

一种双 S 弯非常规进气道地面 工作状态的试验

靖建朋, 郭荣伟

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏南京 210016)

摘 要: 对一种双 S 弯非常规进气道进行了地面工作状态下的试验研究, 得到了该类进气道的地面工作特性, 结果表明: (1) 双 S 弯非常规进气道在地面工作状态下, 随着出口马赫数的增加, 总压恢复系数呈下降趋势; 稳态周向畸变指数、紊流度和综合畸变指数均上升; 稳态径向畸变指数变化不大。(2) 与飞行状态下的高速风洞流场控制试验研究结果相比, 在相同的出口马赫数下, 地面抽吸试验中进气道出口截面的总压恢复系数较低, 稳态周向畸变指数、紊流度和综合畸变指数较大, 本研究的双 S 弯非常规进气道在出口马赫数 $Ma_e = 0.45$ 时, 总压恢复系数为 0.90, 稳态周向畸变指数达到了 9.24%, 紊流度为 4.6%, 综合畸变指数为 13.85%, 畸变比较大, 超出了一般发动机的承受范围。(3) 在地面抽吸状态下, 进气道出口马赫数 $Ma_e \leq 0.37$ 时, 综合畸变指数 $W \leq 10\%$, 说明发动机可在适当的降转速下稳定工作, 随着飞机在地面滑行速度的增加, 满足发动机稳定工作要求的进气道最大出口马赫数不断增加。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 双 S 弯; 非常规进气道; 地面工作状态; 地面抽吸; 地面滑行; 总压恢复系数; 畸变指数

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Experimental study of a serpentine inlet under ground running

JING Jian peng, GUO Rong wei

(College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: Experiments of a serpentine inlet under ground running have been done and described in this paper. The study was performed in a low speed wind tunnel with an independent air pumping system. It contains air pumping tests at zero and different speeds of the free stream. The results show that: (1) When the inlet Mach number of the flow at exit increases, the total pressure recovery decreases, and the circular steady total pressure distortion coefficient, turbulence intensity and synthesis distortion increase. In comparison with the results measured in high speed wind tunnel tests for the serpentine inlet at the same exit Mach number, the total pressure recovery is lower and the circular steady total pressure distortion coefficient, turbulence intensity and synthesis distortion are larger. (2) Under ground air-pump running, when the serpentine inlet is running at the exit Mach number $Ma_e = 0.45$, the total pressure recovery coefficient equals 0.90, circular steady total pressure distortion coefficient equals 9.24%, turbulence intensity equals 4.6%, and synthesis distortion equals

13.85%, so it can be seen that the distortion of the flow delivered by the inlet may be too large to fit the engine. (3) When the air-pumping system and the wind tunnel are operating together, as it happens when the plane is ground taxiing, the performance of the inlet is getting better with the wind speed increasing.

Key words: aerospace propulsion system; serpentine inlet; ground running; air pumping; ground taxiing; total pressure recovery; distortion coefficient

随着无人作战系统的发展, 无人攻击机的隐身性能受到了世界各国的普遍关注。众所周知, 采用双 S 弯非常规进气道是提高无人攻击机(UCAV)隐身性能的一种有效途径^[1]。尽管双 S 弯非常规进气道的设计方法还不成熟, 流场控制难度也比较大, 但由于它具备能对发动机进口端面遮掩和便于吸波材料与结构措施的应用, 使得雷达波在传输过程中几近全部被吸收, 从而达到高隐身的效果, 以及与机身一体化设计, 可大大降低飞行器的迎风阻力等特点而引起了有关方面的高度重视。

国外对双 S 弯非常规进气道的研究始于上世纪末, 进行了一定的研究工作, 取得了较大的进展, 并且在美国的无人攻击机 X-45 和 X-47 上得到了应用。然而由于双 S 弯非常规进气道型面非常复杂, 内部流场存在复杂二次流和严重的流动分离, 因此总压恢复比较低, 出口流场畸变比较大^[2], 所以国外在实际应用中无一例外的对该类进气道运用了流场控制技术^[3-5]。国内对双 S 弯非常规进气道的研究起步比较晚, 但也取得了一定进展。文献[6]对一种双 S 弯非常规进气道进行了高速风洞流场控制试验研究, 利用一组扰流器对该进气道进行了飞行状态下的流场控制研究, 结果表明这种流场控制技术大大改善了该进气道飞行状态下的气动性能。然而, 目前国内外公开的文献报导主要集中在对双 S 弯非常规进气道飞行状态和流场控制方面的研究, 而对其地面工作状态的研究国内外尚未见文献报道。地面状态是飞机飞行包线必不可少的一个状态。在地面状态时, 发动机一般在最大工作状态或接近最大转速下工作, 此时发动机处于抽气状态, 进气道出口流场畸变比其他工作状态大, 易引起发动机喘振, 从而影响发动机正常工作^[7]。因此, 开展对双 S 弯非常规进气道地面工作状态的研究是必要的。

本研究对一种安装了扰流器的双 S 弯非常规进气道开展了地面工作状态下的试验研究。本试验研究由两部分组成: 一是在吸气式平台上通过

真空泵对进气道模型进行抽气的地面抽吸实验, 二是在具有吹/吸功能的进气道实验设备上利用真空泵对进气道模型进行抽气的同时开启低速风洞, 通过调节风洞的风速来模拟双 S 弯非常规进气道地面滑行状态的低速风洞实验。通过对所采集实验数据的处理和分析, 获得了该类非常规进气道的地面工作特性。

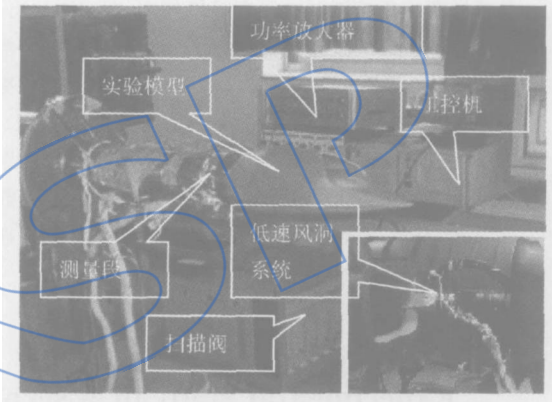


图 1 抽气系统(大图)、低速风洞系统(小图)及实验模型照片

Fig. 1 Photos of air-pumping system(the bigger), low-speed wind tunnel system(the smaller) and inlet model

1 试验设备与模型

本研究对一种双 S 弯非常规进气道模型进行了地面工作状态试验, 由地面抽吸试验和低速风洞试验两部分组成。两次实验分别在南京航空航天大学内流研究中心的 NH2100 吸气式试验台和 NH2102 低速风洞系统上进行。图 1 给出了吸气式试验台、低速风洞系统和实验模型的照片。

1.1 吸气式实验台

NH2100 吸气式实验台由总功率 200 kw 的 4 台水环式真空泵、低压稳定箱、模型安装座、开/关阀和旁路系统等组成, 抽气量为 3 kg/s。为了获得较宽范围的进气道出口马赫数, 地面抽吸试验使用了两台真空泵。进气道的不同出口马赫数是通过调节阀门开度控制旁路流量得到的, 出口马

赫数范围约为 0.22~ 0.57。

1.2 低速风洞系统

NH2102 低速风洞系统是具有吹/吸功能的低速开口回流式风洞系统,由低速风洞和吸气系统两部分组成。低速风洞的风速是通过调节风洞内驱动风扇所需交流电的频率来实现的,风速(安装模型后的速度)变化范围为 16 m/s~ 53 m/s;吸气系统使用了两台真空泵以获得所需的抽吸量,通过调节吸气管道上的旁路阀门可以控制其抽吸量,进气道出口马赫数的范围为 0.2~ 0.6。

1.3 试验模型

本文所试验的进气道模型如图 1 中所示。进气道与机身进行了融合设计,进气道进口与前机身保形相贯,呈类三角形,两斜边唇口为对称翼形。图 2 给出了该进气道实验模型的纵剖面图,如图所示,进气道内通道采用了双 S 形,第一个 S 弯出口即第二个 S 弯进口为椭圆,第二个 S 弯出口为圆截面,中间型面采用连续过渡。在进气道的第二个 S 弯进口上壁面沿横截面方向加装了五对涡流发生器,主要是为了改善飞行状态下进气道的流场^[6]。试验模型的具体几何参数参见文献^[6]。

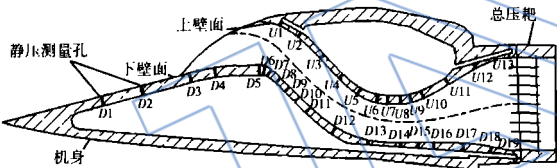


图 2 试验模型纵剖面示意图
Fig. 2 Sketch of the inlet model

1.4 测量系统

本试验的测量系统包括静/总压测量系统和动态压力测量系统,其测点在模型上的位置如图 2 所示。静/总压测量系统由静压测孔/总压探针、NetScanner Model 948RK 压力扫描阀和工作机组成,动态压力测量系统由 XCQ-062-25A 动态压力传感器、YF-3 型应变放大器、9114A/D 转换器和数据系统与处理计算机组成。

压力扫描阀由静压测孔和总压探针感受到压力信号,通过网卡传输到计算机,通过计算机输入命令读取、转换、存储稳态压力值,最终处理成所需要的性能数据。动态传感器的压力信号经过功率放大器放大,传输到数模转换器,获得了压力脉动的时间历程,并通过计算得到出口截面的紊流度 ϵ ,进而与稳态总压畸变指数 Δq_0 相加得到综合畸变指数 $W^{[7]}$ 。

2 试验结果及分析

本研究获得了双 S 弯非常规进气道的沿程静压分布曲线、出口截面总压分布图谱和流量特性等曲线。下文将分别对地面抽吸试验和低速风洞试验的试验结果进行分析。

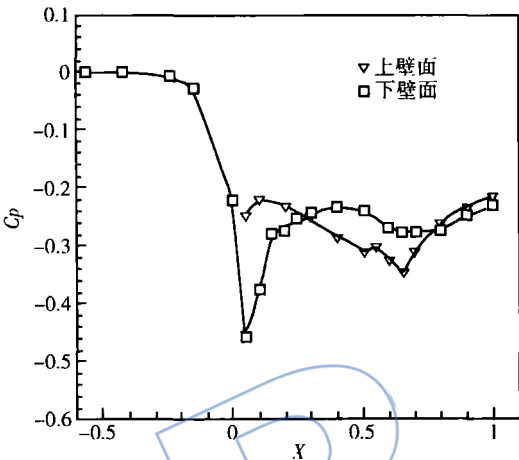


图 3 进气道上下壁面沿程静压系数 C_p 的分布曲线
Fig. 3 Static pressure coefficients along the walls of the inlet

2.1 地面抽吸试验结果分析

图 3 给出了在匹配点处 ($Ma_e = 0.45$), 双 S 弯非常规进气道上下壁面的沿程静压系数 C_p 的分布曲线。由图可知, $D1 \sim D3$ 的静压几乎没有变化, $D3 \sim D6$ 静压有较大的下降。这是由于在地面抽吸状态下,气流从各个方向进入进气道内,离进气道进口较远的前机身部分 ($D1 \sim D3$ 段) 气流速度变化不大,而在靠近进气道进口的机身部分 ($D3 \sim D6$ 段) 流管收缩,气流有较大的加速。仔细观察图 3 可以看出,进气道内部 ($X > 0$ 区域) 的静压分布曲线具有明显的双 S 弯特征:在进气道的第一个 S 弯 ($0 < X < 0.65$) 的前半部分由于下壁面的曲率半径比上壁面小,所以下壁面的静压较低,后半部分由于下壁面曲率半径大于上壁面,造成了下壁面的静压高于上壁面,因此第一个 S 弯上下壁面的静压分布呈如图所示的“X”型分布,这是一种典型的 S 弯进气道沿程静压分布规律;在进气道的第二个 S 弯,如图所示,上下壁面的静压分布也呈现了典型 S 弯进气道沿程静压的“X”型分布规律,值得注意的是在上壁面的前端 $U6 \sim U7$ 段出现了一个较小的静压平台,表明此处气流可能发生了分离。此外,从图上还可以看出,进气道出口的静压高于进气道进口的静压,说明进气道起到了对气流扩压的作用。

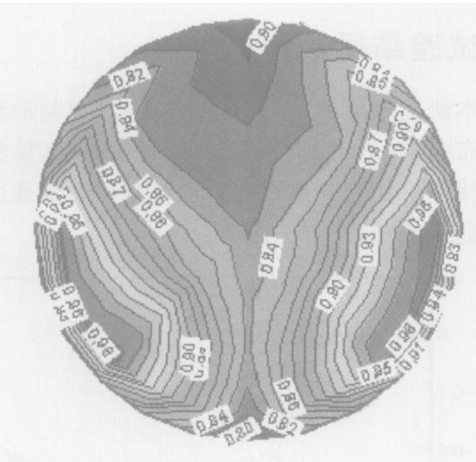


图 4 $Ma_e = 0.45$ 时, 进气道出口截面总压恢复系数图谱

Fig. 4 Contours of the total pressure recovery coefficient at the exit

如图 4 所示, 进气道出口截面的总压呈左右对称分布, 在出口截面的左右两侧各存在一个比较大的高压区, 而在出口截面的上下方各存在一个的低压区, 其中上方的低压区相对较大。这是因为, 一方面, 地面抽吸试验中, 在第一 S 弯出口附近 ($U6 \sim U7$ 段) 发生了流动分离, 从而形成了出口截面上方较大的低压区; 另一方面, 由于第二个 S 弯的作用, 在出口截面的下方也形成了一对强度较大的涡, 从而形成了出口截面较小的低压区。

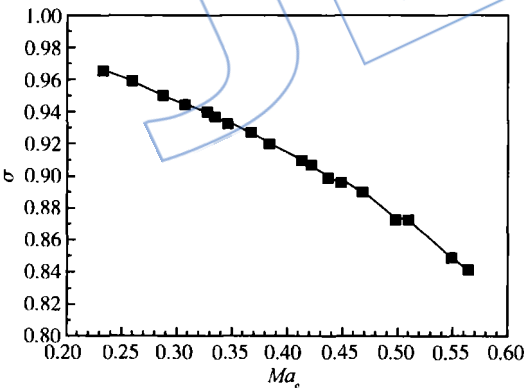


图 5 进气道出口截面总压恢复系数随出口马赫数 Ma_e 的变化曲线

Fig. 5 Total pressure recovery coefficient versus Mach number at the exit

如图 5 所示, 随着出口马赫数的增加, 总压恢复系数呈下降趋势。地面抽吸试验研究在匹配点 ($Ma_e = 0.45$) 处, 总压恢复系数 $\sigma = 0.90$; 高速风洞试验研究结果^[6]显示在匹配点 ($Ma_\infty = 0.80$, $Ma_e = 0.45$) 总压恢复系数 $\sigma = 0.953$ 。与高速风

洞试验研究的相应结果相比, 相同出口马赫数下地面抽吸试验中的总压恢复系数较低, 这是因为在地面抽吸状态下低速来流从各个方向流入进气道, 唇口内侧面产生了局部气流分离, 同时进口处流场不均匀, 使通道内气流掺混损失比飞行状态大的缘故。

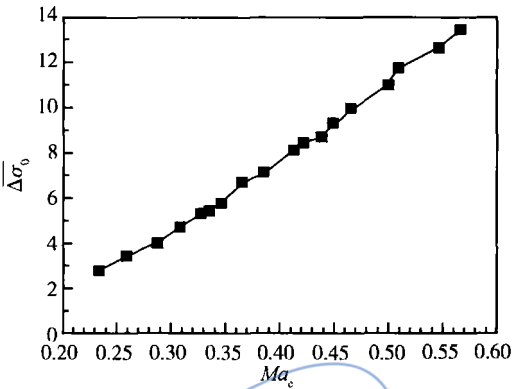


图 6 出口截面稳态周向畸变指数随出口马赫数 Ma_e 的变化曲线

Fig. 6 Circular steady total pressure distortion coefficient versus Mach number at the exit

图 6 给出了本研究进气道出口截面稳态周向畸变指数 $\Delta\sigma_0$ 随出口马赫数 Ma_e 的变化曲线。出口截面的稳态周向畸变随着出口马赫数的增加有较大增加, 在 $Ma_e = 0.45$ 时, 稳态周向畸变指数 $\Delta\sigma_0$ 达到了 9.24%; 与相应的高速风洞流场控制试验结果相比较, 在地面抽吸试验中, 出口截面的稳态周向畸变比较大。

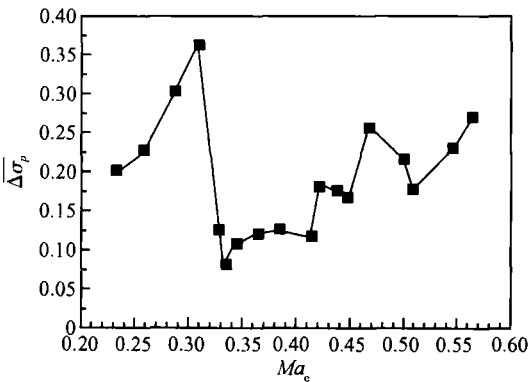


图 7 出口截面稳态径向畸变指数随出口马赫数 Ma_e 的变化曲线

Fig. 7 Radial steady total pressure distortion coefficient versus Mach number at the exit

图 7 是进气道出口截面稳态径向畸变指数 $\Delta\sigma_r$ 随出口马赫数 Ma_e 的变化曲线。由图 7 可知, 随出口马赫数的增加, 双 S 弯非常规进气道的径向畸变指数的数值及其变化都很小, 在地面抽

吸试验研究范围内不超过 0.4%。这说明了在地面抽吸状态下进气道内气流在径向的畸变不会对发动机产生严重影响。

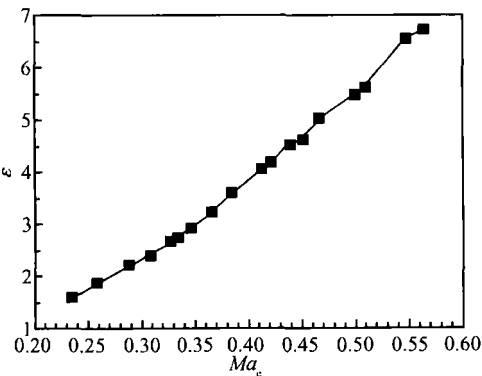


图 8 出口截面紊流度随出口马赫数 Ma_e 的变化曲线
Fig. 8 Turbulence intensity versus Mach number at the exit

图 8 给出了出口截面紊流度 ϵ 随出口马赫数 Ma_e 的变化曲线。在地面抽吸试验中, 出口截面紊流度随着出口马赫数的增加逐渐上升, 在 $Ma_e = 0.45$ 时, 紊流度 $\epsilon = 4.6\%$ 。这说明了, 在地面抽吸状态下随着出口马赫数的增加, 出口气流压力脉动急剧增强。

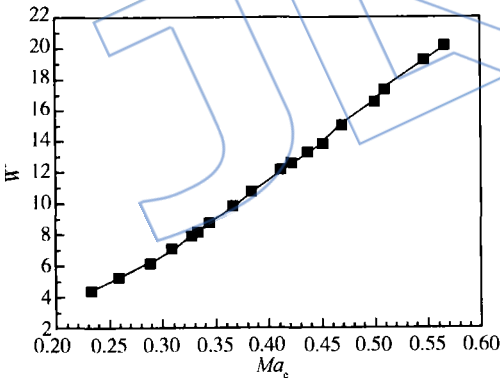


图 9 综合畸变指数随出口马赫数 Ma_e 的变化曲线
Fig. 9 Synthesis distortion coefficient versus Mach number at the exit

图 9 是出口截面综合畸变指数 W 随出口马赫数 Ma_e 的变化曲线。由图可知, 综合畸变指数随出口马赫数的增加而增大, 在 $Ma_e = 0.45$ 时, 综合畸变指数达到了 13.85%, 超出了一般航空发动机的承受范围($W \leq 10\%$)。而在 $Ma_e = 0.37$ 时, 综合畸变指数等于 10%。可见, 对本研究进气道来说 $Ma_e = 0.37$ 是地面抽吸状态下, 双 S 弯非常

规进气道满足发动机要求的最大出口马赫数。

2.2 低速风洞试验结果分析

本研究还利用具有吹/吸功能的进气道实验装置在不同自由流风速和不同的进气道出口马赫数下对双 S 弯非常规进气道进行了试验, 旨在得到该类进气道在地面滑行状态下的工作特性。试验中所用风速(安装模型后)分别为 16, 23, 29, 35, 41, 47, 53 m/s。

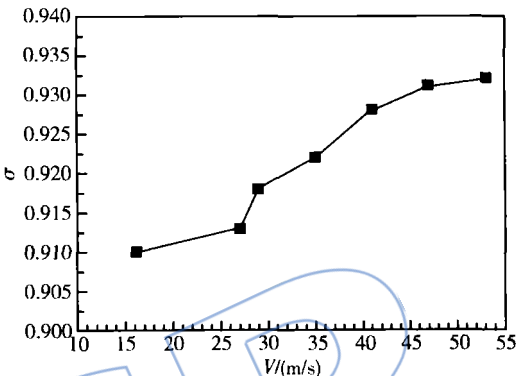


图 10 $Ma_e = 0.45$ 时出口截面总压恢复系数随风速的变化
Fig. 10 Total pressure recovery coefficient versus wind speeds ($Ma_e = 0.45$)

由图 10 可知, 在匹配点处(出口马赫数 $Ma_e = 0.45$), 随着自由流风速的增加, 双 S 弯非常规进气道的总压恢复系数呈缓慢上升趋势。这是由于随着风速的增加, 从前方流入进气道的气流所占比重大, 这不仅减小了进气道内唇口的流动分离而且也减小了进气道内气流的掺混损失, 从而造成了总压恢复系数上升。图 11 给出了进气道出口马赫数 $Ma_e = 0.45$ 时, 出口截面上稳态周向畸变指数 $\overline{\Delta\alpha}$ 、紊流度 ϵ 及综合畸变指数 W 随自由流风速的变化曲线, 可以看出各项参数随风速的提高都不断改善。但在此状态下, 进气道的综合畸变指数不仅大于文献[6]给出的飞行状态下的数值并且还超出了航空发动机一般所能承受的范围。因此, 双 S 弯非常规进气道在地面起飞过程中, 应该控制发动机转速, 否则将不利于发动机的正常工作。

由于航空发动机所能承受的综合畸变指数一般不超过 10%, 图 14 给出了本研究进气道在地面滑行状态下可使 $W \leq 10\%$ 的最大出口马赫数随风速的变化曲线。由图可知, 随着飞机在地面滑行速度由 0 上升到 53 m/s, 满足发动机稳定工作要求的进气道最大出口马赫数由 0.37 上升到

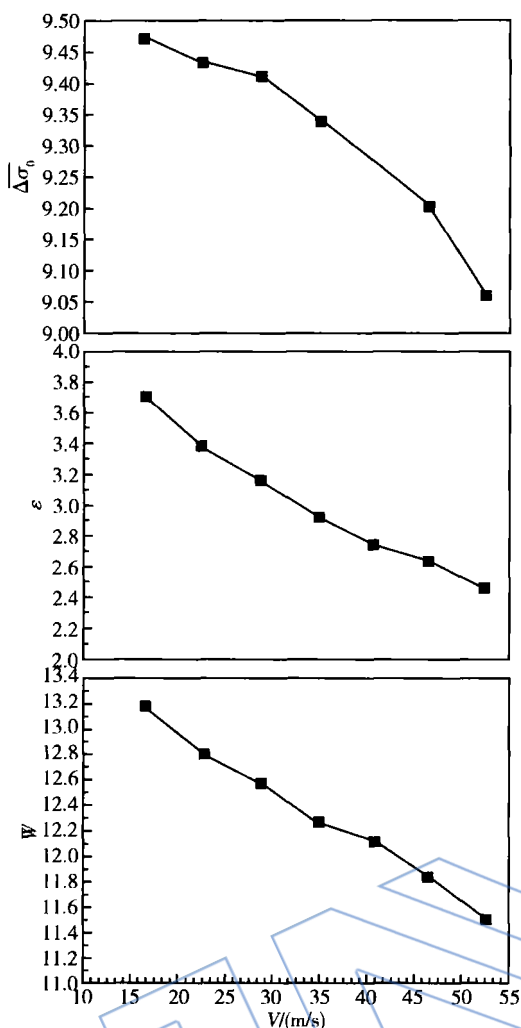


图 11 $Ma_e = 0.45$ 时出口截面稳态周向畸变指数、紊流度和综合畸变指数随风速的变化

Fig. 11 Circular steady total pressure distortion coefficient, turbulence intensity and synthesis distortion coefficient versus wind speeds ($Ma_e = 0.45$)

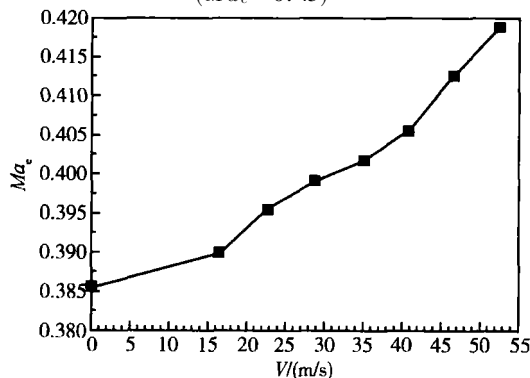


图 14 满足发动机稳定工作要求的最大出口马赫数随风速的变化

Fig. 14 Appropriate exit Mach number of the engine versus wind speeds

了大约 0.42。因此, 此类双 S 弯非常规进气道, 在没有采取更有效的流场控制措施之前, 地面起飞时, 应该降低发动机的转速, 随着滑行速度的增加可以缓慢的提高发动机转速。

3 结 论

通过上述分析可以得出如下结论:

(1) 双 S 弯非常规进气道在地面抽吸状态下, 出口流场畸变较大, 随着出口马赫数的增加, 性能不断下降。地面工作状态是该类进气道在整个飞行包线内最恶劣的工作状态。

(2) 在地面抽吸试验中, 双 S 弯非常规进气道工作在匹配点 $Ma_e = 0.45$ 时, 综合畸变指数 $W = 13.85\%$, 超出了一般发动机的承受范围。因此, 在地面抽吸状态时, 对本研究进气道而言, 在未采取其他技术措施前发动机应低转速运行。

(3) 随着自由来流即地面滑行速度的增加, 满足发动机稳定工作要求的进气道最大出口马赫数不断增加, 但本研究发现当风速达 53 m/s 时, 发动机仍不能在最大状态 ($Ma_e = 0.45$) 下安全工作, 因此当使用该类进气道时, 需要采用更有效的流场控制措施。

参考文献:

- [1] Gridley M C, Walker S H. Inlet and nozzle technology for 21st century fighter aircraft [R]. ASME Paper 96 GT 244, June 1996.
- [2] Michael J B, Zachary W. Flow Separation within the engine inlet of an uninhabited combat air vehicle (UCAV) [J]. Journal of Fluids Engineering, 2004, 126(2): 266-272.
- [3] Wallis V Collie, Robert Burgun, Stearns Neitzen, Charles E Hall Jr, and Ndaona Chokani. Advanced propulsion system design and integration for a turbojet powered unmanned aerial vehicle [R]. AIAA-2003-0415.
- [4] Angie Rabe, Jason Andeson. A facility for active flow control research in serpentine onlets [R]. AIAA Paper 2002-0510.
- [5] Harper DK, Leitch T A, Ng W F and Guillot S G. Boundary Layer Control and Wall Pressure Fluctuations in a Serpentine Inlet [R]. AIAA, 2000-3597.
- [6] Sun S, Guo R W. The serpentine inlet performance enhancement using vortex generator based flow control [J]. Chinese Journal of Aeronautics. 2006, 27(1): 10-16.
- [7] 王琴芳. 航空燃气涡轮发动机原理 [M]. 南京: 南京航空航天大学出版社, 2002.