

文章编号: 1000 8055(2008)09 1573-06

一种腹下 S 弯进气道低速大攻角下气动特性实验

翁小倬, 郭荣伟

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 对一种腹下 S 弯进气道进行了实验研究, 得到了低速大攻角下的气动特性, 结果表明: 随出口马赫数的增加, 腹下 S 弯进气道出口截面的总压恢复系数不断下降, 稳态周向畸变指数、紊流度和综合畸变指数均上升; 出口马赫数为 0.45 时, 进气道出口总压信号的功率谱在 220 Hz 处存在峰值, 内通道发生了局部流动分离; 与地面抽吸状态相比, 该进气道在低速大攻角状态下具有较高的总压恢复系数, 虽综合畸变指数也偏大, 但能够满足发动机正常工作的要求。

关 键 词: 腹下 S 弯进气道; 低速; 大攻角; 地面抽吸状态; 总压恢复系数; 畸变指数; 功率谱

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Investigation of pneumatic characteristics for a ventral S shaped inlet at high incidence and low speed

WENG Xiao chai, GUO Rong wei

(College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: The pneumatic characteristics of a ventral S-shaped inlet at high incidence and low speed were investigated experimentally. The results show that when the Mach number Ma_e of the flow at the exit increases, the total pressure recovery decreases, and the circular steady total pressure distortion, turbulence intensity and synthesis distortion increase. When Ma_e is at 0.45, the total pressure recovery coefficient, circular steady total pressure distortion coefficient, turbulence intensity and synthesis distortion coefficient are 0.881, 1.292%, 1.513% and 2.805% respectively. At the same time, the power spectrum magnitude of the dynamic total pressure signals has a peak value at 220 Hz, which confirms that a flow separation occurs somewhere in the duct. As compared with the experimental result under ground running, the results at high incidence and low speed have a higher total pressure recovery and although the synthesis distortion is also higher, the inlet is fit enough to the engine at high incidence and low speed.

Key words: ventral S-shaped inlet; low speed; high incidence; ground running; total pressure recovery; distortion coefficient; power spectrum

现代战斗机进气道的设计, 不仅要考虑在飞行包线范围内能够为发动机提供高品质的足够的空气流量, 还要考虑总体布局和隐身性能等多方

面的要求. S 弯进气道由于其容易满足总体布局要求, 隐身性能好以及总压恢复系数高等优点受到了设计人员的青睐. 机身腹部进气和两侧进气

收稿日期: 2007 09 18; 修订日期: 2008 01 06

基金项目: 国家 973 计划(5130802)

作者简介: 翁小倬(1983-), 男, 河南邓州人, 硕士生, 主要从事内流气动力学研究.

是当前国内外进气道设计经常采用进气方式. 文献[1]的研究表明相对于两侧进气, 腹部进气在大攻角下仍能提供高总压、低畸变的气流, 且具有良好的侧滑性能. 因此腹下S弯进气道能很好的满足现代战斗机对高机动性能和高隐身性能的要求, 并且在第三代、第四代战斗机的研制设计中得到了应用.

国内外不少研究人员都曾对S弯进气道在大攻角状态下的性能进行过研究, 取得了不少研究成果. 美国曾经对YF-16定几何进气道进行实验研究, 发现该腹下S弯进气道在亚声速攻角小于 30° 时, 攻角对总压恢复系数的影响很小^[2]. 文献[3]对改进的F-16E可调几何腹部进气道进行实验研究, 发现该进气道在亚声速 30° 攻角时, 进气道总压恢复系数仍保持在0.96以上, 且有稳定工作到 40° 的潜力, 充分显示了腹下S弯进气道的优越性. 然而上述研究都是针对马赫数0.6以上的研究, 对于其在低速大攻角状态下的研究未见报导. 文献[4]利用F/A-18战斗机对其S弯进气道低速大攻角下的性能进行过实验研究, 研究发现当攻角大于 30° 后, 进气道的性能对攻角的变化敏感, 进气道下壁面进口处发生了流动分离, 总压恢复系数明显下降, 畸变明显上升. 国内, 文献[5]的研究发现攻角大于 20° 后, S弯管道进口发生分离, 且分离区以一定的频率向下游投放涡团, 造成出口的总压动态畸变. 文献[6]对 $0^\circ \sim 85^\circ$ 特别是 $30^\circ \sim 85^\circ$ 攻角下横截面形状由矩形过渡到圆形的S形进气扩压管道在自由射流吹风条件下进行抽气实验研究, 结果表明当进气道攻角增大时进口发生分离, 出口气流品质变差. 文献[7]对S弯进气道在攻角 30° 和 40° 下进行抽气形式的有源涡控研究, 结果表明抽气形式的有源涡控提高了S弯进气道的出口总压, 降低了总压畸变. 然而上述关于S弯进气道低速大攻角状态的研究大都是采用两侧布局, 国内外对腹下S弯进气道在低速大攻角下的研究尚未见报道. 低速大攻角状态是高机动战斗机飞行包线必不可少的工作状态. 低速大攻角状态下, 发动机一般处于最大工作状态, 进气道出口流场比其他工作状态恶劣, 可能会影响发动机的正常工作^[8], 因此有必要对腹下S弯进气道在低速大攻角下的性能开展研究, 为发动机在此种工作状态下的使用提供依据.

本研究利用具有吹/吸功能的进气道实验装置, 对一种腹下S弯进气道进行低速 35° 攻角状态的实验研究. 该进气道采用机身-进气道一体

化设计, 无附面层隔道. 实验中对该进气道进行了地面抽吸实验, 以便与低速大攻角状态下的实验结果进行比较.

1 试验设备与模型

实验研究是在南京航空航天大学内流研究中心的NH2102低速风洞上进行的. 图1给出了低速风洞系统和实验模型的照片.

1.1 实验模型

本实验模型如图1, 模型缩比11:1, 进气道与机身采用一体化设计, 无附面层隔道, 唇口后掠. 图2给出了进气道的剖面图, 如图所示, 进气道内通道采用了发动机全遮挡的S弯设计.

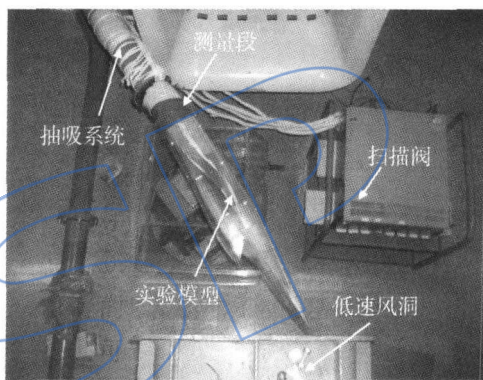


图1 低速风洞系统及实验模型照片

Fig. 1 Photo of the inlet model in wind tunnel

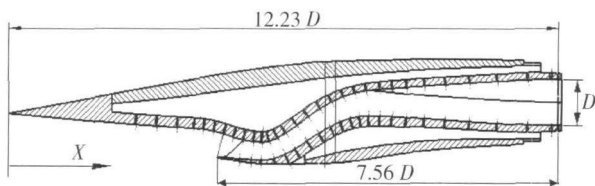


图2 实验模型剖面图

Fig. 2 Sketch of the model

1.2 实验设备

本研究的实验设备分为低速风洞和测量系统.

NH2102低速风洞是具有吹/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组成. 低速风洞的风速通过调节风洞内的驱动风扇的交流电频率来改变, 本次实验风速保持在48.9 m/s. 吸气系统使用两台真空泵, 通过调节开/关阀门来控制旁路流量, 改变进气道出口马赫数, 实验时出口马赫数可在0.3~0.57之间变化.

本研究的测量系统包括静/总压测量系统和动态压力测量系统. 静/总压测量系统由静压测孔, 总压探针和Netscammer Model 948RK压力扫

描阀组成. 静压测点在模型上的分布如图2所示, 上壁面(Ramp)29个静压孔, 下壁面(Cowl)21个静压孔, 出口8个静压孔, 共计58个静压孔. 进气道出口截面的总压由米字形测量耙测量, 如图3所示. 总压耙由8根辐条组成, 每根辐条有5个测量探针, 按等环面积分布, 加上中心处的总压探针, 共计41根探针. 动态压力系统由kulite XCQ-062-25A 动态压力传感器和 LMS 动态信号采集系统组成. 本研究在出口截面安装2根动态压力探针, 编号分别为传感器1和2, 具体位置如图3所示.

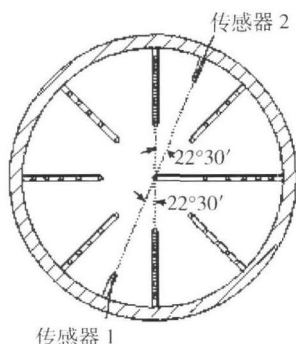


图3 总压耙示意图 (顺流)

Fig. 3 Sketch of the total pressure rake (Downstream)

压力扫描阀把静压测孔和总压探针感受到的压力传输给计算机, 处理成所需的性能数据. 动态压力传感器测得的压力信号经过计算处理, 得到进气道出口截面的气流的紊流度 ε 与出口截面的稳态周向畸变指数 $\Delta\alpha_0$ 相加得到出口截面的综合畸变指数 W .

2 试验结果及分析

实验获得了腹下S弯进气道在来流风速 $V_\infty = 48.9 \text{ m/s}$, 攻角 $\alpha = 35^\circ$ 下的气动特性, 并获得了该进气道在地面抽吸状态下的性能, 以便与其比较 (对应曲线分别用35alpha和Ground表示).

2.1 进气道沿程静压分布

图4给出了低速大攻角状态下出口马赫数 $Ma_e = 0.45$ 时进气道内通道沿程静压系数 C_p 的分布曲线. 为便于比较, 图中同时给出地面抽吸状态的 C_p 曲线. 考虑到与地面抽吸状态相比较, 沿程静压系数定义为 $C_p = \frac{p - p_\infty}{p^* - p_\infty}$, p 为静压孔测得压力, p_∞ 为来流静压, p^* 为来流总压 (由低速风洞测量系统测量).

由图4(a)可以看出进气道进口上游机身前体上的4个沿程静压测孔1~4的静压基本没有变化, 这主要是由于来流风速较低, 进气道出口的抽吸起主导作用, 气流从四面八方进入进气道, 离进气道进口较远的前机身部分, 气流速度变化不大. 从第5个静压孔开始, 流管收缩, 气流加速, 静压下降, 到S弯第一弯段小曲率半径下游不远处, 上壁面静压下降到最低值, 随后静压开始上升, 直到S弯第二弯段大曲率半径处, 此后进入内通道扩张段, 上壁面静压进一步上升.

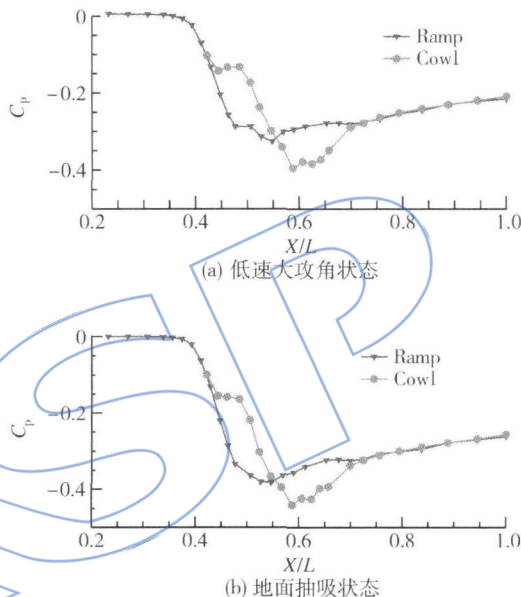


图4 进气道沿程静压系数分布曲线

Fig. 4 Static pressure coefficients along the walls of the inlet

对于下壁面来说, 由于进口前的自由流管收缩厉害, 唇罩内侧气流转折较大, 出现了静压“平台”, 表明此处发生了气流分离. 进入内通道后, 沿程静压急剧下降, 在第二弯段小曲率半径处, 下壁面静压系数下降到最低, 随后通道面积的扩张使压力开始上升.

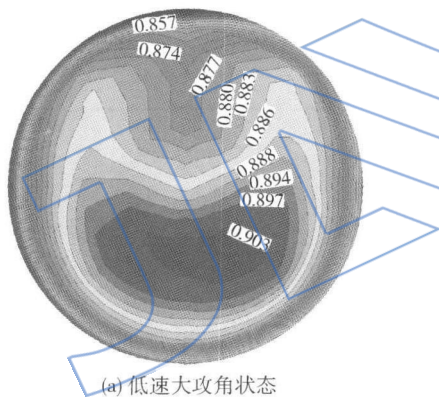
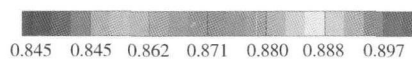
从图4(a)可以看出, 进气道内部的沿程静压分布曲线具有明显的S弯特征: 在第一弯段, 由于上壁面曲率半径小于下壁面, 所以上壁面的静压比下壁面低; 在S弯第二弯段, 上壁面曲率半径比下壁面大, 造成上壁面的静压比下壁面高. 因此内通道的沿程静压分布曲线呈现如图4(a)所示的“X”型分布规律. 从图4中还可以发现, 在第一弯段, 进气道上下壁面的静压都急剧下降, 这是因为进气道处于低速状态, 来流风速偏低, 进气道出口的抽吸起主导作用, 内通道流动极其不均匀, 形成

收缩的气动通道,使第一弯段的扩压管段不但没有起到扩压的作用,反而由于局部气流的加速,使得沿程静压急剧下降。

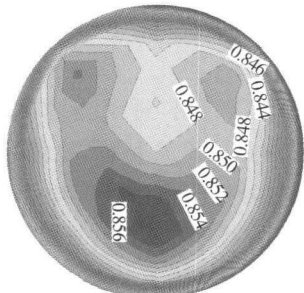
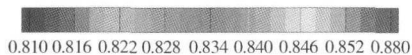
比较图 4(a) 和 (b) 可以发现,低速大攻角状态下的沿程静压分布曲线(a) 和地面抽吸状态曲线(b) 相似,这主要是由于来流风速偏低。同时,低速大攻角状态下出口截面的静压系数比地面抽吸状态稍高,这是部分的来流冲压得到利用的结果。

2.2 进气道出口截面总压分布

图 5 给出了匹配点 $Ma_e = 0.45$ 处,进气道的出口截面总压恢复系数(出口截面总压与来流总压之比值)等值分布图谱。由图 5(a) 可以看出,出口总压恢复系数分布呈对称分布,相对高压区集中在出口截面下部,这主要是由于唇罩内侧气流分离,初步的仿真结果显示这是一个三维开式分离,分离涡将下壁面上的附面层向进气道上壁面堆积。与图 5(b) 相比可以发现,低速大攻角状态下的总压恢复系数比地面抽吸状态要高。



(a) 低速大攻角状态



(b) 地面抽吸状态

图 5 出口总压恢复等值图谱

Fig. 5 Contours of the total pressure recovery at the exit

2.3 总压恢复系数随出口马赫数的变化

图 6 给出了低速大攻角状态下进气道出口截面总压恢复系数随出口马赫数的变化曲线,为了便于比较同时图中也给出了地面抽吸状态下的性能参数。从图中可以看出,在研究的出口马赫数范围内,进气道出口截面的总压恢复系数都不高,这主要是由于低速来流从各个方向流入进气道,唇罩内侧产生了局部气流分离,同时进口流场不均匀,使通道内气流掺混损失比较大的缘故。从图中还可以看出总压恢复系数随出口马赫数的增加而下降,这是因为随着出口马赫数的增加,唇罩内侧产生的局部气流分离增强,并且内流道马赫数增加使得摩擦损失增加,这些都导致了总压恢复系数的降低。

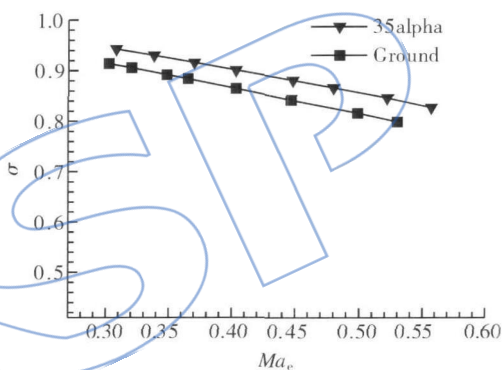


图 6 总压恢复系数随出口马赫数的变化曲线

Fig. 6 Total pressure recovery versus Mach number at the exit

比较图 6 中曲线 35alpha 和曲线 Ground 可以发现,在整个实验研究的出口马赫数范围内,低速大攻角状态下的总压恢复系数都比地面抽吸状态要高。匹配点 $Ma_e = 0.45$ 处,低速大攻角状态下总压恢复系数 $\sigma = 0.881$,地面抽吸状态 $\sigma = 0.842$ 。这是由于低速大攻角状态下气流以一定的速度进入进气道,部分来流冲压得到利用,同时进口流管收缩比变小,改善了进气道进口的流态。

2.4 稳态周向畸变指数随出口马赫数的变化

图 7 给出了低速大攻角状态下进气道出口截面稳态周向畸变指数随出口马赫数的变化曲线,同时图中也给出了地面抽吸状态下稳态畸变指数的变化曲线。可以看出,在研究的出口 Ma_e 范围内,进气道出口的稳态畸变指数随出口马赫数的增加而增加。这主要是由于随出口马赫数的增强,进气道唇罩内侧的分离涡增强,加剧了出口截面上总压分布的不均匀度。

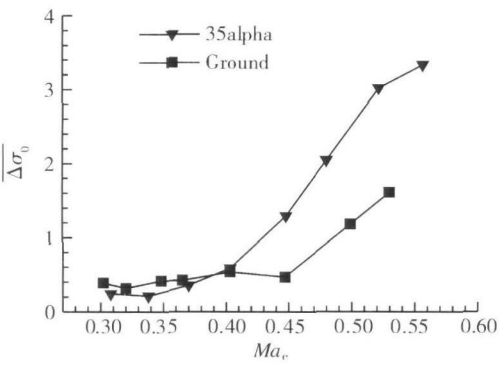


图7 稳态周向畸变指数随出口马赫数的变化曲线

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

与地面抽吸状态相比,在出口马赫数较小时,低速大攻角状态下的稳态畸变指数稍偏低,当出口马赫数大于0.4后,稳态周向畸变急剧增加。匹配点 $Ma_e = 0.45$ 处,低速大攻角状态 $\overline{\Delta\sigma_0} = 1.292\%$,地面抽吸状态下 $\overline{\Delta\sigma_0} = 0.467\%$,这可能是由于出口马赫数较大时,大攻角状态下,进气道进口气流转弯比地面抽吸状态要急,分离比较严重,分离涡将高压区进一步往进气道下壁面挤压,加剧了出口截面总压分布的不均与度,导致出口截面稳态周向畸变比较大。

2.5 紊流度随出口马赫数的变化

图8给出了低速大攻角和地面抽吸状态下进气道出口截面紊流度随出口马赫数的变化曲线。可以看出在研究范围内,紊流度随出口马赫数的增大而增大,低速大攻角状态下的紊流度略低于地面抽吸状态,但相差不大。匹配点 $Ma_e = 0.45$ 处,低速大攻角状态下 $\varepsilon = 1.513\%$,地面抽吸状态下 $\varepsilon = 1.56\%$ 。

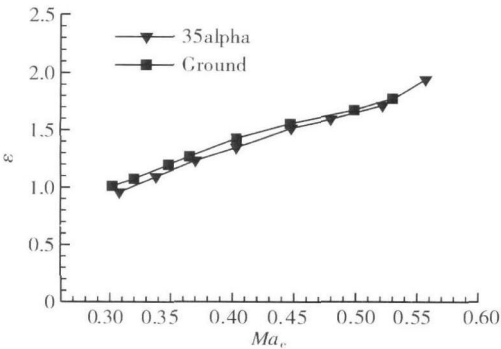


图8 紊流度随出口马赫数的变化曲线

Fig. 8 Turbulence intensity versus Mach number at the exit

2.6 综合畸变指数随出口马赫数的变化

图9给出了进气道出口截面综合畸变指数随出口马赫数的变化曲线。可以看出在低速大攻角状态下,综合畸变指数随出口马赫数的增加而增加。在整个实验范围内低速大攻角状态下的综合畸变指数 $W < 5.5\%$,能够满足发动机正常工作需要。

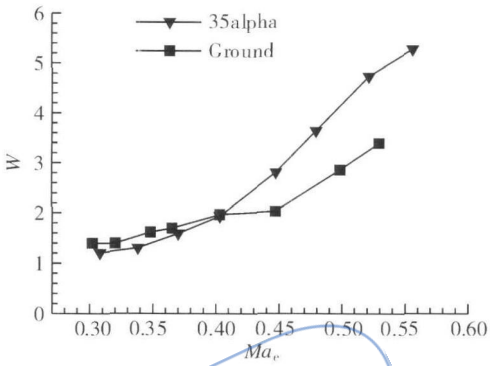


图9 综合畸变指数随出口马赫数的变化曲线

Fig.9 Synthesis distortion coefficient versus Mach number at the exit

2.7 出口动态总压的功率频谱

图10(a)给出了低速大攻角状态下匹配点 $Ma_e = 0.45$ 处进气道出口总压动态信号的功率谱密度分布。为了便于比较,同样给出了地面抽吸状态下出口总压动态信号的功率谱密度如图10(b)。

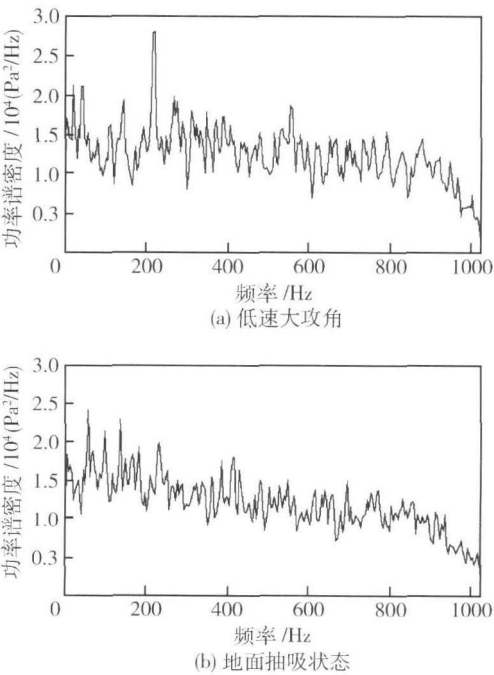


图10 出口动态总压的功率频谱密度分布

Fig. 10 Power spectrum of the total pressure at the exit

从图 10(a) 可以看出低速大攻角状态下, 总压信号的功率谱分布从整体上看是宽频信号, 但在 220 Hz 处存在峰值, 总压的脉动能量比较集中, 这表明内通道上游某处发生了流动分离. 分离区是不稳定的, 而且以 220 Hz 的频率不断往下游投放涡团. 必须指出的是, 在进行气动特性动态分析时, 模型的频率与全尺寸进气道是不一样的. 本研究模型是按 1/11 的缩比制造的, 其气动特性频率大约是全尺寸进气道的 11 倍. 因此对全尺寸进气道而言, 表现的脱涡频率应是 20 Hz 左右. 由于进气道出口的压力脉动会对压气机产生非常复杂的非定常气动力影响, 因而使发动机对进气道出口的动态畸变更加敏感^[9]. 所以在压气机的设计中, 部件的固有模态必须要避开这一频率.

从图 10(b) 可以看出, 地面抽吸状态的总压信号从整体上看是宽频信号, 无明显的峰值.

3 结 论

1) 本研究的腹下 S 弯进气道在来流风速 $V_\infty = 48.9 \text{ m/s}$, 攻角 $\alpha = 35^\circ$ 状态下内通道沿程静压分布曲线呈现典型的 S 弯分布特征. 唇罩内侧气流急剧转弯, 发生了流动分离.

2) 在低速大攻角状态下, 进气道出口截面总压恢复系数随出口马赫数的增加而不断下降, 稳态周向畸变指数、紊流度和综合畸变指数不断上升. 出口马赫数 $Ma_{ex} = 0.45$ 时, 总压恢复系数 $\sigma = 0.881$, 稳态周向畸变指数 $\overline{\Delta\phi} = 1.292\%$, 紊流度 $\epsilon = 1.513\%$, 综合畸变指数 $W = 2.805\%$, 总压恢复系数偏低, 但畸变较小, 满足进气道与发动机匹配的要求.

3) 进气道在来流风速 $V_\infty = 48.9 \text{ m/s}$, 攻角 $\alpha = 35^\circ$, 出口马赫数 $Ma_{ex} = 0.45$ 时, 出口截面的总压动态信号的功率谱密度整体上看是宽频信号, 但存在局部峰值, 表明进气道内通道上游发生了

流动分离. 出口总压在 220 Hz 脉动能量比较集中, 压气机部件的设计必须要考虑这一频率.

4) 与地面抽吸状态相比, 腹下 S 弯进气道在低速大攻角状态下具有较高的总压恢复系数, 但综合畸变指数较大, 出口总压的功率谱表明其脉动能量比较集中, 上游发生了流动分离.

参考文献:

- [1] Antonatos P P, Surber L E, Stava D J. Inlet/airframe interference and integration[R]. AGARD-LS-53, Airframe/Engine Integration, 1972.
- [2] Hawkins J E. YF-16 inlet design and performance[R]. AIAA 74-1062.
- [3] Hunter L G Jr, Hawkins J E. F-16 variable geometry inlet design and performance[R]. AIAA 81-1394.
- [4] Walsh K R, Yuhas A J, Williams J G, et al. Steen, inlet distortion for an F/A-18A aircraft during steady aerodynamic conditions up to 60 angle of attack[R]. NASA TM-104329, 1997.
- [5] 林麒, 郭荣伟. 大攻角下 S 弯进气道内气流的动特性[J]. 南京航空学院学报, 1992, 24(1): 36-45.
LIN Qi, GUO Rongwei. The unsteady flow characteristics of an S-shaped inlet at high incidence[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 1992, 24(1): 36-45. (in Chinese)
- [6] 林麒, 郭荣伟. 大攻角下矩形变圆形截面的 S 形进气道的内流特性[J]. 空气动力学学报, 1989, 7(2): 220-226.
LIN Qi, GUO Rongwei. Flow characteristics in an S-shaped rectangular round diffuser at high incidence[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1989, 7(2): 220-226. (in Chinese)
- [7] 林麒, 郭荣伟. S 弯进气道内流动的有源涡控研究[J]. 航空学报, 1989, 10(1): A35-40.
LIN Qi, GUO Rongwei. Vortex control investigation of swirl in S shaped diffuser[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1989, 10(1): A35-40. (in Chinese)
- [8] 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.
- [9] Amin N F, Hollweger D J. F/A-18A inlet/engine compatibility flight test results [R]. AIAA-91-1393.