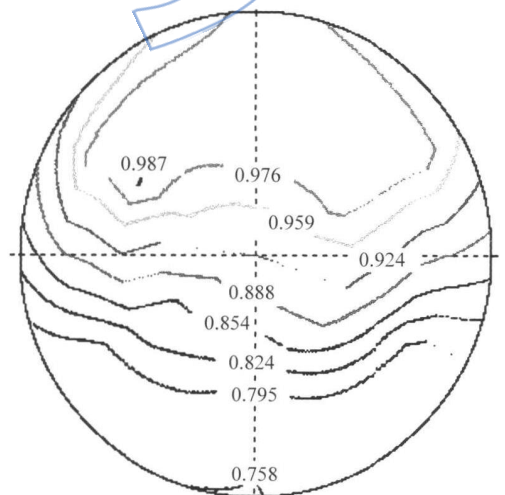
Fig. 4 Total pressure recovery contours with relative deeps of disturbed board (Computation results $\bar{N}_{2c} = 84\%$)



(a) $\bar{N}_{zc} = 71\%$



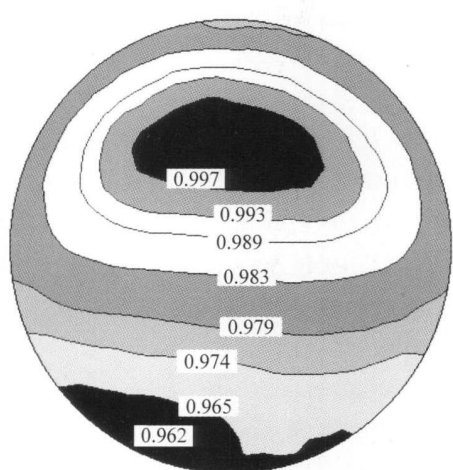
(b) $\bar{N}_{zc} = 84\%$



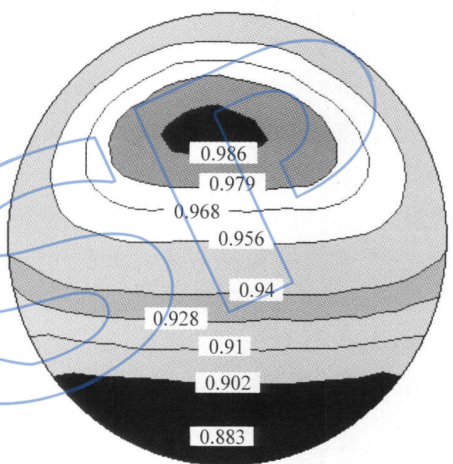
(c) $\bar{N}_{zc} = 87\%$

图 5 $H/D=0.34$ 时高压转子相对换算转速下各点总压恢复系数等值线图 (试验)

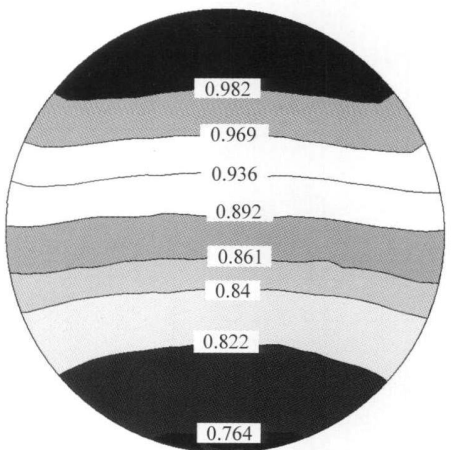
Fig. 5 Total pressure recovery contours with relative corrected speeds of high pressure (Test results $H/D=0.34$)



(a) $\bar{N}_{zc} = 71\%$



(b) $\bar{N}_{zc} = 84\%$



(c) $\bar{N}_{zc} = 87\%$

图 6 $H/D=0.34$ 时高压转子相对换算下各点总压恢复系数等值线图 (计算)

Fig. 6 Total pressure recovery contours with relative corrected speeds of high pressure (Computation results $H/D=0.34$)

较低,气流在该截面附近有沿周向向左下方运动的趋势,同时,从前舱往后看,发动机低压转子顺时针旋转,有带动这部分气流沿周向向右上方运动的趋势,从而使得这部分气流轴向速度减小,在该区域“滞留”,形成如图的高压区.随着扰流板深度的增加或发动机转速的升高,扰流板后左半部分压力与发动机低压转子转向对这部分气流的影响的平衡性被打破,高压区域范围减小.计算结果各图不存在这一高压区域,因为计算中未能计及发动机转向影响.

对应点计算的总压恢复系数分布与试验结果比较有如下特点:整体吻合较好,表明试验数据的可靠性和基于试验数据的CFD计算的有效性;低压区域的计算和试验结果偏差更大一些,这是因为扰流板的存在使得实际中计算域出口静压在该截面并不是单一恒定值,对其正后方静压影响更大一些,而计算中按试验结果给定了同一值.

图7为进气段平均总压恢复系数随发动机转速的变化关系,从图中可以看出:当扰流板插入深度一定时,平均总压恢复系数随着发动机转速的升高而下降,而且下降趋势越来越快.当扰流板插入深度增加时,总压恢复系数降低.计算结果与试验结果较为接近.

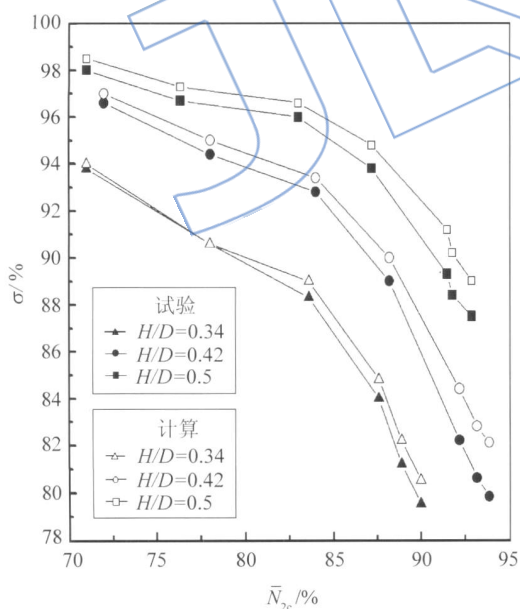


图7 平均总压恢复系数随发动机转速的变化关系

Fig. 7 Relationship between total pressure recovery and relative corrected speeds of high pressure

如图8,计算和试验结果均可以看出,低于平

均压力的低压区范围 θ 随发动机转速变化不明显,即可以认为畸变范围是扰流板深度的单值函数,并随扰流板深度的增加而增大.

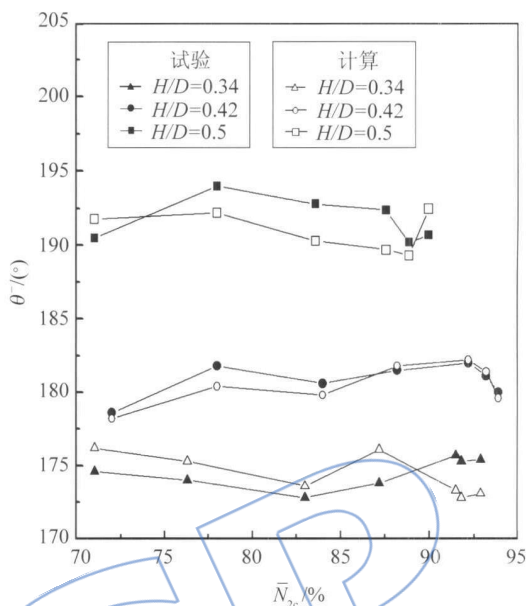


图8 低压区范围随发动机转速的变化关系

Fig. 8 Relationship between low pressure zone and relative corrected speeds of high pressure

2.2 发动机进口各畸变指数的变化

图9~11分别为各扰流板相对深度时,发动机进口周向稳态总压畸变指数、平均紊流度和综合压力畸变指数随发动机转速的变化关系.其中,动态压力采样率为2048 Hz,由于动态压力在平均值附近快速脉动,且高于发动机所能响应的速度,所以在计算平均紊流度之前对数据进行了低通滤波,低通滤波器的截止频率取为280 Hz^[12].

可以看出,发动机进口周向稳态总压畸变指数、平均紊流度和综合压力畸变指数随发动机转速的变化趋势基本一致,当扰流板深度一定时,发动机转速升高,发动机进口压力减小,进气流量增加,总压扰动增强,各畸变指数增大,且变化非常明显;当发动机转速一定时,扰流板深度增大,维持发动机稳定工作的进气流量的难度增大,总压扰动增强,各畸变指数增大.

图9中,稳态畸变指数计算与试验结果较为一致.由于在扰流板堵塞比及大气条件一定时,稳态畸变指数只关联于发动机进口静压,因此,计算与试验验证效果良好基础上,可以根据已有试验结果预测发动机不同状态时进口静压,通过CFD

计算获得发动机进口稳态畸变指数,为总压畸变研究提供一种新的方法,为该型发动机的扰流板空中畸变及喘喘试验研究奠定基础.

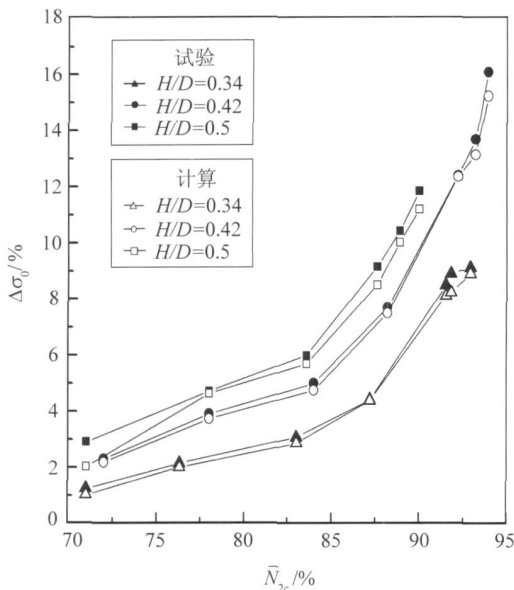


图 9 周向稳态总压畸变指数随发动机转速的变化关系
Fig.9 Relationship between circumferential steady total pressure distortion and relative corrected speeds of high pressure

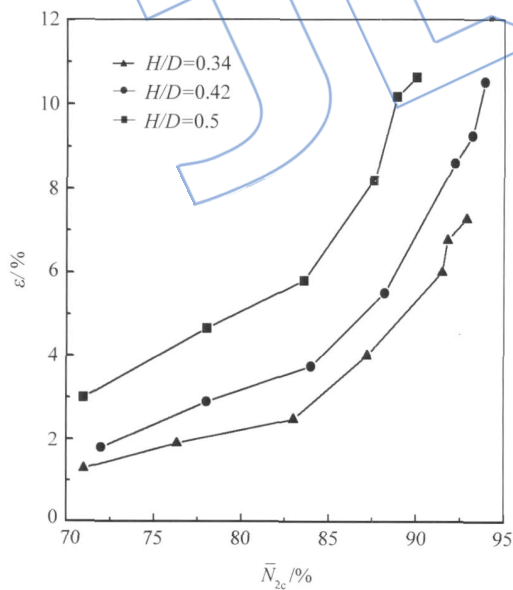


图 10 平均紊流度随发动机转速的变化关系 (试验)
Fig.10 Relationship between turbulence and relative corrected speeds of high pressure
(Test results)

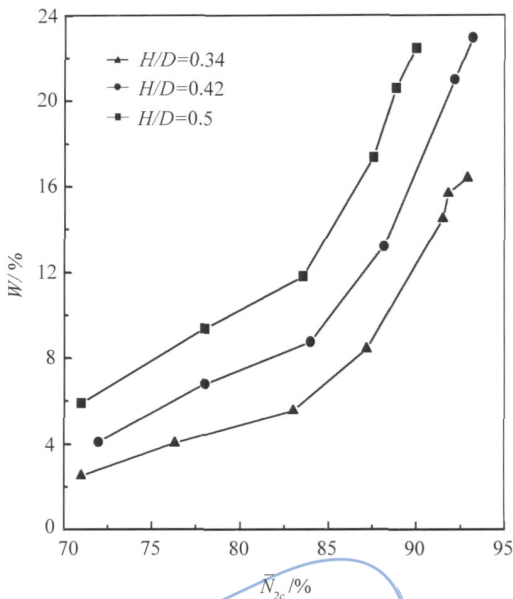


图 11 综合压力畸变指数随发动机转速的变化关系 (试验)
Fig.11 Relationship between multiple pressure distortion and relative corrected speeds of high pressure
(Test results)

3 结 论

- 1) 扰流板在发动机进口造成很不均匀的总压扰动,随着扰流板深度的增加和发动机转速的升高,整个发动机进口截面对应点的压力都减小,畸变范围是扰流板深度的单值函数.
- 2) 受扰流板后左半部分压力和发动机低压转子转向的共同作用,发动机进口截面局部区域形成高压区,高压区范围随着扰流板深度的增加或发动机转速的升高而减小.进气段平均总压恢复系数随发动机转速的升高或扰流板深度的增大而减小.
- 3) 发动机进口周向稳态总压畸变指数、平均紊流度和综合压力畸变指数随发动机转速的升高和扰流板深度的增加而增大.
- 4) 本文基于试验数据计算的发动机进口稳态总压分布及畸变指数与试验结果吻合良好,为总压畸变预测及研究开辟一条新的途径.

参考文献:

[1] 国防科学技术工业委员会. 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:国防科工委军标出版发行部,2005.

- [2] Mace J, Sedlock D. A perspective on developing new inlet distortion measurement and predictive methods [R]. AIAA-81-1589.
- [3] Beale D K, Cramer K B, King P S. Development of improved methods for simulating aircraft inlet distortion in turbine engine ground tests[R]. AIAA 2002-3045.
- [4] Larry T C. Statistical averages of subsonic inlet distortion [R]. AIAA-74-1197.
- [5] Mace J, Sedlock D. A perspective on developing new inlet distortion measurement and predictive methods [R]. AIAA-81-1589.
- [6] Soto H L. Comparison of engine/inlet distortion measurements with MEMS and EPS pressure [R]. AIAA-2004-2398.
- [7] John A L, William P N. Dynamic inlet distortion predictions using a CFD/distortion synthesis approach [R]. AIAA-98-2735.
- [8] Roger A W, Mahmood A, Willis M B. Performance and stall limits of afterburner equipped turbofan engine with and without inlet flow distortion[R]. NASA TMX, 1947.
- [9] 余安远, 王琴芳. 一种进气道流场畸变模拟装置的研究[J]. 航空动力学报, 2001, 16(2): 123-127.
- YU Anyuan, WANG Qinfang. An investigation of distortion simulator for inlet flow field[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(2): 123-127. (in Chinese)
- [10] 李丹, 陆德雨, 叶巍, 等. 航空发动机稳定性评定试验装置的选择[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2001, 14(4): 16-21.
- LI Dan, LU Deyu, YE Wei, et al. A selection of testers for aero-engine stability assessment[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2001, 14(4): 16-21. (in Chinese)
- [11] 桑增产, 江勇, 孔卫东, 等. 某型涡喷发动机进气总压畸变的试验研究[J]. 航空动力学报, 2000, 15(4): 423-426.
- CANG 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)
- [12] 刘大响, 叶培梁. 俄罗斯的发动机进口流场畸变评定指南[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1994, 7(3): 1-10.
- LIU Daxiang, YE Peiliang. Guide of assessment for inlet flow field distortion of Russia engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 1994, 7(3): 1-10. (in Chinese)
- [13] 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: 42-45.