

亚声速进气道出口流场畸变控制研究^{*}

王 健, 李应红, 张百灵

(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

摘 要: 一种亚声速进气道出口流场存在较严重的总压畸变, 为改善其出口流场品质, 抑制总压畸变, 首先分析了引起总压畸变的原因, 即进气道扩张段内边界层发生分离; 其次提出了在进气道内安装叶片式涡流发生器的流动控制方法, 并进行了仿真验证; 最后进行了进气道缩比模型的风洞试验。试验结果表明, 在进气道设计马赫数 (0.65) 和非设计马赫数 (0.21) 条件下, 安装叶片式涡流发生器后, 在流量系数 0.4~0.85 范围内, 进气道出口流场的综合畸变指数分别平均降低 14.7% 和 23.8%, 因此验证了流动控制方法的有效性。

关键词: 涡轮喷气发动机; 进气道; 进气道畸变; 边界层分离; 风洞试验

中图分类号: V211.48 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2010) 02-0143-04

Investigation on flow distortion control of a subsonic inlet

WANG Jian, LI Ying-hong, ZHANG Bai-ling

(Engineering Inst., Air Force Engineering Univ., Xi'an 710038, China)

Abstract In order to suppress the total pressure distortion at the exit plane of a subsonic inlet, the cause was analyzed and it indicated that the boundary layer separated severely in the inlet diffuser section. Then the flow control method of vane-type vortex generators (VG) was proposed, and the simulation results showed that vane-type VG were effective to suppress flow separation. Finally, the wind tunnel experiment of inlet scale model with or without vane-type VG was developed. When operating at design Mach number (0.65) and off-design Mach number (0.21), respectively, the vane-type VG averagely decreased the inlet distortion index by 14.7% and 23.8%, respectively with flow coefficient of 0.5~0.85. This demonstrated that the proposed flow control method is effective.

Key words Turbojet engine; Inlet; Inlet distortion; Boundary layer separation; Wind tunnel test

1 引 言

一种亚声速飞机现有动力装置为某型涡喷发动机, 由于其推力小, 耗油率大, 并且寿命低, 已不能满足现代作战性能需求, 因此需要更换推力大、耗油率小以及寿命高的涡扇发动机。在换装涡扇发动机时, 由于发动机的需气量和进口直径增大, 使得改装的进气道从中段到发动机进口的转接段扩张角很大 (大于 20°), 进气道结构如图 1 所示。数值仿真结果表明, 该扩张段内气流发生分离, 在进气道出口截面上产生较大区域的总压畸变。进气道出口总压畸变会降低发动机稳定裕度, 特别是在空中机动飞行时, 进气流场恶化会进一步增加发动机稳定裕度的损失, 有

可能导致发动机工作不稳定。同时进气道总压恢复系数也会降低, 使发动机有效推力减小 (总压恢复系数降低 1%, 推力相应降低 1% 以上)。通过对地面状态下进气道试验结果与发动机插板式进气总压畸变试验结果的对比分析发现, 虽然进气道的出口流场总压畸变强度在发动机稳定工作的可承受范围之内, 但余量较小, 存在较大风险。因此, 进气道与发动机的流场匹配问题是该型亚声速飞机换装涡扇发动机必须解决的关键技术问题, 需要对该进气道采取流动控制措施, 抑制出口流场总压畸变, 以满足发动机稳定工作的要求。

造成气流分离的原因有两个^[1~3], 一是扩张段内气流扩张角过大, 边界层气流在大的逆压梯度下易发

* 收稿日期: 2009-01-12 修订日期: 2009-05-08。

基金项目: 空军重点科研项目; 空军工程大学工程学院优秀博士学位论文创新基金项目 (BC08001)。

作者简介: 王 健 (1984—), 男, 博士生, 研究领域为航空发动机稳定性与流动控制。Email: wj0555029@163.com

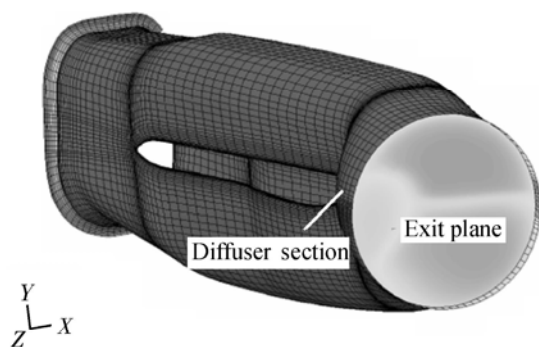


Fig 1 Structural sketch of the subsonic inlet

生分离;二是由于气流自身的粘性作用。针对边界层分离问题,目前已出现多种流动控制方法来抑制或延缓分离,大致分为被动控制和主动控制两大类。被动控制不需要外界能源激励,包括表面处理、叶片式涡流发生器等;而主动控制则需要外界能源的激励,包括边界层吹吸、机械变形激励器、射流激励器、声压激励器和等离子体激励器等。边界层吹吸方法已得到工程应用,而其它主动控制方法,目前大多停留在基础和应用基础研究阶段,尚不成熟,离工程应用还有一定距离。因此被动控制方法在当今的进气道流动控制领域仍得到广泛应用,如:叶片式涡流发生器成功应用到美军 F/A-18 战斗机进气道^[4]、国内某 Y 形进气道^[5]和弹用埋入式进气道^[6]上。

针对该亚声速进气道扩张段内气流分离引起出口截面上总压畸变的问题,本文提出了相应的流动控制方法,用以改善流场品质,并进行了初步的仿真验证。其次设计了流动控制附件,进行了进气道缩比模型的风洞试验,分别在进气道设计状态以及非设计状态下,验证所提出流动控制方法的有效性,以及考察其改善进气道性能的程度。

2 流动控制方法的提出

参考国内外研究成果,为方便工程应用,本文提出了采用叶片式涡流发生器抑制/延缓进气道扩张段内边界层气流分离的流动控制方法。叶片式涡流发生器的流动控制原理是利用其尾迹区的涡流将主流能量注入到边界层低能气流中,以增强掺混,从而抑制/延缓边界层分离。

图 2 为马赫数 0.3 时的进气道加装叶片式涡流发生器前后的计算结果(流线图)。从图 2(a)中可以看出,无叶片式涡流发生器时,进气道扩张段内边界层气流发生分离,产生较大的涡流区,使得进气道出口截面上出现低总压区,流场发生总压畸变。因此为抑制/延缓边界层分离,在分离区之前加装叶片式涡流发生器,设计叶片式涡流发生器尺寸为:长 152 mm,高 114 mm,厚 9.5 mm,与来流成 15° 攻角,从图 2(b)的计算结果可以看出,加装叶片式涡流发生器后,进气道扩张段内分离区得到较好抑制,未出现明显的涡流区。因此叶片式涡流发生器能够在该进气道内发挥流动控制功效,改善其出口流场品质。

3 试验条件

3.1 叶片式涡流发生器设计

风洞试验模型为带前机身的左进气道 1:19 全金属缩比模型。文献[7]指出,对于 S 弯进气道的边界层分离抑制问题,同转形式的叶片式涡流发生器的控制功效优于反转形式,并且需要将叶片式涡流发生器安装在边界层分离点的稍前方,才能有效地抑制边界层分离。因此,本文的叶片式涡流发生器(见图 3)设计为同转形式,上下各一对,垂直安装在进气道扩张

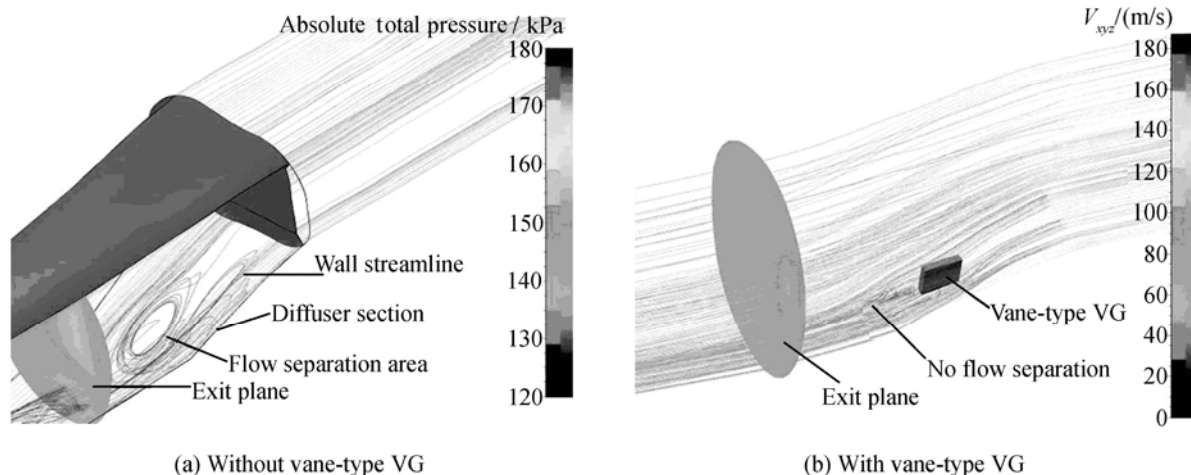


Fig 2 Simulation results for flow control effect of vane-type VG

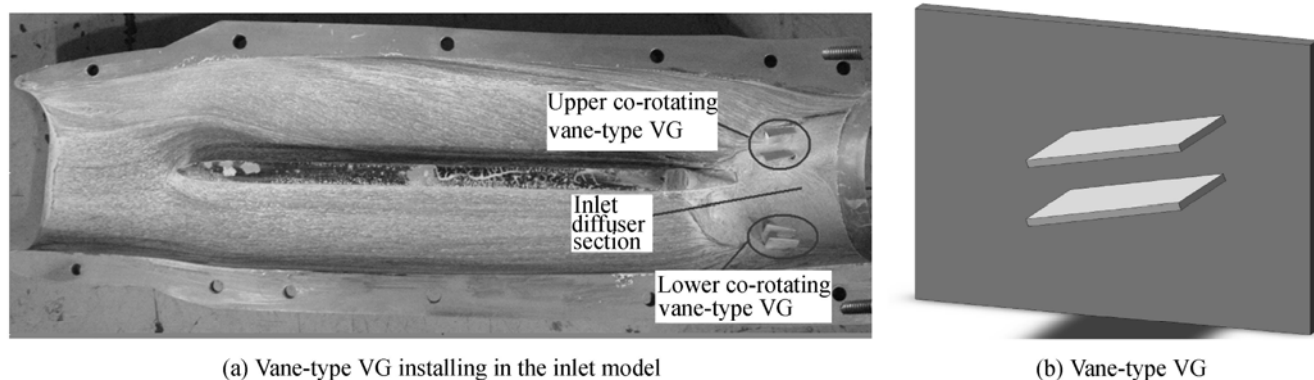


Fig 3 Vane-type VG

段前的内壁面上,如图 3(a)所示。每对由平行的两个小金属片组成,如图 3(b)所示,长为 8 mm,厚度为 0.5 mm,间距为 4 mm。高度为其关键设计参数,文献[8]指出,当叶片式涡流发生器高度与当地边界层高度相当时,控制分离的能力最优。根据边界层(假定进气道内为湍流边界层)高度估计的经验公式: $\delta = 0.37xRe_x^{-0.2}$, 式中 δ 为当地边界层高度, x 为特征长度, Re_x 为当地雷诺数,在进气道设计马赫数(0.65)风洞来流条件下,对于进气道缩比模型,估算叶片式涡流发生器前缘点处的边界层高度约为 6 mm,因此,叶片式涡流发生器的高度设计为 6 mm。叶片式涡流发生器与来流的攻角设计为 15° ,使其成为小的升力面,当气流流过后,会产生纵向脱落涡,来诱导主流高能气流与边界层内低能气流有效掺混。

3.2 试验风洞和测试系统

进气道缩比模型试验是在中国航空空气动力研究院 FL-8 低速风洞和 FL-2 高速风洞中进行的。风洞试验段内的进气道模型如图 4 所示。



Fig 4 Inlet scale model in wind tunnel test section

进气道模型后接有测量段,测量截面上分布有 30 个点的“水”字形稳态总压测量耙、6 个动态总压测量点和 6 个壁面静压测量点。在每次试验过程中,进气道的流量系数在 0.35~0.95 之间取 6 个点,由

接在测量段后的流量调节锥进行调节。试验数据的主要分析方法为:根据测量截面上获得的静压数据、稳态总压数据和动态总压数据,计算不同流量系数下的进气道总压恢复系数 σ 和综合畸变指数 W ,以此来表征进气道性能。

4 试验结果

该亚声速进气道的设计马赫数为 0.65,因此风洞内进气道模型的设计马赫数也为 0.65。首先需要考察在进气道模型设计马赫数条件下,叶片式涡流发生器对进气道性能的影响;其次,还需要考虑进气道非设计马赫数条件下的进气道性能影响,由于该亚声速飞机飞行速度一般不会超过设计马赫数,基本无机动动作,因此,重点考察低于设计马赫数条件下的非设计状态性能,如起飞、降落状态等。在风洞试验中,该非设计马赫数选定为 0.21。在进气道性能对比过程中,迎角、侧滑角都选定为 0° 。

4.1 设计马赫数条件下

叶片式涡流发生器的试验结果见表 1,从中可以得出,进气道流量系数 ϕ 在 0.4~0.85 内,安装叶片式涡流发生器后,进气道总压恢复系数 σ 平均提高 0.9%,其中最大提高 2.3%,综合畸变指数 W 平均降低 14.7%,其中最大降低 17.1%,这说明叶片式涡流发生器较大地改善了进气道性能。

4.2 非设计马赫数条件下

非设计马赫数选为距离设计马赫数较远的低速条件下,试验马赫数为 0.21。

进气道内有、无叶片式涡流发生器的试验对比分析结果见表 2。由表可见,流量系数 ϕ 在 0.5~0.85 范围内时,安装叶片式涡流发生器后,进气道总压恢复系数 σ 平均提高 0.4%,综合畸变指数 W 平均降低 23.8%,其中,最大降低 27.6%,这说明在低速来

Table 1 Effects of vane-type VG on the inlet performance at design Mach number							
Without VG	ϕ	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.85
	σ	0.9922	0.9881	0.9827	0.9723	0.9587	0.9459
	W	0.0101	0.0152	0.0224	0.0322	0.0456	0.0562
With VG	ϕ	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.85
	σ	0.9937	0.9911	0.9866	0.9803	0.9727	0.9679
	W	0.0090	0.0126	0.0189	0.0278	0.0391	0.0469
Relative performance improvement(%)	$\Delta\sigma$	0.2	0.3	0.4	0.8	1.5	2.3
	ΔW	-10.9	-17.1	-15.7	-13.7	-14.3	-16.5

Table 2 Effect of vane-type VG on the inlet performance at off-design Mach number						
Without VG	ϕ	0.5	0.6	0.7	0.8	0.85
	σ	0.9899	0.9851	0.9785	0.9670	0.9591
	W	0.0134	0.0212	0.0317	0.0486	0.0598
With VG	ϕ	0.5	0.6	0.7	0.8	0.85
	σ	0.9917	0.9876	0.9822	0.9722	0.9640
	W	0.0097	0.0160	0.0244	0.0374	0.0473
Relative performance improvement(%)	$\Delta\sigma$	0.2	0.3	0.4	0.5	0.5
	ΔW	-27.6	-24.5	-23.0	-23.0	-20.9

流条件下,叶片式涡流发生器同样具备较好的畸变抑制能力。

4 结 论

(1)针对亚声速进气道与换装发动机流场匹配中存在的气流分离问题,提出了在进气道内安装叶片式涡流发生器抑制分离的流动控制方法,进气道缩比模型风洞试验结果表明,该流动控制方法是有效的。

(2)风洞试验结果表明,在进气道设计马赫数(0.65)条件下,安装叶片式涡流发生器后,进气道总压恢复系数平均提高0.9%,综合畸变指数平均降低14.7%。

(3)风洞试验结果表明,在进气道非设计马赫数(0.21)条件下,安装叶片式涡流发生器后,进气道总压恢复系数平均相对提高0.4%,综合畸变指数平均相对降低23.8%。

参考文献:

[1] 刘大响,叶培梁,赵景芸,等. 航空发动设计手册 进排气装置分册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000

[2] 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

[3] Anderson J.M. Non-intrusive sensing and feedback control of serpentine inlet flow distortion[D]. Virginia Virginia Polytechnic Institute and State University, 2003

[4] Anderson B.H. The aerodynamic characteristics of vortex ingestion for the F/A-18 inlet duct[R]. AIAA 1991-130

[5] 黄国平,杨德华,梁得旺,等. 利用边条涡抑制 Y 形进气道流场畸变[J]. 航空学报, 2000, 21(2): 113~117.

[6] 任三星,李学来,郭容伟. 埋入式进气道流场控制研究[J]. 航空学报, 2000, 21(3): 226~229

[7] Towne C.E. Anderson B.H. Numerical simulation of flows in curved diffusers with cross-sectional transitioning using a three dimensional viscous analysis[R]. AIAA 1981-0003

[8] Kunik W.G. Application of a computational model for vortex generators in subsonic internal flows[R]. AIAA 1986-1458

(编辑:姚懿巧)