

超声速双侧二元进气道喘振特性试验

温玉芬, 张 正, 张炜群, 郝思思, 张 远

(中国航天科技集团公司 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076)

摘 要: 对一种超声速双侧二元进气道在马赫数 2.6 条件下的喘振特性开展试验研究, 通过分析进气道沿程不同位置的压力变化规律, 获得了进气道从不起动到再起启动过程的流动特性。结果表明: 不同内流道堵塞度下, 双侧布局的进气道喘振表现出了两种不同模式: 双侧进气道同时喘振; 一侧进气道喘振, 另一侧进气道深度超临界工作。对比不同喘振模式下的进气道压力特性发现: 双侧进气道喘振表现为低频振荡形式, 内流道的压力变化与激波的周期性往复运动密切相关, 喘振频率为 21.5 Hz, 喘振压力峰值约为来流总压的 75%; 单侧进气道喘振则表现为高频振荡形式, 内流道的压力振荡由流动分离主导, 喘振频率在 325 Hz 以上, 为双侧进气道喘振频率的 15 倍, 喘振压力峰值接近于来流总压。

关 键 词: 超声速双侧二元进气道; 风洞试验; 喘振特性; 振荡压力; 喘振频率

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Experiment on buzz characteristics of two-dimensional twin-duct supersonic inlet

WEN Yufen, ZHANG Zheng, ZHANG Weiqun, HAO Sisi, ZHANG Yuan

(China Academy of Launch Vehicle Technology,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100076, China)

Abstract: An experimental investigation on the buzz characteristics of a two-dimensional, twin-duct supersonic inlet was carried out at Mach number 2.6. By analyzing the pressure variation law at different positions of the inlet, the flow characteristics were attained while the inlet operation changed from unstarting to restarting. Results showed two modes of buzzing at different throttle choking ratios: both of the inlet ducts buzzed together; one of the inlet ducts buzzed while the other one worked at a highly supercritical operation. By comparing the inlet pressure characteristics under different buzzing modes, it was noted that low-frequency oscillation was observed when both of the inlet ducts buzzed together, and the pressure variation was closely related to periodic shock wave movement. The buzz frequency was 21.5 Hz, and the peak value of the fluctuating pressure was about 75% of the total pressure of free-stream flow. On the contrary, high-frequency oscillating was noted when only one inlet duct buzzed, and the pressure oscillation was dominated by flow separation. The buzz frequency reached over 325 Hz, which was about 15 times of the frequency for the first mode of buzzing, and the amplitude peak was found to be approximate to the total pressure of free-stream flow.

Keywords: two-dimensional twin-duct supersonic inlet; wind tunnel experiment; buzz characteristics; oscillating pressure; buzz frequency

收稿日期: 2022-12-25

作者简介: 温玉芬(1986—), 女, 高级工程师, 硕士, 主要从事内外流空气动力学方面的研究。E-mail: wyf369963@163.com

引用格式: 温玉芬, 张正, 张炜群, 等. 超声速双侧二元进气道喘振特性试验[J]. 航空动力学报, 2024, 39(11): 20220979. WEN Yufen, ZHANG Zheng, ZHANG Weiqun, et al. Experiment on buzz characteristics of two-dimensional twin-duct supersonic inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(11): 20220979.

进气道作为冲压发动机的关键部件之一,启动是其正常稳定工作的前提。对于常规的超声速混压式进气道而言,内收缩比设计过大、来流马赫数过低、飞行姿态角过大、发动机燃烧室压力过高、风干扰突变等均可能会导致进气道出现不起动,从而使得进气道捕获流量和总压恢复系数急剧下降,阻力大幅上升,发动机推力性能恶化,甚至可能诱发喘振,导致飞行器承受周期性交变的力、热载荷作用,给结构强度与热防护设计及飞行姿态控制造成困难,严重的情况下还会造成结构破坏。

早在 20 世纪 40 年代, Oswatitsch^[1] 就发现了超声速进气道喘振现象,随后各国学者对其进行了深入研究,并提出了系列的理论解释。Ferri 和 Nucci^[2] 对带中心锥的外压式超声速进气道在马赫数 1.97~2.7 条件下开展了系列喘振试验研究,提出了涡流面理论, Fisher 等^[3] 发展了 Ferri 等的喘振理论,并提出了预估二元进气道“小喘”和“大喘”的经验判据。Dailey^[4] 指出引起进气道喘振的原因是进气口受堵, Orlin 等^[5] 提出了斜率理论,认为总压恢复对流量系数的曲线斜率大于零是进气道不稳定的必要条件。Sterbentz 等^[6] 则将喘振近似为风琴管共振运动,并给出了共振频率理论计算公式,研究表明共振频率理论计算值与试验值相差在 15% 以内。

至今为止,各国学者针对超声速进气道的不起动问题开展了大量的试验^[7-10]、理论^[11-13] 和数值^[14-19] 研究,对进气道的喘振流动特性和内在机理有了较为深入的认识。Soltani 等^[8] 对超声速轴对称进气道在马赫数 1.8~2.5 条件下开展了试验研究,获得了进气道喘振随捕获流量、马赫数、攻角的变化特性; Trapier 等对超声速二元进气道分别开展了试验^[8] 和数值^[16] 研究,分析了“大喘”和“小喘”的流动特性,并通过试验获得了抽吸对喘振特性的影响。近年来,国内厦门大学^[18] 基于 DMD(dynamic mode decomposition)方法对一种超声速轴对称进气道开展了非定常数值仿真研究,获取了喘振流场振荡特性及“大喘”与“小喘”的相互关系;哈尔滨工业大学^[19] 采用动网格方法对一种可动唇罩的进气道在马赫数 2~5 范围内的喘振特性进行了数值研究。然而,上述这些研究大多针对单一流道的进气道开展,对于具有两个或多个流道的双侧或“×”形进气道的喘振特性研究较为有限。实际工程应用时,受飞行姿态、风干

扰、进气道各个流道加工精度差异等的影响,双侧或“×”形进气道各个流道的流动特性存在一定的差异,在不起动状态下,受进气道内部激波/边界层相互作用、流动分离等非定常流动的影响,这种差异和扰动作用将会进一步放大,从而导致进气道各个流道的流动差异增大。由于结构加工非对称偏差的不确定性及不起动流动的非定常性,采用数值仿真方法难以准确获取这种微小差异和扰动源对进气道喘振特性的影响。为此,本文对一种超声速双侧二元进气道的喘振特性开展风洞试验研究,分析进气道不起动状态下左、右侧流道的流动特性差异,并对双侧进气道的喘振模式及不同喘振模式下的流动特性进行对比。

1 研究对象

本文对一种双侧布局的超声速二元进气道开展研究,该进气道为倒置式,压缩面朝下,其俯视图如图 1 所示。进气道为三波系混压形式,设计马赫数为 3.0,气流总转折角为 27°,总收缩比为 2.5。进气道唇口高度和宽度分别为 H 和 $0.66H$,总长 L 为 $10H$,模拟燃烧室的直径和长度分别为 $1.7H$ 和 $6.7H$ 。

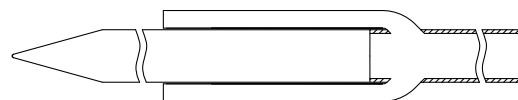


图 1 进气道模型示意图(俯视图)

Fig. 1 Sketch of the inlet geometry (top view)

2 试验设备

2.1 风洞设备

试验在中国航空工业空气动力研究院 FL-60 风洞开展,该风洞为直流引射式风洞,马赫数范围为 0.3~4.0,超声速试验时采用柔壁喷管获得不同的马赫数,试验段横截面尺寸为 $1.2\text{ m} \times 1.2\text{ m}$,风洞湍流度不大于 4‰。试验来流马赫数 $Ma=2.6$,来流总温 $T_0^*=300\text{ K}$,攻角 $\alpha=2^\circ$,侧滑角 $\beta=0^\circ$ 。在该来流条件下共开展了 2 次试验,其中工况 1 和工况 2 的来流静压 p_0 分别为 17 541.0 Pa 和 17 525.7 Pa,两者相差仅为 0.087%。试验时,进气道的背压调节通过前后移动节流锥从而改变内流道的堵塞度实现,其中节流锥位增大表示内流道的堵塞度增大。

2.2 静态压力测量

在左、右侧进气道的上侧(压缩面侧)、下侧

(唇罩侧)和靠外侧的内流道壁面沿程布置静压测点对进气道的沿程静压进行测量,各壁面的沿程静压测点位于该侧壁面的中心线上。静态压力数据采集使用美国的 PSI8400 高度模块化数据采集系统,该系统共有 4 个扫描阀,压力扫描每个信道的接收时间为 0.2 ms,测量精度为 $\pm 0.05\%$ FS(full scale)。

2.3 动态压力测量

开展风洞试验时,采用动态压力测量系统对进气道沿程典型位置的动态压力进行测量。如图 2 所示,在左、右侧进气道内流道上侧壁面中心线上分别布置了 4 个动态压力测点,各测点轴向位置分别位于进气道进口截面、喉道截面、扩张段前段、扩张段出口截面,距离进气道压缩面前缘的距离分别为 $2.28H$ 、 $3.35H$ 、 $4.88H$ 、 $8.09H$ 。其中,左侧进气道各动态压力测点的压力分别表示为 p_{11} 、 p_{12} 、 p_{13} 、 p_{14} ,右侧进气道各动态压力测点的压力分别表示为 p_{r1} 、 p_{r2} 、 p_{r3} 、 p_{r4} 。试验采用美国 Kulite 公司的 XCQ-062-50A 型动态压力传感器进行测量,传感器的固有频率为 500 kHz,量程为 350 kPa,额定过载为 2 倍。动态压力信号使用德国的 GEN16T 系统进行采集,数据采集频率为 10 kHz,采集时间为风洞起动至风洞关车全过程。

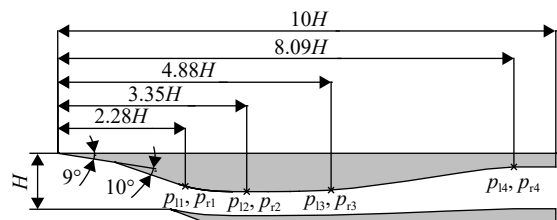


图 2 进气道动态压力测点位置

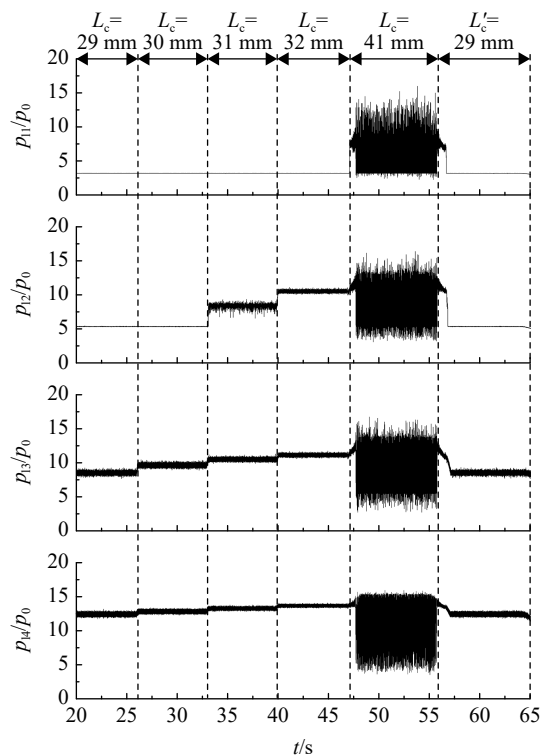
Fig. 2 Position of the inlet dynamic pressure measuring points

3 试验结果分析

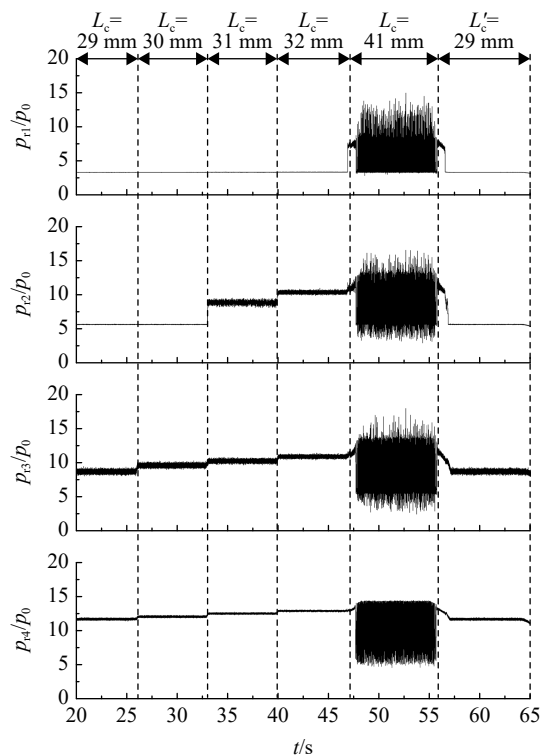
本文对进气道在 $Ma=2.6$ 、 $\alpha=2^\circ$ 、 $\beta=0^\circ$ 时不同锥位下的喘振特性开展了 2 次试验研究。两次试验的模型一致,来流参数除静压相差不到 0.09% 外,其余条件一致,仅锥位不同。本文给出的压力数据均以来流静压进行了归一化处理。

3.1 双侧喘振→再起

图 3 给出了工况 1 内流道堵塞度先增大后减小过程的进气道动态压力变化曲线,图中横坐标 t 表示时间,纵坐标 L_c 为节流锥位(退锥与进锥锥位相同时用 L'_c 表示),节流锥位变化如下: 29 mm→30 mm→31 mm→32 mm→41 mm→29 mm,各锥位



(a) 左侧进气道



(b) 右侧进气道

图 3 进气道动态压力时域变化曲线

(工况 1, 双侧喘振→再起)

Fig. 3 Dynamic pressure time history of the inlet
(state 1, both inlet ducts buzzing→restarting)

下对应的进气道内流道堵塞度(K_{tr})如表 1 所示。

图 4 给出了工况 1 各锥位下左、右侧进气道上侧

表 1 不同锥位下进气道的堵塞度(工况 1)

Table 1 Throttle choking ratios of the inlet at different cone positions (state 1)

L_c/mm	$K_w/\%$
29	32.9
30	33.8
31	34.8
32	35.7
41	44.9

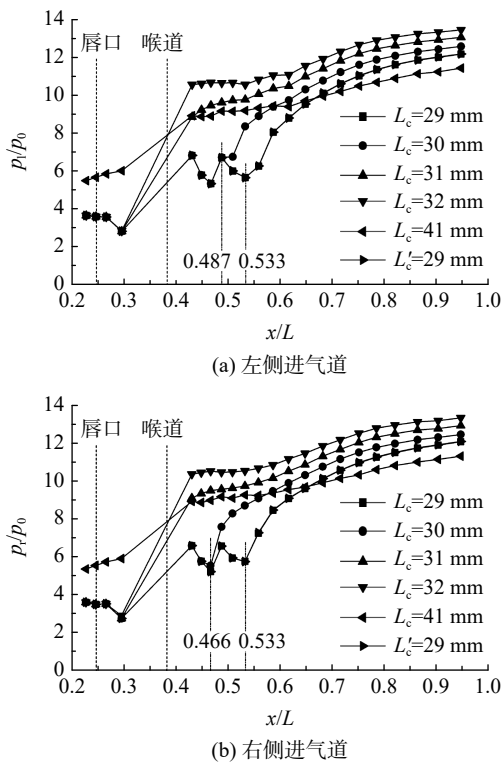


图 4 进气道的沿程静压变化曲线
(工况 1, 双侧喘振→再起动)

Fig. 4 Static pressure distribution of the inlet
(state 1, both inlet ducts buzzing→restarting)

壁面的沿程静压曲线,其中纵坐标表示左、右侧进气道上侧壁面的沿程静压(p_l 、 p_r),均以来流静压 p_0 进行了无量纲化处理,分别标示为 p_l/p_0 和 p_r/p_0 ,横坐标 x 表示进气道的轴向位置,以进气道总长进行了无量纲化处理,标示为 x/L ,图中虚线分别标出了进气道的唇口和喉道位置。这两幅图显示了进气道由“正常工作→双侧喘振→双侧再起动”的流动变化过程。

1) 正常工作:当节流锥锥位由 29 mm 运动至 30 mm 时,进气道正常工作,左、右侧进气道的结尾激波由扩张段内的 $x/L=0.533$ 位置分别运动至 $x/L=0.487$ 和 $x/L=0.466$ 位置,进气道喉道及其

上游的沿程静压均未受扰动,进口和喉道的动态压力 p_{l1} 、 p_{r1} 和 p_{l2} 、 p_{r2} 均未发生变化。其后,随着节流锥前移至 $L_c=31$ mm 时,左、右侧进气道的喉道动态压力 p_{l2} 和 p_{r2} 均出现了明显上升,但进口的动态压力 p_{l1} 和 p_{r1} 仍然保持不变,表明此时结尾激波越过了进气道喉道,但位于进口与喉道之间的内收缩段。随着节流锥进一步前移至 $L_c=32$ mm 位置,结尾激波在内收缩段内进一步前移,由于波前马赫数增大,激波强度增强,因此喉道、扩张段前段及扩张段出口的动态压力均较 $L_c=31$ mm 时增大,但此时进气道唇口的静态压力和进口截面的动态压力均未表现出明显变化,结尾激波仍然位于内收缩段。

2) 双侧喘振:进一步前移节流锥至 $L_c=41$ mm 时,此时内流道的堵塞度接近 45%,双侧进气道的 8 个动态压力均出现了大幅的非定常振荡(图 3),进气道唇口上游压缩面的静态压力也出现了显著增大(图 4),这表明双侧进气道发生喘振。

3) 双侧再起动:进气道发生喘振后,后移节流锥至 $L_c=29$ mm,压力振荡现象消失,各动态压力测点的压力时均值与第一个锥位 $L_c=29$ mm 时一致,进气道的沿程静压曲线也与第一个锥位 $L_c=29$ mm 时的沿程静压曲线完全重合,结尾激波重新内吞至进气道扩张段内 $x/L=0.533$ 位置,这表明双侧进气道均实现了再起动。

图 5 给出了锥位 $L_c=41$ mm 时,进气道喘振过程的动态压力时域变化曲线放大图,图中纵坐标 p 表示各测点的动态压力,以来流静压 p_0 进行了无量纲化处理,标示为 p/p_0 。当节流锥由 $L_c=32$ mm 前移至 $L_c=41$ mm 时,进气道内流道堵塞度增大,自进口源源不断流入进气道的气流开始在内流道堆积压缩,导致了内流道压力增大。至 $t=47.6762$ s 时,进气道开始发生喘振,气流从进气道内部反向排出内流道,各动态测点的压力开始出现下降。随着内流道的高压气体被排出,扩张段出口压力在 $t=47.7216$ s 时下降至最低点。其后,在前后顺压差的作用下,进气道又重新开始进气,内流道压力开始增大,直至 $t=47.7618$ s 时内流道所能存储压缩的气体量达到最大,此时进气道扩张段出口压力达到 $15p_0$ 左右。此后,进气道流动重复上述的周期性排气和进气变化过程。

由图 5 还可以看出,进气道前两个喘振周期较长,分别为 0.085 6 s 和 0.089 s,此后喘振周期下降,在 0.05~0.06 s 之间。在前两个喘振周期内,

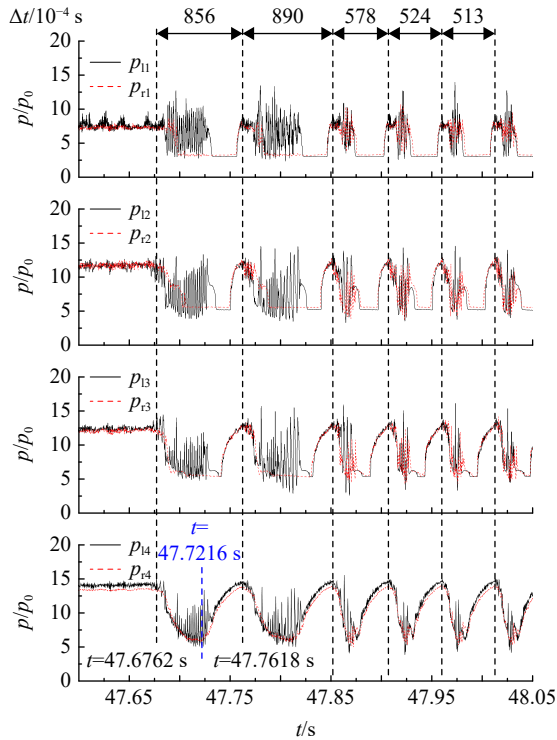


图 5 进气道喘振过程的动态压力时域变化曲线放大图
(工况 1, $L_c=41$ mm)

Fig. 5 Enlarged view of dynamic pressure time history in the buzzing duration of the inlet (state 1, $L_c=41$ mm)

左、右侧进气道的动态压力表现出了明显的不对称性: 其中左侧进气道的 4 个动态压力在一个喘振周期内均出现了多次连续高频波动, 表明该侧进气道喘振过程中在进口附近形成了流动分离, 分离和分离再附产生了系列的压缩波和膨胀波, 这些压缩波和膨胀波打到进气道唇罩内侧, 在内流道来回相交反射, 使得内流道交替出现气流膨胀和压缩的现象, 在进气道喘振排气过程中, 由于压力变化扰动, 进口附近的分离包随之前后移动, 从而导致了各个动态测点的压力呈现出连续高频波动的特点; 而右侧进气道各动态压力均未出现这种高频波动现象, 即右侧进气道未发生明显的流动分离。实际上, 风洞试验模型加工无法保证左、右侧进气道内型面完全一致, 局部位置存在微小的加工偏差差异, 且试验模型安装的微小侧向偏差、风洞来流的横向气流偏角影响均会导致左、右侧进气道流动产生差异。上述的这些微小偏差干扰, 在进气道喘振过程中受流动的非定常性影响均会被放大, 从而导致左、右两侧进气道流动表现出较为明显的不对称性。然而, 自第 3 个喘振周期开始, 当进气道的流动特性完全由激波的往复运动主导时, 左、右两侧进气道的

动态压力差异减小, 两者的变化规律和量值均较为接近, 表明此时左、右侧进气道的喘振流态表现出了较好的一致性。进气道各动态测点的压力峰值接近, 约为 $15p_0$, 为来流总压 ($19.95p_0$) 的 75%。

图 6 进一步给出了第 4 个和第 5 个喘振周期的进气道动态压力时域变化曲线放大图。以左侧进气道的动态压力为例, 图中 T_4 和 T_5 分别表示第 4 个和第 5 个喘振周期, t_r 和 t_d 分别表示一个喘振周期内压力上升段的持续时间和压力下降段的持续时间, δt_1 表示一个周期内压力出现连续高频波动的持续时间, δt_2 表示一个周期内压力稳定不变的持续时间。由进气道扩张段出口的动态压力 (p_{14} 和 p_{r4}) 变化曲线可以看出, 在一个周期内, 进气道的压力下降段和上升段的时间分别为 0.023 4 s 和 0.029 0 s, 占整个周期的 44.66% 和 55.34%, 这表明, 在喘振过程中进气道的平均排气速度略大于平均充气速度。同时, 由图 6 还可以看出, 在一个周期内, 进气道沿程不同位置的动态压力出现

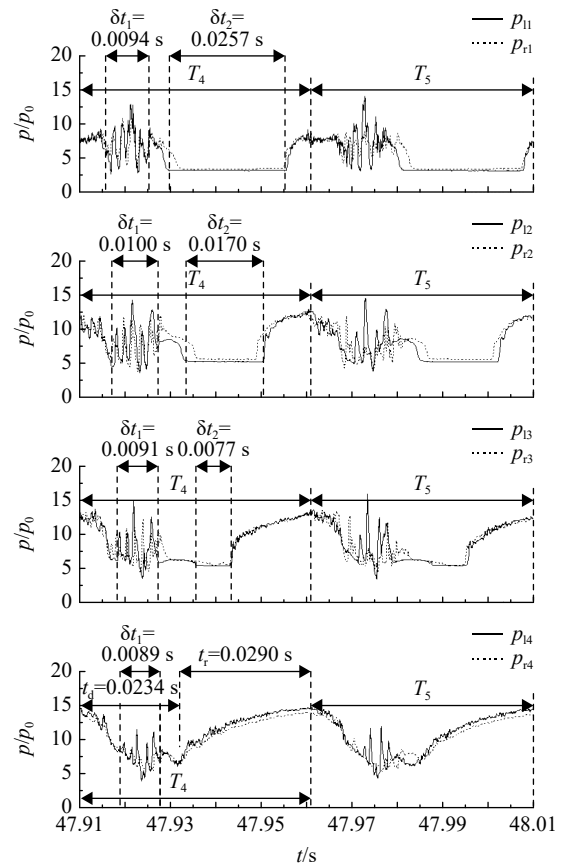


图 6 进气道喘振第 4 个和第 5 个周期的动态压力时域变化曲线放大图(工况 1, $L_c=41$ mm)

Fig. 6 Enlarged view of dynamic pressure time history of the inlet during the fourth and the fifth buzzing cycle
(state 1, $L_c=41$ mm)

连续高频波动的持续时间相近,约为 0.009~0.010 s,这表明喘振过程中进气道上侧壁面附近发生了从前到后几乎贯穿整个内流道轴向的流动分离。然而,不同位置的动态压力稳定值及其持续时间表现出了明显的差异(见表 2):从流道的上游至下游,进气道动态压力稳定段的压力值逐渐增大,但其持续时间逐渐减短,至扩张段出口截面时,进气道的动态压力 p_{l4} 和 p_{r4} 无明显的稳定段。导致这种差异的主要原因是:喘振过程中,进气道出现了明显的激波振荡现象,随着结尾激波在内流道的往复运动,动态压力测点与结尾激波的相对位置关系发生交替变化,当结尾激波后移至某一动态压力测点下游时,该测点的压力值保持不变,其后结尾激波运动至内流道最下游位置,随着内流道堆积压缩的气体逐渐增多,结尾激波反向向上游移动再次经过该测点,此时该测点位于结尾激波波后,其压力值开始上升,压力平稳段结束。测点位置越靠近上游,结尾激波往复运动经过该测点的行程就越长,因此其压力平稳段的时间也就越长。

表 2 进气道不同测点的压力稳定值及持续时间
(工况 1, 左侧进气道)

Table 2 Stable value and continuance of the inlet pressure for different measuring points (state 1, left-sided inlet)

测点	x/H	p/p_0	$\delta t_z/s$
p_{l1}	2.28	3.2	0.025 7
p_{l2}	3.35	5.3	0.017 0
p_{l3}	4.88	5.4	0.007 7
p_{l4}	8.09		0

进一步对进气道喘振过程的动态压力进行频谱分析,结果如图 7 所示,图中横坐标 f 表示频率,纵坐标 PSD(power spectrum density)表示功率谱密度。该图显示,所有动态压力测点的压力脉动能量集中于几个不同的频率区间,并且这些频率大致呈倍数关系,基频约为 21.6 Hz。此外,左、右侧进气道的频谱特性曲线基本一致,这与前文分析的自第 3 个喘振周期开始两侧进气道的喘振流动特性一致性较好的结论相吻合。

根据 Sterbentz 共振频率计算方法^[6],对双侧进气道的喘振频率进行理论分析。如图 8 所示,进气道内流道为“双侧并联+轴向串联”空腔模型: L_1 为左侧和右侧进气道的内流道长度(自进气道入口至弯段出口截面中心,479.95 mm), A_1 为单

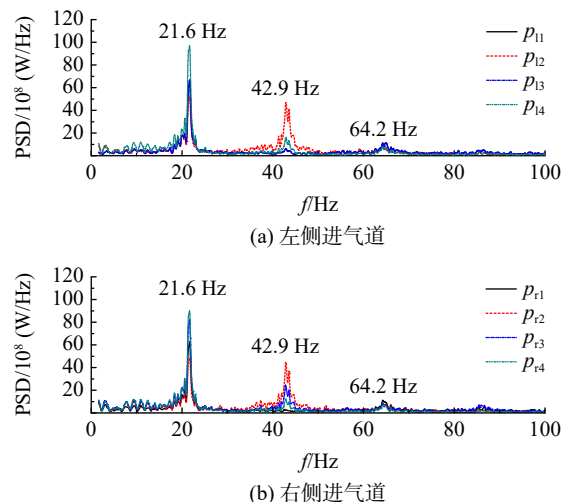


图 7 进气道喘振过程的动态压力功率谱特性
(工况 1, $L_c=41$ mm)

Fig. 7 Power spectrum characteristics of dynamic pressure in the buzzing duration of the inlet (state 1, $L_c=41$ mm)

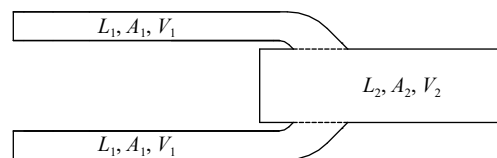


图 8 进气道内流道示意图
Fig. 8 Sketch of the inlet interior duct

侧进气道的入口横截面积($1\,085.57\text{ mm}^2$), V_1 为单侧进气道的体积($630\,101.43\text{ mm}^3$); L_2 为圆柱段空腔的长度(自弯段出口截面中心至节流锥形成的内流道喉道截面的长度, 805.64 mm), A_2 为圆柱段的横截面积, V_2 为圆柱段空腔体积($6\,481\,408.16\text{ mm}^3$)。由于进气道左、右两侧对称,且在零侧滑角下,双侧进气道同时喘振时的流场结构基本对称,因此,可将进气道简化为如图 9 所示的串联式空腔模型:前段双侧进气道简化为长度为 L_1 、横截面面积为 $2A_1$ 、体积为 $2V_1$ 的空腔,后段的圆柱段空腔保持不变。根据 Sterbentz 共振频率计算公式^[6],双侧进气道喘振频率 f 计算见式(1)~式(4),式中 $\bar{c}$ 为进气道内流道的平均声速(331.04 m/s), L 为简化模型的空腔总长, A 为简化模型空腔的横截面积, V 为简化模型空腔的总体积。

$$f = \frac{\bar{c}}{2\pi} \sqrt{\frac{A}{LV}} \quad (1)$$

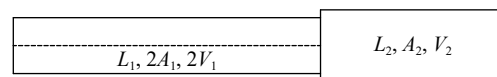


图 9 进气道内流道空腔模型简化示意图

Fig. 9 Simplified cavity model sketch of the inlet interior duct

$$L = L_1 + L_2 \tag{2}$$

$$A = 2A_1 \tag{3}$$

$$V = 2V_1 + V_2 \tag{4}$$

根据式(1)~式(4)计算得到双侧进气道的喘振频率为 24.61 Hz, 较试验值的基频 21.6 Hz 高 13.9%, 与 Sterbentz 等^[6]研究的共振频率理论值与试验值相差在 15% 以内的结论吻合。

3.2 单侧喘振→再起动

图 10 给出了工况 2 内流道堵塞度先增大后减小过程中进气道的动态压力变化曲线, 图中节流锥位 L_c 变化如下: 27 mm→34 mm→41 mm→45 mm→55 mm→27 mm, 各锥位下对应的进气道内流道堵塞度如表 3 所示, 图 11 给出了工况 2 各锥位下左、右侧进气道上侧壁面的沿程静压曲线。这两幅图显示了进气道由“正常工作→双侧不起动(未出现大幅气流振荡)→双侧喘振→单侧喘振→双侧再起动”的流动变化过程。

1) 正常工作状态: 当锥位 $L_c=27$ mm 时, 进气道正常工作, 左、右侧进气道的结尾激波分别位于扩张段内 $x/L=0.616$ 和 $x/L=0.586$ 位置, 右侧进气道较左侧进气道的结尾激波位置更靠近上游, 即此时左、右侧进气道已经表现出了一定的不对称性。对比图 10 中左、右侧进气道扩张段出口

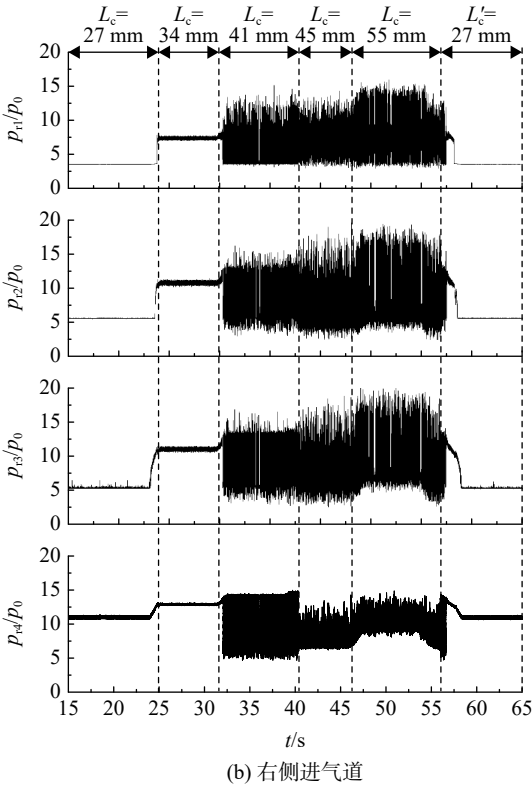


图 10 进气道的动态压力时域变化曲线
(工况 2, 单侧喘振→再起动)

Fig. 10 Dynamic pressure time history of the inlet
(state 2, one-sided inlet duct buzzing→restarting)

表 3 不同锥位下进气道的堵塞度(工况 2)

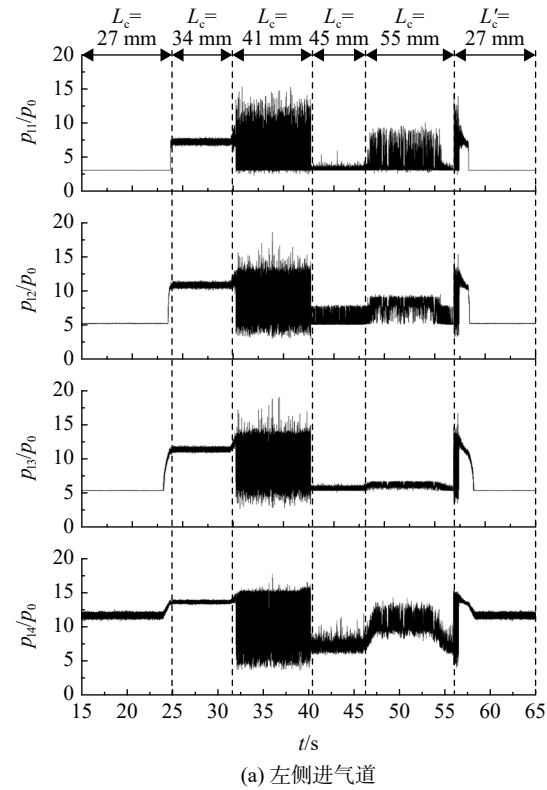
Table 3 Throttle choking ratios of the inlet at different cone positions (state 2)

L_c/mm	$K_{tr}/\%$
27	31.1
34	37.7
41	44.9
45	49.2
55	60.7

的动态压力 p_{l4} 和 p_{r4} 发现, 在该锥位下 p_{l4} 出现了略为明显的压力波动, 表明此时左侧进气道扩张段出口发生了局部非定常流动分离。

2) 双侧不起动: 随着节流锥前移至 $L_c=34$ mm, 因内流道堵塞度增加, 背压增大, 双侧进气道的结尾激波均被推出进气道唇口, 位于唇口稍上游位置($x/L=0.230$), 此时左、右侧进气道的 8 个动态压力均出现了明显上升, 双侧进气道不起动。由于此时激波的位置稳定, 因此进气道的动态压力未出现大幅的振荡现象, 仅由于局部的流动分离存在小幅波动。

3) 双侧喘振: 当节流锥前移至 $L_c=41$ mm 时,



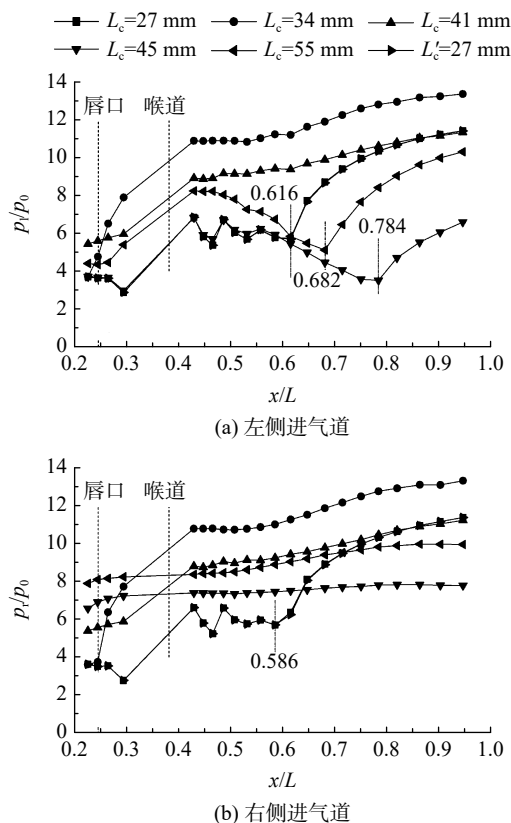


图 11 进气道的沿程静压变化曲线
(工况 2, 单侧喘振→再起动)

Fig. 11 Static pressure distribution of the inlet
(state 2, one-sided inlet duct buzzing→restarting)

双侧进气道均出现了喘振, 8 个动态压力均表现为大幅非定常周期性振荡, 此时左、右侧进气道的动态压力振荡峰值大部分在 $15p_0$ 左右(局部时刻可达到 $17.5p_0$), 这与文中第 3.1 节工况 1 试验中 $L_c=41$ mm 时的喘振特性基本一致。

4) 单侧喘振: 进一步前移节流锥至 $L_c=45$ mm, 内流道堵塞度达到 49.2%, 此时进气道进入单侧喘振状态, 左侧进气道 4 个动态压力的振荡幅值和时均值均大幅下降, 该侧进气道处于深度超临界状态, 结尾激波位于扩张段尾部 $x/L=0.784$ 位置附近, 但此时结尾激波上游的动态压力和静态压力曲线均与 $L_c=27$ mm、进气道正常起动状态下并非完全重合, 这可能是由于右侧不起动进气道口面的喘振流态跨过弹身对左侧进气道的流动产生影响所导致的。与此同时, 在 $L_c=45$ mm 状态下, 右侧侧进气道的动态压力仍然表现为大幅非定常振荡, 进口位置(p_{t1})的压力振荡峰值与 $L_c=41$ mm 时接近, 喉道及扩张段前段(p_{t2} 和 p_{t3})的压力振荡峰值较 $L_c=41$ mm 时有所增大, 约为 $17.5p_0$, 为来流总压的 90%, 扩张段出口(p_{t4})的压力振荡峰值和

幅值则较 $L_c=41$ mm 时明显下降。继续前移节流锥至 $L_c=55$ mm, 内流道堵塞度达到 60.7%, 进气道仍然保持为单侧喘振状态, 左侧进气道 4 个动态压力的振荡幅值和时均值均较 $L_c=45$ mm 时有所增大, 但该侧进气道仍然处于深度超临界状态, 结尾激波向上游运动至 $x/L=0.682$ 位置; 而右侧侧进气道的动态压力仍然保持大幅振荡状态, 4 个动态测点的压力振荡峰值均较 $L_c=45$ mm 时进一步增大, 其中喉道及扩张段前段(p_{t2} 和 p_{t3})的压力振荡峰值增大至 $19p_0$ 左右, 为来流总压的 95%, 较 $L_c=45$ mm 时上升了 8.6%, 这主要是由于节流锥前移导致内流道堵塞度增大引起的。

5) 双侧再起动: 将节流锥后移至 $L'_c=27$ mm 位置, 进气道的压力振荡现象消失, 各动态压力测点的压力时均值与第 1 个锥位 $L_c=27$ mm 时一致, 进气道的沿程静压曲线也与第 1 个锥位 $L_c=27$ mm 时完全重合, 左、右侧进气道的结尾激波重新回到扩张段内 $x/L=0.616$ 和 $x/L=0.586$ 位置, 表明双侧进气道均实现了再起动。

图 12 给出了工况 2、锥位 $L_c=41$ mm 时进气道喉道(p_{t2} 和 p_{t3})和扩张段出口(p_{t4} 和 p_{t5})的动态压力时域变化曲线放大图, 图 13 给出了该锥位下的喉道动态压力功率谱特性曲线。与文中第 3.1 节的双侧进气道喘振特性类似, 在喘振初期, 左、右侧进气道动态压力表现出了较为明显的不对称性, 左侧进气道出现了大范围的流动分离, 第 1 个喘振周期持续时间较长, 为 0.083 5 s; 其后自第 2 个喘振周期开始, 左、右侧进气道的喘振压力变化规律及量值接近, 两侧进气道流动趋于一致, 且喘振周期下降, 在 0.05~0.06 s 之间, 喘振压力

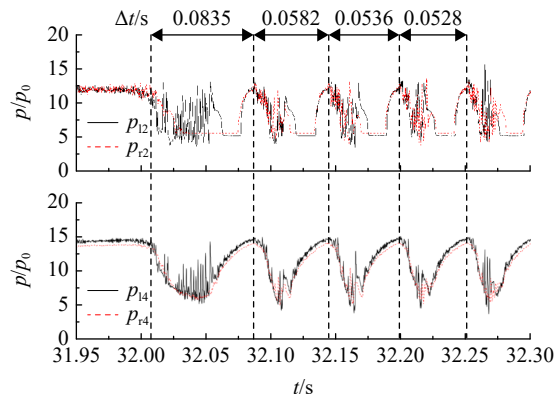


图 12 进气道的动态压力时域变化曲线放大图
(工况 2, $L_c=41$ mm)

Fig. 12 Enlarged view of dynamic pressure time history of the inlet (state 2, $L_c=41$ mm)

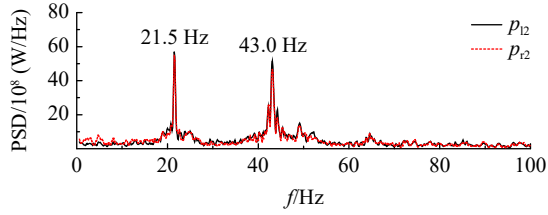


图 13 进气道喘振过程的喉道测点动态压力功率谱特性
(工况 2, $L_c=41$ mm)

Fig. 13 Power spectrum characteristics of dynamic pressure in the buzzing duration for the inlet throat measuring point
(state 2, $L_c=41$ mm)

峰值约为 $15p_0$, 与文中第 3.1 节的分析结果一致。该状态下, 进气道喘振的 1 阶和 2 阶频率分别为 21.5 Hz 和 43.0 Hz, 与文中第 3.1 节的频谱分析结果 (21.6 Hz 和 42.9 Hz) 相差不到 0.5%。

图 14 给出了工况 2、锥位 $L_c=41$ mm 末段和 $L_c=45$ mm 初始段进气道沿程不同位置的动态压力时域变化曲线放大图, 图 15 给出了工况 2、 $L_c=45$ mm 时右侧进气道的动态压力功率谱特性曲线。与 $L_c=41$ mm 时的双侧进气道低频喘振不同, $L_c=45$ mm 时进气道处于单侧喘振状态, 其中左侧进气道的动态压力值变化较小, 无明显的主频特征; 而右侧进气道的动态压力呈现高频大幅

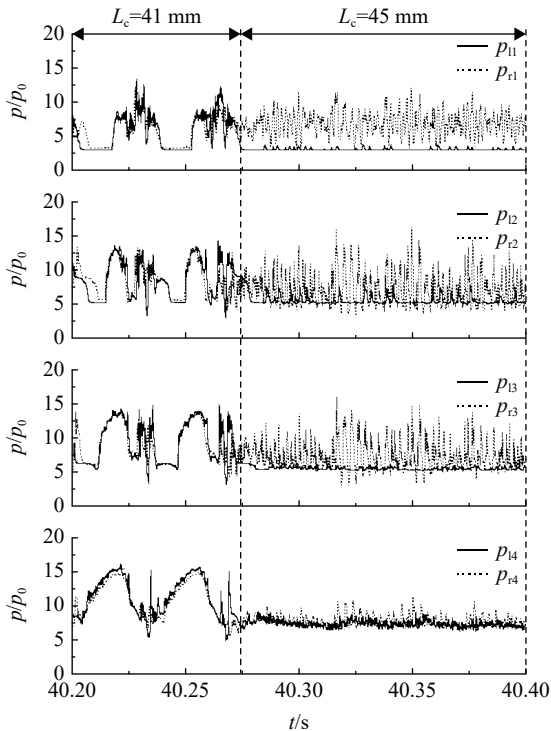


图 14 进气道的动态压力时域变化曲线放大图
(工况 2, $L_c=41\sim 45$ mm)

Fig. 14 Enlarged view of dynamic pressure time history of the inlet (state 2, $L_c=41\sim 45$ mm)

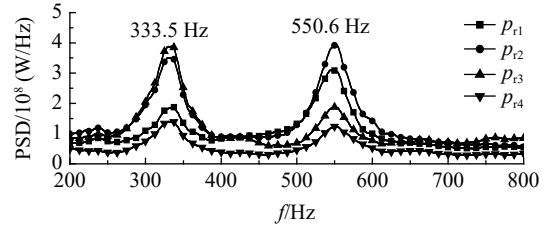


图 15 右侧进气道的动态压力功率谱特性
(工况 2, $L_c=45$ mm)

Fig. 15 Power spectrum characteristics of dynamic pressure of the right-sided inlet (state 2, $L_c=45$ mm)

振荡现象, 振荡压力峰值较 $L_c=41$ mm 时有所上升, 在该锥位下的振荡初期 (初始 0.1 s 内) 约为 $16.5p_0$, 频率则较 $L_c=41$ mm 时显著增大, 上升至 330.5 Hz 和 549.0 Hz。观察图 14 还可以发现, $L_c=45$ mm 时右侧进气道各测点的压力变化规律与 $L_c=41$ mm 时相比出现了明显不同: 进气道进口、喉道及扩张段前段的动态压力均未出现平稳段, 始终处于高频振荡状态, 压力峰值大小变化不固定, 表明此时进气道进口至扩张段前段区域形成了大面积的流动分离, 且该分离现象在该锥位下全程存在, 未出现文中第 3.1 节双侧进气道喘振过程中随着激波前后移动分离包消失的现象。可见, 当锥位 $L_c=45$ mm 时, 右侧进气道始终处于不起动状态, 激波始终位于唇口外, 内流道未出现结尾激波的周期性往复运动, 这是单侧喘振与双侧喘振流动特性最显著的差异。此外, $L_c=45$ mm 时右侧进气道扩张段出口的动态压力 (p_{14}) 振荡变化幅度较 $L_c=41$ mm 时大幅减小, 表明此时进气道扩张段出口附近仅存在小幅的局部流动分离。

对锥位 $L_c=45$ mm 时右侧进气道不同位置的动态压力振荡值进行分析, 结果见表 4, 表中 x/H 表示各测点的轴向位置 (以进气道的唇口高度 H 进行了无量纲化处理), $p_{\max}/p_0$ 表示压力振荡峰值, $p_{\min}/p_0$ 表示压力振荡谷值, $\Delta p/p_0$ 表示压力振荡幅值, 其中 $\Delta p/p_0 = (p_{\max}/p_0) - (p_{\min}/p_0)$ 。表中数据显示, 右侧进气道喉道及扩张段前段的压力振荡幅值最大, 在 $12p_0$ 以上, 进口位置次之, 为 $8.6p_0$, 扩张段出口位置的动态压力振荡幅值最小, 为 $4.9p_0$, 这表明右侧进气道喉道至扩张段前段区域的流动分离最强。

图 16 给出了工况 2、 $L_c=55$ mm 时进气道沿程不同位置的动态压力时域变化曲线放大图, 图 17 给出了工况 2、 $L_c=55$ mm 时右侧进气道的动态压力功率谱特性曲线。可以看出, 当节流锥进一步前移至 $L_c=55$ mm 时, 进气道流动特性与 $L_c=45$ mm

表 4 右侧进气道不同测点的压力振荡值对比
(工况 2, $L_c=45\text{ mm}$)

Table 4 Oscillatory value of the right-sided inlet pressure
for different measuring points (state 2, $L_c=45\text{ mm}$)

测点	x/H	$p_{\max}/p_0$	$p_{\min}/p_0$	$\Delta p/p_0$
p_{r1}	2.28	11.8	3.2	8.6
p_{r2}	3.35	16.5	4.1	12.4
p_{r3}	4.88	15.8	3.2	12.6
p_{r4}	8.09	11.4	6.5	4.9

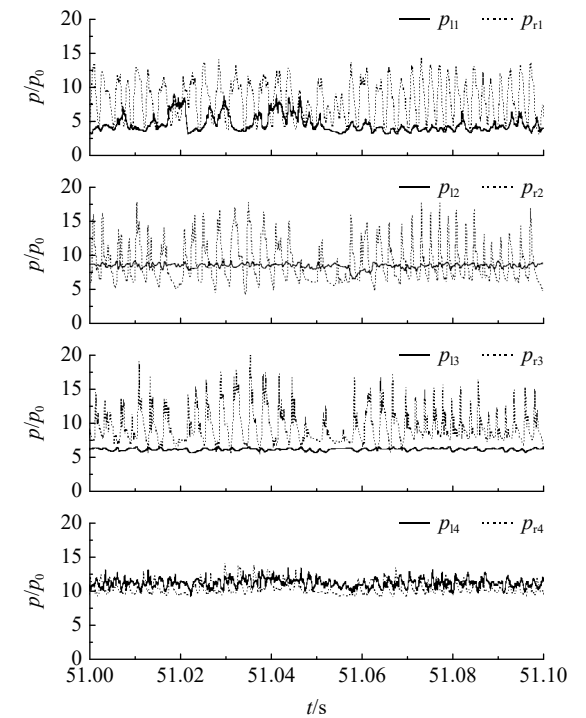


图 16 进气道的动态压力时域变化曲线放大图
(工况 2, $L_c=55\text{ mm}$)

Fig. 16 Enlarged view of dynamic pressure time history of the inlet (state 2, $L_c=55\text{ mm}$)

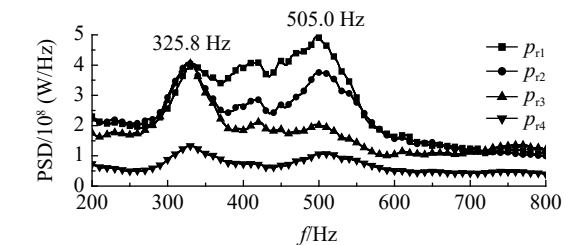


图 17 右侧进气道的动态压力功率谱特性
(工况 2, $L_c=55\text{ mm}$)

Fig. 17 Power spectrum characteristics of dynamic pressure of the right-sided inlet (state 2, $L_c=55\text{ mm}$)

时接近,进气道仍然为单侧喘振状态:其中左侧进气道的喉道和扩张段前段的动态压力值波动变化很小,进口和扩张段出口压力呈现小幅振荡现象,表明左侧进气道进口和扩张段出口附近均存

在局部流动分离;而右侧进气道自进口至扩张段前段的动态压力均处于高频大幅振荡状态,振荡频率为 325.8 Hz 和 505.0 Hz,较喉位 $L_c=45\text{ mm}$ 时略有下降,扩张段出口的压力呈现小幅振荡,与左侧进气道的压力波动接近。然而,由于 $L_c=55\text{ mm}$ 的内流道堵塞度达到 60.7%,较 $L_c=45\text{ mm}$ 时(49.2%)明显增大,因此右侧进气道的压力振荡峰值和幅值均较 $L_c=45\text{ mm}$ 时有所增大(见表 5),最大压力振荡峰值约为 $19.9p_0$,与来流总压($19.95p_0$)非常接近。

表 5 右侧进气道不同测点的压力振荡值对比
(工况 2, $L_c=55\text{ mm}$)

Table 5 Oscillatory value of the right-sided inlet pressure
for different measuring points (state 2, $L_c=55\text{ mm}$)

测点	x/H	$p_{\max}/p_0$	$p_{\min}/p_0$	$\Delta p/p_0$
p_{r1}	2.28	14.4	3.4	11.0
p_{r2}	3.35	18.2	4.2	14.0
p_{r3}	4.88	19.9	5.6	14.3
p_{r4}	8.09	14.0	9.4	4.6

综上所述,随着内流道堵塞度的变化,双侧布局形式的进气道喘振表现为双侧进气道同时喘振和仅有单侧进气道喘振两种不同的模式。零侧滑状态下,双侧进气道同时发生喘振时,进气道内流道存在结尾激波的周期性往复运动,左、右两侧进气道的喘振特性基本一致,喘振频率在 21.5 Hz 左右,喘振压力振荡峰值约为来流总压的 75%。当内流道堵塞度超过 49% 时,进气道出现一侧喘振、另一侧深度超临界工作的现象,其中喘振侧流道内不再出现激波的周期性往复运动,而是存在大范围的流动分离,压力振荡主频在 325 Hz 以上,约为双侧进气道同时喘振模式下频率的 15 倍,且压力振荡峰值随内流道堵塞度的增加而增大,最大值与来流总压量值相当。

4 结 论

对一种超声速双侧二元进气道在马赫数 2.6、攻角 2° 、侧滑角 0° 条件下的喘振特性开展了风洞试验研究,获得了进气道在不同内流道堵塞度下的喘振流动特性,得到的主要结论如下:

- 1) 对于采用双侧进气布局的超声速飞行器,当内流道堵塞度较大时,进气道喘振表现出了双侧进气道同时喘振和一侧进气道喘振、另一侧进气道深度超临界工作的两种不同模式;

2) 零侧滑状态下, 双侧进气道同时喘振时, 内流道存在激波的周期性往复运动, 进气道表现为低频大幅气流振荡现象, 左、右两侧进气道的喘振压力变化规律基本一致, 流场对称性较好, 喘振频率约为 21.5 Hz, 喘振压力峰值约为来流总压的 75%;

3) 当内流道堵塞度超过 49% 时, 进气道出现单侧喘振现象, 喘振侧进气道内存在大范围的流动分离, 且喘振频率较双侧进气道同时喘振时显著增大, 约为双侧喘振频率的 15 倍, 喘振压力峰值和幅值均随着内流道堵塞度的增加而增大, 最大压力峰值与来流总压相当;

4) 双侧进气道同时喘振时, 由于左、右两侧进气道的喘振流动对称性较好, 可将进气道简化为串联式的空腔模型, 采用 Sterbentz 共振频率计算方法得到的喘振频率与试验值相差不到 14%。

参考文献:

- [1] OSWATITSCH K. Pressure recovery for missiles with reaction propulsion at high supersonic speeds: NASA TM 1140 [R]. Washington DC: NASA, 1944.
- [2] FERRI A, NUCCI L M. The origin of aerodynamic instability of supersonic inlets at subcritical conditions: NASA RM L50K30 [R]. Washington DC: NASA, 1951.
- [3] FISHER S A, NEALE M C, BROOKS A J. On the sub-critical stability of variable ramp intakes at Mach numbers around 2: ARC/R/M-3711 [R]. Farnborough, England: National Gas Turbine Establishment, 1970.
- [4] DAILEY C L. Supersonic diffuser instability[D]. Pasadena, U S: California Institute of Technology, 1955.
- [5] ORLIN W J, DUNSWORTH L C. A criterion for flow instability in supersonic diffuser inlets: Report NO. 5144 [R]. Cazenovia, US: Marquardt Aircraft Company, 1951.
- [6] STERBENTZ W H, EVAVARD J C. Criteria for prediction and control of ram-jet flow pulsations: NACA TN 3506 [R]. Cleveland, US: NACA, 1955.
- [7] NAGASHIMA T, OBOKATA T, ASANUMA T. Experiment of supersonic air intake buzz: Report NO. 481[R]. Tokyo, Japan: Institute of Space and Aeronautical Science, 1972.
- [8] SOLTANI M R, FARAHANI M, ASGARI KAJI M H. An experimental study of buzz instability in an axisymmetric supersonic inlet [J]. *Scientia Iranica*, 2011, 18(2): 241-249.
- [9] TRAPIER S, DUVEAU P, DECK S. Experimental study of supersonic inlet buzz[J]. *AIAA Journal*, 2006, 44(10): 2354-2365.
- [10] 李宏东, 朱守梅, 朱璞, 等. 超声速颌下进气道亚临界振荡特性试验研究[J]. 推进技术, 2015, 36(11): 1601-1609.
LI Hongdong, ZHU Shoumei, ZHU Pu, et al. Experimental investigation on sub-critical oscillation characteristics of supersonic chin inlet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(11): 1601-1609. (in Chinese)
- [11] TRIMPI R L. A theory for stability and buzz pulsation amplitude in ram jets and an experimental investigation including scale effects: NACA-TR-1265 [R]. Cleveland, US: NACA, 1956.
- [12] FISHER S A. On the mechanism of supersonic intake instability, with some thoughts for further work[R]. Melbourne, Australia: Aeronautical Research Labs, 1970.
- [13] WIE D, KWOK F, WALSH R. Starting characteristics of supersonic inlets: AIAA-96-2914[R]. Lake Buena Vista, US: AIAA, 1996.
- [14] LU P J, JAIN L T. Numerical investigation of inlet buzz flow[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1998, 14(1): 90-100.
- [15] NEWSOME R W. Numerical simulation of near-critical and unsteady, subcritical inlet flow[J]. *AIAA Journal*, 1984, 22(10): 1375-1379.
- [16] TRAPIER S, DECK S, DUVEAU P, et al. Delayed detached-eddy simulation of supersonic inlet buzz[C]//Proceedings of the 37th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit. Reston, US: AIAA, 2007: 1-15.
- [17] 王玉峰, 杨宝娥. 超声速进气道喘振的机理研究[J]. *火箭推进*, 2008, 34(1): 17-22.
WANG Yufeng, YANG Baoe. Study of the buzz mechanism of supersonic inlets[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2008, 34(1): 17-22. (in Chinese)
- [18] 代珂, 郭峰, 朱剑锋, 等. 基于 DMD 方法的超声速进气道喘振特性分析[J]. *航空动力学报*, 2019, 34(5): 1076-1084.
DAI Ke, GUO Feng, ZHU Jianfeng, et al. Characteristics investigation on supersonic inlet buzz with dynamic mode decomposition method[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(5): 1076-1084. (in Chinese)
- [19] SHI Wen, CHANG Juntao, WANG Youyin, et al. Buzz evolution process investigation of a two-ramp inlet with translating cowl[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 84: 712-723.

(编辑: 王碧琚)