2 种进气畸变流道结构对航空发动机 进口流场的影响

芮长胜,谷 君,邱明星,王传宝 (中航工业沈阳发动机设计研究所,沈阳 110015)

摘要:基于某型航空发动机插板式进气总压畸变试验,重点分析了进气段采用收敛 形和直线形2种进气流道结构对发动机进口总压畸变流场的影响,并对3维数值模拟结 果进行了研究。结果表明:在收敛形进气流道结构下,当插板相对插入深度大于 45%后,发 动机进口总压畸变流场稳态周向畸变指数逐渐减小,且随插板深度增加,发动机进口畸变 流场逐渐趋向均匀;直线形进气流道结构在插板深度逐渐增加时,进口畸变指数平稳增 大,流场不均匀性增强,能较好地表征发动机进口畸变流场形态。

关键词:总压畸变;流道结构;畸变指数;畸变流场;航空发动机

芮长胜(1977),男,高级工程师,主 要从事航空发动机总体性能设计工作。

收稿日期:2012-09-12

Influence of Two Distortion Channel Configurations on Aeroengine Inlet Flow Filed

RUI Chang-sheng, GU Jun, QIU Ming-xing, WANG Chuan-bao (AVIC Shenyang Engine Design and Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: Based on an engine inlet total-pressure distortion experiment in an inserted-board, the influence of convergent and straight inlet channel configurations on the engine inlet total pressure distorted flow field was analyzed, and 3-D numerical simulation was studied. The results show that engine inlet steady circumferential total pressure distortion descriptor declines when inserted-board inserting depth is greater than 45% in the convergent channel configuration, and engine inlet flow field becomes uniform with further increasing inserted board depth. Engine inlet distortion descriptor increases steadily and flow field in inhomogeneous enhancement in the straight channel configuration. The engine inlet distorted flow field is characterized better with straight channel configuration.

Key words: total pressure distortion; channel configuration; distortion descriptor; distorted flow field; aeroengine

航空发动机进口流场畸变是气动稳定性研究的 重要内容。Person等首先提出平行压气机理论, 随 后激盘/半激盘模型、级叠加、2维不可压缩等模型的 发展,使得模拟进气总压、总温及组合畸变和旋转进 气畸变对发动机 / 压气机性能、稳定性影响的理论方 法得到了迅速发展[1-5];同时利用畸变模拟网、模拟板 和发生器装置等开展的部件及整机试验积累了一定 的试验结果数据^[6-9]。国外已开展了大量进气畸变对发 动机气动稳定性影响方面的研究,并建立了具体的评 定方法和标准;国内在参考国外相关研究成果基础 上,提出了在航空发动机工程设计中进行气动稳定性 检查的考核要求,并逐步开展了航空发动机压力畸变 稳定性评定技术的研究[10]。

本文基于某型航空发动机插板式进气总压畸变 试验,重点论述了收敛形和直线形进气流道结构下进 气总压畸变对发动机进口流场的影响,并开展了3维 数值模拟计算分析,其研究结果可供航空发动机气动 稳定性工程研究时参考。

1 进气流道结构

在某型发动机插板式进气总压畸变首次试验时, 为了利用原有的大直径进气畸变试验装置,并在发动 机进口前加装了与其进口直径相同的转接段,由此在 大尺寸进气畸变试验装置与转接段之间形成了收敛



形进气流道结构,插板位于收敛段前,如图1所示。但 首次试验结果没有达到预期效果,为进一步分析评估 试验数据,去掉收敛段,重新改用与发动机进口直径 相同的进气畸变试验装置,构成直线形进气流道结 构,如图2所示。2种进气流道结构的各构件中心线 在同一水平轴线上,其但二者的轴向布局略有不同, 收敛形流道的插板位置到 AIP 截面的距离为 3.29D (D 为发动机进口流道直径),直线形流道相对去掉了 收敛段,插板位置到 AIP 截面的距离缩短为 3D,2 种 进气流道结构下 1-1 截面和 AIP 截面距发动机进气 机匣前安装边的位置相同。





AIP 截面

试验用进气畸变发生 装置采用可移动式插板进 气畸变发生器,主要由插 板阀、液压缸、位移传感器 和支架等组成。定义插板 相对插入深度 H=H/D,其 中 H 为插板插入流道深 度,其位置如图 3 所示。

2 进气畸变指数测量

畸变发生装置



发动机进气 机匣前安装边

发动机进口流场的畸变程度用综合压力畸变指 数评估,综合压力畸变指数定义为

$$\overline{\mathbf{W}} = \Delta \overline{\sigma_0} + \varepsilon_{av} \tag{1}$$

式中: $\Delta \overline{\sigma_0}$ 为稳态周向畸变指数; ε_{av} 为面平均紊流度。 在发动机进口流道 1-1 截面的 0.9R(R 为截面 半径)外环面处周向均匀布置 6 支压力脉动测量耙, 用于测量发动机进口流场的面平均紊流度;在进口 AIP 截面上周向均布、径向等环面分布6支×5点的 30 个稳态压力测点,用于测量发动机进口流场的稳 态周向畸变指数。脉动压力和稳态压力测点的周向布 局及测量结果按文献[10]中方法处理。

3 试验结果分析

在发动机试车台上分别对2种进气流道结构进 行了进气畸变试验,并对试验结果进行分析。

3.1 畸变指数变化

发动机在低压相对换算转速为95%状态时,收 敛形流道和直线形流道下各畸变指数随插板相对插 入深度的变化情况分别如图 4、5 所示。从图 4 中可 见,收敛形流道结构随插板插入深度的增加,在 H≤ 45%之前, $\Delta \overline{\sigma_0}, \varepsilon_w$ 和 W 均随插板深度增加而逐渐增 大;但当H>45%之后, $\Delta\overline{\sigma_0}$ 开始逐渐减小,流场也逐 步趋于均匀, *ɛ*_a 增速变缓,综合效应使得 W 逐渐减 小,其原因是由于收敛段的存在,加剧了没有插板一 侧的气流向有插板一侧流动,造成与插板后的分离气 流掺混增强,使得流场趋向均匀化,畸变程度减弱。插 板插入越深,收敛段起到的作用越明显,当插板深入 到 H=45%后,掺混强度增幅超过了畸变的增加速度, 此时稳态畸变指数不增反减,在 $\overline{H}=50\%$ 时 $\Delta \overline{\sigma_0}$ 减小 到 3.1%, ε_w 增大到 7.7%, ₩ 减小到 10.8%。 从图 5 中 可见,各畸变参数 $\Delta \overline{\sigma_0}, \varepsilon_w$ 和 W 均随插板深度增加而 增大,且在相同的插板插入深度位置,各畸变参数都 比图 4 中参数增大明显,进一步说明了收敛段的存在 加强了高、低压区的气流掺混:在H=23%位置时发动 机进入不稳定状态, $\Delta \overline{\sigma_0}$ 、 ε_{av} 和 \overline{W} 分别为 10.4%、5.9% 和 4.5%。





3.2 AIP 截面流场不均匀性

插板深入流道后,气流在经过插板后会形成低压 区,没有插板的流道部分气流则是相对的高压区,AIP 截面高、低压区气流压力周向分布,反映了流场的不 均匀性。发动机在低压相对换算转速为 95%状态下 不同插板位置时,收敛形流道和直线形流道 AIP 截面 气流压力的周向分布情况如图 6、7 所示。从图 6 中可 见,收敛形流道结构中 H 从 10%增加到 43%,在 AIP 截面气流高压区和低压区形成的压力差别逐渐增大, 当插板深度 H 增加到 50%、54%时,高压区和低压区 的压力差别又逐渐减小,此时 AIP 截面流场的不均匀 性也减弱,该流场不均匀性的变化过程与 $\Delta \overline{\sigma_0}$ 变化过 程一致;且插板深度较大时低压区的范围变化并不明



显。对比图 7 可见,直线形流道结构中 H 从 10%增加 到 25%,在 AIP 截面气流高压区和低压区形成的压 力差别均逐渐增大,且低压区范围随插板深度增加也 明显扩大。

4 畸变流场模拟计算

从上述发动机进气畸变试验可见,收敛形和直线 形流道结构下发动机进口畸变流场存在较大差异,尽 管收敛形流道的工程应用较少,但为了进一步细致地 了解2种流道结构下气流在整个进气流道内的具体流 动情况,本文利用建立的发动机低压转速100%设计状 态下进气流道段3维模拟收敛网格,计算了2种流道 结构下发动机设计状态的进气流场沿轴向压力变化和 AIP 截面压力周向分布的情况,进而从侧面定性分析2 种进气流道对发动机进口流场的影响,以补充说明不 同流道和插板位置下的发动机进口流场形态。

4.1 轴向压力变化

2种流道结构在 H=30%、40%和 50%状态下进气 流道轴向压力变化计算结果分别如图 8~10 所示。从 图中对比可见,在相同的插板位置下收敛形流道高压

图 8

区气流经收敛段后有向 流道中部流动的趋势,加 强了与插板后低压区气 流的掺混,使流场相对变 均匀,且相对直线段的气 流附面层也明显增厚;当 H=30%时,插板后收敛段 形成的低压区还较明显, H=50%时,收敛段后的气 流掺混作用更加显著,沿 轴向流场畸变程度逐渐 减弱,使得 $\Delta \overline{\sigma_0}$ 相对减 小;而直线形流道在插板 后始终可形成相对明显 的低压区, 目随插板深度 增加,低压区的范围逐渐 变大。

图 9 H =40% 气流压力 沿轴向变化

H=30%气流压力

沿轴向变化

图 10 H =50%气流压力 沿轴向变化

4.2 AIP 截面压力分布

H=30%、40%和 50%状态下模拟计算得到的 2 种流道结构在 AIP 截面压力周向分布分别如图 11~13

所示。对比图中2种流道结构下 AIP 截面周向压力分 布可见,在相同的插板深度下直线形流道 AIP 截面形 成的低压区压力明显低于收敛形流道的,且低压区形 成的角度范围更接近于插板插入流道后堵塞流道的 角度;而且随插板深度的增加,直线形流道 AIP 截面 高、低压区之间的区分更显著,高、低压区压力差别也 较收敛形流道的明显增大,其展现的流场形态与发动 机进气畸变试验结果相一致,可见直线形流道结构可 以较好地保持发动机进口高、低压区的流场形态。



(a) 收敛形流道



5 结论

(1)通过发动机进气总压畸变试验和理论模拟计 算表明,收敛形和直线形流道结构对发动机进口畸变 流场影响程度明显不同,直线形流道结构可以更好地 表征发动机进口存在高、低压区的畸变流场形态。

(2)收敛形流道结构在插板深度大于 45%后,畸 变气流在插板后的掺混作用加强,稳态周向畸变指数 开始出现下降,且随插板深度增加,稳态周向畸变指数明显减小,发动机进口流场趋向均匀。

(3)线形进气流道结构随插板深度增加,各畸变 畸变指数均逐渐增大,不同插板位置下形成的高、低 压区划分清晰,相同插板深度下进口流场畸变程度相 对于收敛形流道结构明显增大。

参考文献:

- LUO Ju. Effects of circumferential inlet total-pressure distortion on a compressor [C]// Thailand: Proceedings of the 2009 International Conference on Computer and Automation Engineering, 2009:356–358.
- Hale, Alan Chalk. Turbine engine analysis compressor code TEACC II – multi-stage compressors and inlet distortion[R]. AIAA-1999-3214.
- [3] 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.
- [4] 黄顺洲,胡骏.进气畸变对发动机稳定性影响的分析模型
 [J]. 推进技术,2006,27(5):426-430.
 HUANG Shunzhou, HU Jun Model of the effect of inlet flow

distortions on engine stability [J] Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(5):426-430.(in Chinese)

[5]张环,胡骏,刘大响,等.旋转总压畸变对压气机稳定性影响的二维不可压缩模型[J].航空动力学报,2009,24(8): 1773-1784.

ZHANG Huan, HU Jun, LIU Daxiang, et al. Two-dimensional incompressible model of effects of rotating inlet distortion on flow instability in compression systems[J]. Journal of Aerospace Power, 2009,24(8):1773–1784. (in Chinese)

[6] 程邦勤, 王旭, 陶增元. 进气压力畸变对某型涡扇发动机性

能的影响[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),2004,5(4): 4-7.

CHENG Bangqin, WANG Xu, TAO Zengyuan. Effect of inlet pressure distortion on performance of one turbfan engine [J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition) ,2004,5(4):4-7. (in Chinese)

- [7] 桑增产,江勇,孔卫东,等.某型涡喷发动机进气压力畸变的 试验研究[J]. 航空动力学报,2001,14(1):38-45.
 SANG Zengchan, JIANG Yong, KONG Weidong, et al. Research on inlet pressure distortion test for turbojet engine[J]. Journal of Aerospace Power,2001,14(1):38-45. (in Chinese)
- [8] 陆传华,陈宝延,赵英,等.涡轮喷气发动机抗畸变流场模拟 试验研究[J]. 推进技术,2001,22(6):464-467.
 LU Chuanhua, CHEN Baoyan, ZHAO Ying, et al. Experimental research on the simulation of distortion flow field for turbojet engine distortion test [J]. Journal of Propulsion Technology, 2001,22(6):464-467. (in Chinese)
- [9] 李文峰,马利东,王永生,等.某涡扇发动机压力畸变评定技术[J]. 西北工业大学学报,2003,21(5):540-543.
 LI Wenfeng, MA Lidong, WANG Yongsheng, et al. Method and experimental facility for assessing pressure distortion of a certain turbofan engine [J] Journal of Northwestern Polytechnical University, 2003,21(5):540-543. (in Chinese)
- [10] 刘大响,侯敏杰,叶培梁,等.GJB/Z 64A-2004 航空涡轮喷 气和涡轮风扇发动机进口压力畸变评定指南 [S].北京:国 防科学技术工业委员会,2004.

LIU Daxiang, HOU Minjie, YE Peiliang, et al. GJB/Z 64A–2004 inlet pressure distortion evaluation guide on aircraft turbojet and turbofan engine [S]. Beijing: Science Technology and Industry for National Defense Committee, 2004. (in Chinese)

(上接第 41 页)

(in Chinese)

版社, 2005:170-174.

- [10] 孙泽晖, 蔡元虎, 屠秋野. 带混排涡轮级间燃烧的涡扇发动机循环参数[J]. 推进技术, 2010, 31(2): 139-142.
 SUN Zehui, CAI Yuanhu, TU Qiuye. Parametric cycle analysis of mixed exhaust turbofan with interstage turbine burner [J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(2):
- 139-142. (in Chinese) [11] 廉筱纯, 吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安:西北工业大学出

LIAN Xiaochun, WU Hu. Aviation engine principle [M]. Xi' an: Northwestern Polytechnical University Press, 2005: 170–174. (in Chinese) [12] 骆广琦, 桑增产, 王如根. 航空燃气涡轮发动机数值仿真[M]. 北京:国防工业出版社, 2007:49-58.

LUO Guangqi, SANG Zengchan, WANG Rugen. Numerical methods for aviation gas turbine engine simulation [M]. Beijing:National Defense Industry Press, 2007:49-58. (in Chinese)

[13] 李建锋, 吕俊复. 涡轮燃烧技术在涡扇发动机上的应用分析[J]. 空气动力学学报, 2010, 28(3): 358-363.

LI Jianfeng, LYU Junfu. Performance study of technology combustion inside turbine using in fanjet [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2010, 28(3):358–363. (in Chinese)