

设计马赫数为 5 的一级二元混压式进气道 典型状态下气动特性

翁小倬^{1,2,3}, 郭荣伟^{1,3}, 褚丹丹⁴

- (1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;
2. 中国人民解放军 94710 部队, 江苏 无锡 214141;
3. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191;
4. 中国人民解放军 94627 部队, 江苏 无锡 214141)

摘 要: 对一种设计马赫数为 5 的一级二元混压式进气道再入大气层过程典型状态进行了仿真和风洞试验,得到了该进气道典型状态下的气动特性. 结果表明: 当来流马赫数高于设计马赫数(为 5)时, 进气道外压斜激波系提前汇合, 与唇罩入射斜激波相互作用, 产生了波-波干扰; 尽管发生了流动分离, 但当来流马赫数为 7 和 6 时进气道出口上游气流紊流度分别不超过 3.337 和 3.256, 且流道内动态压力信号的功率谱密度呈现白噪声特征, 不会对发动机造成结构损伤. 因此, 对于宽来流马赫数工作范围的进气道来讲, 为了提供足够的流量, 可以适当降低进气道的设计马赫数.

关键词: 航空、航天推进系统; 二元进气道; 斜激波; 流动分离; 功率谱
中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Aerodynamic characteristics of design Mach number of 5 two-dimensional inlet with mixed-compression under typical condition

WENG Xiao-chai^{1,2,3}, GUO Rong-wei^{1,3}, ZHU Dan-dan⁴

- (1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Unit 94710, the Chinese People's Liberation Army, Wuxi Jiangsu 214141, China;
3. Co-Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China;
4. Unit 94627, the Chinese People's Liberation Army, Wuxi Jiangsu 214141, China)

Abstract: The aerodynamic characteristics of a design Mach number of 5 two-dimensional inlet with mixed-compression during reentry under typical condition were investigated experimentally using wind tunnel and simulation. The results show that: when the free stream Mach number is higher than the design Mach number of 5, the external ramp oblique shocks of inlet intersect in advance and impinge on the cow inner surface, causing shock-shock interaction in combination with the cow oblique shock. Though the flow separations occur, the turbulence intensities upstream the inlet exit are less than 3.337 and 3.256 respectively when the free stream Mach numbers are 7 and 6, and the power spectrum density of the dynamic pressure signals in the duct generally presents the characteristics of white noise, causing little damage to the structure of the engine. Accordingly, in order to improve the mass flow of the inlet working over a wide range of free stream Mach number, the design Mach number of

inlet can be reduced properly.

Key words: aerospace propulsion system; two-dimensional inlet; oblique shock; flow separation; power spectrum

随着导弹防御技术的发展,传统弹道导弹的突防和生存能力受到极大的挑战.近年来,助推滑翔弹受到各国的关注^[1-9].为了提高助推滑翔弹再入大气层后的机动能力,在助推滑翔弹滑翔段可开启动力装置(固体火箭、吸气式冲压发动机或其他发动机),进行巡航飞行^[9].吸气式冲压发动机(以下简称发动机)由于其本身不需要携带氧化剂,减轻了飞行质量,大大提高了推进系统的比冲^[10],成为这种再入大气层飞行器组合动力装置的关键技术之一.

进气道是发动机的重要部件,其功能是捕获空气和有效利用高速来流的冲压向发动机提供所需的高品质流场和高压力空气^[11]。因此,进气道的设计是助推滑翔弹中使用的发动机的关键技术之一,对助推滑翔弹再入大气层后的巡航性能将产生重大影响。

飞行器再入大气层时飞行速度较高,需要在特定高度和飞行速度时抛掉发动机进气道堵盖,在适合发动机工作的高度和飞行速度下,点燃发动机,进行高超声速巡航.由于抛开堵盖后来流马赫数需要逐渐降低到适合发动机工作的来流马赫数,这对推进系统发动机的设计提出了挑战.通常,进气道设计点飞行马赫数为巡航马赫数,进气道设计按照激波-唇罩贴口设计^[12].当来流马赫数高于设计马赫数时,压缩面斜激波提前汇合,与唇罩入射斜激波相交,引起局部流动分离,使得进气道总压损失增大,甚至引起进气道不起动;而流动分离引起的气流动态脉动,也会影响飞行器的结构稳定性.

国内外专门针对进气道再入大气层过程的研究文献鲜见报道. 文献[13]对一设计马赫数为 6 的进气道在来流马赫数为 5, 6 和 7 时的工作特性进行了研究, 分析了进气道在非设计马赫数时唇罩处的波系结构, 发现来流马赫数为 7 时唇罩脱体激波与外压激波相交, 在入口前形成一很强的弓形波, 导致唇罩侧和中心体上形成了严重的流动分离, 进气道几乎处于不起动状态, 然而其研究仅限于数值仿真. 为了揭示进气道再入大气层过程典型状态下进气道的流动机理, 本文对一设计马赫数为 5 的一级二元亚燃发动机进气道开展风洞研究和仿真模拟, 旨在为其工程使用提供技术

支持和参考. 进气道的工作模式取飞行高度为 30 km、来流马赫数为 7 时抛掉进气道堵盖预热流道, 飞行高度为 25 km、来流马赫数为 5 时点燃亚燃发动机巡航飞行.

1 试验设备与模型

试验研究是在南京航空航天大学的高超声速风洞 NH003 上进行的,

1.1 试验模型

本文按照定几何混压式超声速进气道的设计方法设计了一级二元混压式进气道(图 1, DC1, DR1 等为传感器的编号), 进气道采用四波系结构(3 道外压激波+唇罩入射斜激波), 扩张段中心线和面积变化采用前缓后急的变化规律^[14], 模型的主要参数见表 1(H 为捕获高度). 考虑再入大气层过程热防护, 进气道第 1 级压缩面楔板前缘及唇罩前缘进行了钝化^[15].

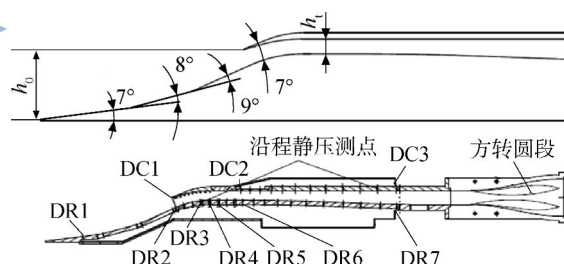


图 1 一级二元混压式进气道示意图

Fig. 1 Sketch of two-dimensional inlet with mixed-compression

表 1 模型的主要参数

Table 1 Primary parameter of model

参数	数值或说明
前体压缩角/(°)	7.8,9
唇罩压缩角/(°)	7
喉道高度	0.226 <i>H</i>
扩张段长度	4 <i>H</i>
扩张段面积变化率	前缓后急
扩张段中心线变化率	前缓后急
进气道出口高度	0.3 <i>H</i>
进气道宽高比	1

1.2 实验设备

NH003 风洞为高压下吹-真空抽吸暂冲式高超声速风洞,其具体参数见文献[16],图 2 给出了试验模型在风洞中的照片,表 2 给出了试验中的来流条件。

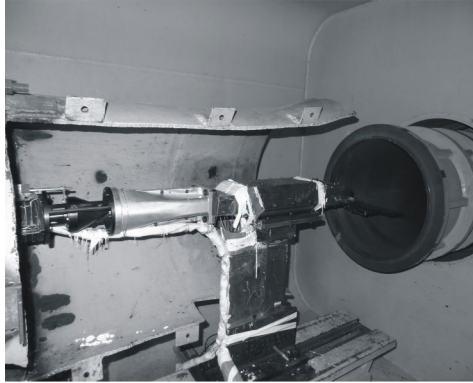


图 2 试验模型在风洞中的照片

Fig. 2 Photo of experimental model in wind tunnel

表 2 试验中的来流条件

Table 2 Free stream condition of experiment

来流马赫数	总压/Pa	总温/K
7	742 575.6	545
6	799 286.4	506
5	633 777.6	594

1.3 测量系统

本试验的测量系统包括总/静压测量系统和动态压力测量系统。其中压缩面一侧对称面有静压测点 22 个,唇罩侧对称面有静压测点 21 个,出口截面有静压测点 10 个,共计 55 个(如图 1 所示)。沿程静压测点位置参考了初步的数值仿真计算结果,在静压梯度变化比较大的地方布置相对要密一些。总压测点布置在进气道出口截面,该截面为矩形,按等面积分布,布置 25 个总压测点。动态压力测量系统由 CYG503A 绝压型微型压力传感器和动态信号采集系统组成,动态压力传感器的编号和位置如图 1 所示。

2 数值模拟

数值模拟使用 Fluent 商业软件进行,采用有限体积法求解雷诺平均后的 N-S 方程,湍流模型采用标准 $k-\epsilon$ 方程,无黏对流通量采用 Roe 格式离散,黏性通量采用 2 阶中心差分格式离散,壁面函数采用标准壁面函数。为了能够更准确地模拟

边界层内的复杂流动,计算网格在边界层底部进行了加密,同时对型面变化剧烈的地方,网格也进行了加密。考虑本研究无攻角和侧滑角,计算中采用了半模对称计算,网格量为 140 万。图 3 给出了模型网格。

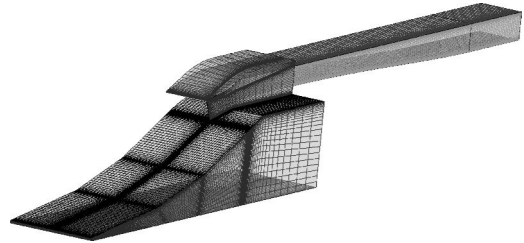


图 3 模型网格

Fig. 3 Grids of model

3 结果与分析

3.1 沿程静压

图 4 给出了进气道再入大气层过程不同来流马赫数下对称面沿程静压分布曲线,静压 p_s 用来流静压 p_0 进行了无量纲化。其中来流马赫数 $Ma_0=7$ 时,进气道为超声速通流; $Ma_0=6$ 时,受节流锥的影响,通道内出现结尾激波;由于进气道在 $Ma_0=5$ 时要稳定工作,静压曲线为出口反压比为 89 时的曲线。从图 4 可以看出,在压缩面上,由于激波的产生使得外压段沿程静压逐级提高。在通道内,由于激波、膨胀波的形成、相交和反射使得壁面静压出现大幅波动。

仔细观察图 4(a)可以发现,当 $Ma_0=7$ 时,可以看出除个别点外,仿真与试验结果吻合较好。唇罩入口处仿真得到的静压跃升比试验结果剧烈,这是由于来流马赫数远高于设计马赫数,外压段斜激波提前相交,与唇罩入射斜激波形成复杂的波-波干扰,而 Fluent 软件中人工黏性可能估计过高加上数值格式分辨率的局限导致此处静压曲线吻合不好。压缩面静压测点 7,8 和 11~13 处静压分别出现压力“平台”,这是内收缩段内激波/附面层干扰引起的流动分离。

从图 4(b)可以看出当来流马赫数降低到 $Ma_0=6$ 时,进入进气道内通道后,仿真得到的沿程静压比试验结果略低,但就整个曲线变化的趋势来说,计算所得到的沿程静压曲线分布与试验结果还是一致的,同时当来流马赫数降低到 6 时,沿程静压曲线中的压力平台几乎消失。

观察图 4(c)可以看出,由于此时来流马赫数已降低到设计状态,通道内已不存在静压平台。进

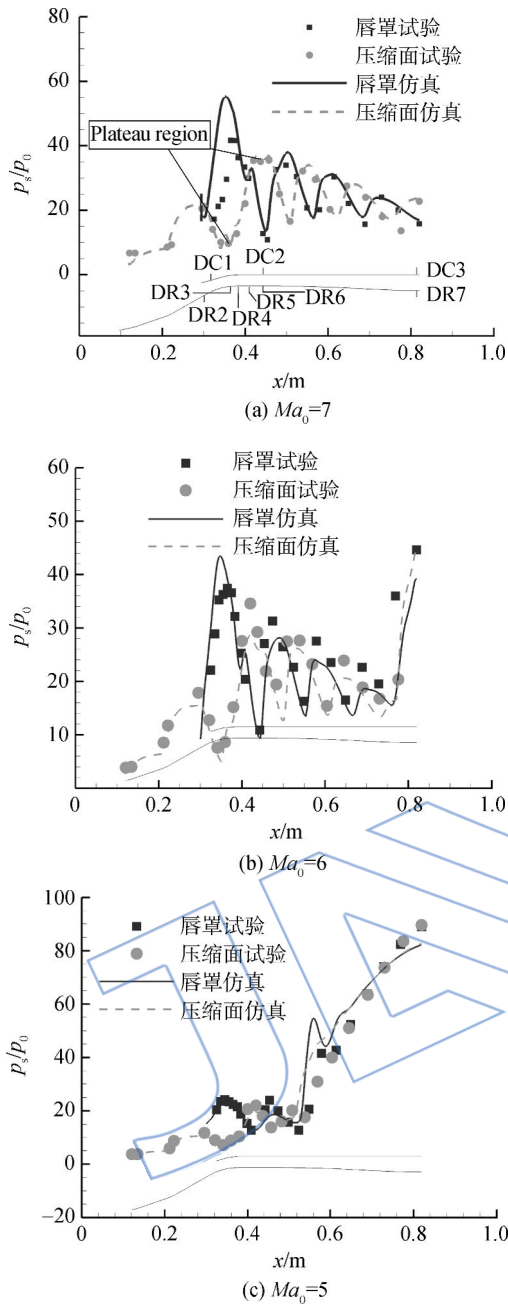


图4 不同来流马赫数沿程静压分布曲线

Fig. 4 Distribution of static pressure along duct with different free stream Mach numbers

气道沿程静压的跃升起点位于进气道后端的扩张段,说明进气道的结尾激波停留在扩张段内,进气道处于超临界工作状态。

3.2 波系结构

试验中通过在观察窗录像,获得进气道外压段的波系纹影照片。图5给出的是再入大气层过程不同来流马赫数下进气道外压段波系纹影,可以看出该进气道外压段为三波系设计。

从图5中可以看出,当来流马赫数 $Ma_0 = 7$ 时,外压段波系提前交汇,汇合后的斜激波打入进

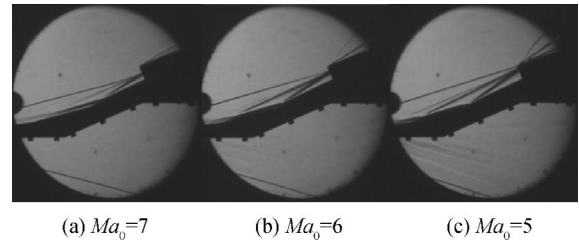


图5 再入大气层过程进气道波系纹影

Fig. 5 Schlieren images of inlet during reentry

气道内收缩段。随着来流马赫数的降低,外压斜激波系的汇合点逐渐靠后,当来流马赫数降低到 $Ma_0 = 5$,外压斜激波系与进气道唇口前缘相交。

图6给出再入大气层过程,进气道对称面马赫数等值分布图。从仿真计算结果可以看出,当来流马赫数高于设计马赫数时,外压段波系提前交汇后与唇罩入射斜激波产生了复杂的波-波干扰,激波根部产生了局部的分离,但对比图4(a)的静压曲线,可能试验中并没有出现流动分离,或者分离区比仿真要小很多,导致此处静压曲线吻合不好。从图6可以看出压缩面由于激波/附面层干扰也发生了局部的流动分离,与对应图4中的静压平台相对应。所幸在本文的研究范围内,进气道并没有出现不起动现象。

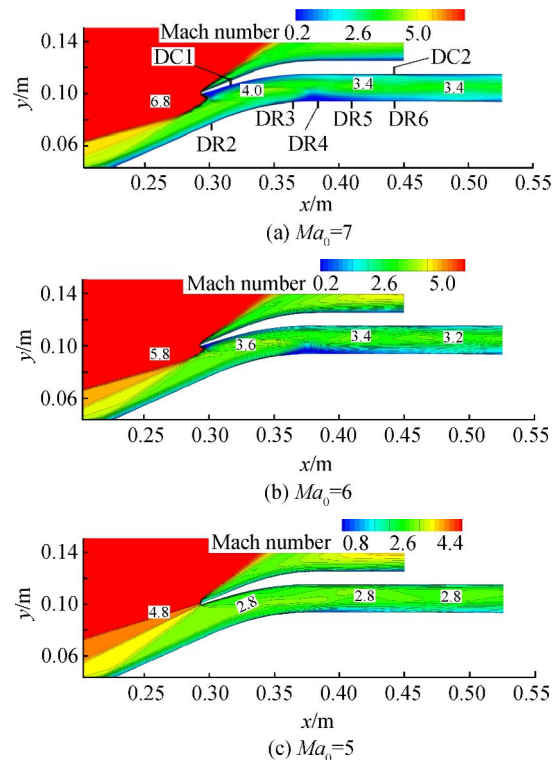


图6 再入大气层过程进气道对称面马赫数等值分布图

Fig. 6 Mach number contours at symmetry of inlet during reentry

从图 6 中也可以看出,随着来流马赫数的降低,通道内分离区逐渐减小并直至消失。

3.3 脉动特性

考虑到进气道再入大气层过程中在高于设计马赫数时,通道内发生了流动分离,而引起气流剧烈脉动可能会对推进系统的安全造成破坏,本文对其再入大气层过程中气流的脉动特性进行了研究。图 7 给出了来流马赫数 $Ma_0 = 7$ 时,沿流道部分传感器动态压力信号功率谱密度分布(f 为频率),同时表 3 给出了各传感器信号的脉动强度(p_{rms} 为动态压力的方均根, ϵ 为紊流度)。传感器的分布位置如图 1 和图 4 所示。

从图 7 可以看出,当来流马赫数 $Ma_0 = 7$ 时,各传感器信号并没有出现明显的能量集中。传感器 DC1 位于进气道唇罩入口下游附近,尽管入口处波-波干扰严重,但信号脉动强度很低,表明唇罩入口可能没有发生流动分离或者分离区很小。传感器 DR5 和 DR6 脉动强度相对其他传感器要高,它们对应的位置在静压测点 11~13 附近,表明其附近的确发生了流动分离。

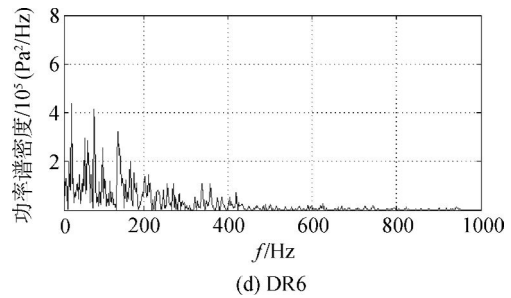
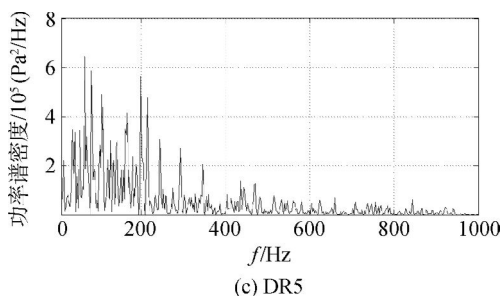
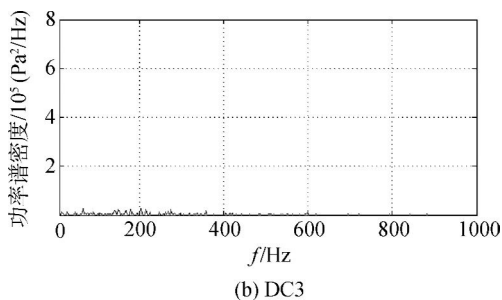
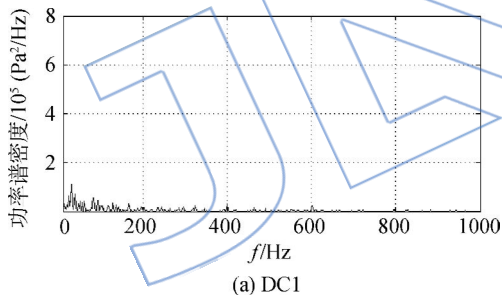


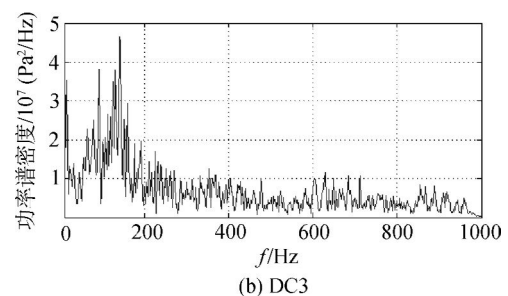
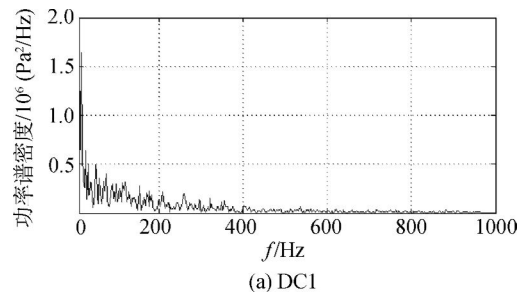
图 7 $Ma_0 = 7$ 时,动态压力信号功率谱密度
Fig. 7 Power spectrum density of dynamic pressure signals when $Ma_0 = 7$

表 3 $Ma_0 = 7$ 时各传感器信号的脉动强度

Table 3 Fluctuation intensity of sensor signals when $Ma_0 = 7$

传感器编号	p_{rms}	p_{rms}/p_0	ϵ
DC1	29.487	0.164	1.555
DC2	22.182	0.124	1.113
DC3	17.797	0.099	0.661
DR1	16.600	0.093	2.367
DR2	19.728	0.110	0.612
DR3	27.745	0.155	2.792
DR4	19.558	0.109	3.337
DR5	79.381	0.443	1.951
DR6	56.004	0.312	1.240
DR7	19.010	0.106	0.708

图 8 给出的是来流马赫数 $Ma_0 = 6$ 时,沿流道部分传感器动态压力信号功率谱密度分布,同时表 4 给出了各传感器信号的脉动强度。可以看



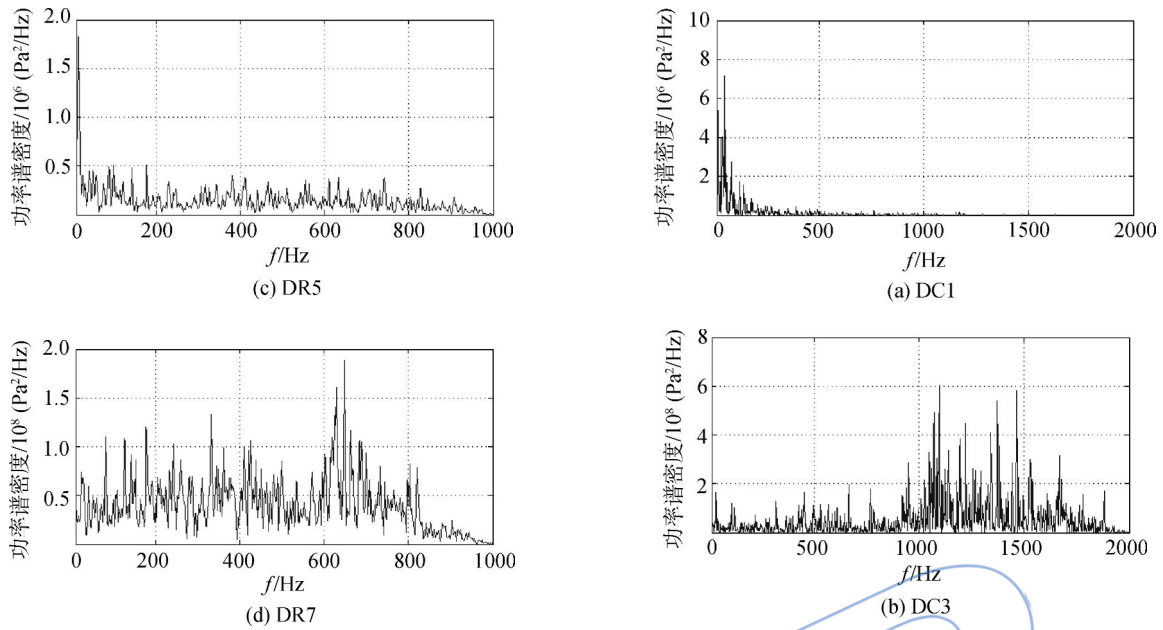
图8 $Ma_0 = 6$ 时,动态压力信号功率谱密度Fig. 8 Power spectrum density of dynamic pressure signals when $Ma_0 = 6$

表4 $Ma_0 = 6$ 时各传感器信号的脉动强度
Table 4 Fluctuation intensity of sensor signals
when $Ma_0 = 6$

传感器编号	p_{rms}	p_{rms} / p_0	ϵ
DC1	138.975	0.274	1.977
DC2	44.673	0.088	1.053
DC3	833.835	1.647	4.852
DR1	12.205	0.024	1.128
DR2	44.802	0.088	0.629
DR3	72.004	0.142	3.256
DR4	87.019	0.172	1.585
DR5	142.242	0.281	1.234
DR6	69.977	0.138	0.695
DR7	1985.148	3.921	8.171

出进气道出口位置的传感器 DC3 和 DR7 脉动强度相对沿流道其他传感器要高,这是由于进气道出口受节流锥的影响,结尾激波使得出口位置的传感器脉动强度升高。

来流马赫数 $Ma_0 = 5$ 时,沿流道部分传感器动态压力信号功率谱密度分布在图9中给出。可以看出由于进气道处于超临界工作状态,出口的传感器 DC3 和 DR7 以及喉道前的传感器脉动强度较低,且集中在低频段,总体来说其脉动信号呈现白噪声特征。

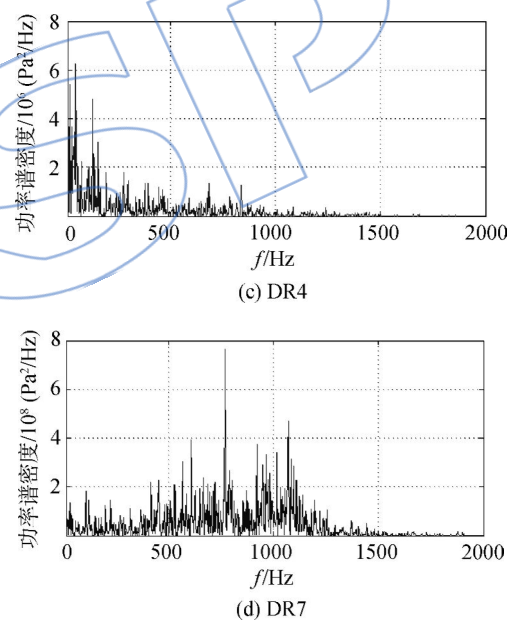
图9 $Ma_0 = 5$ 时,动态压力信号功率谱密度Fig. 9 Power spectrum density of dynamic pressure signals when $Ma_0 = 5$

表5给出了来流马赫数 $Ma_0 = 5$ 时,沿流道各传感器信号的脉动强度,可以看出除了出口位置的传感器(DC3 和 DR7)受结尾激波影响脉动强度较大,其余传感器脉动强度均较小。

表5 $Ma_0 = 5$ 时各传感器信号的脉动强度
Table 5 Fluctuation intensity of sensor signals
when $Ma_0 = 5$

传感器编号	p_{rms}	p_{rms} / p_0	ϵ
DC1	187.527	0.157	1.087
DC2	139.185	0.116	0.778

续表

传感器编号	p_{rms}	p_{rms}/p_0	ϵ
DC3	3233.173	2.699	3.779
DR1	18.171	0.015	0.781
DR2	57.072	0.047	0.540
DR3	66.053	0.055	1.076
DR4	224.272	0.187	1.698
DR5	140.910	0.118	0.700
DR6	77.870	0.065	0.515
DR7	3103.160	2.591	3.604

4 结 论

对设计马赫数为 5 的一级二元混压式进气道再入大气层过程开展试验与数值仿真研究,通过对所得结果的分析与讨论,可以得到如下结论:

1) 当来流马赫数高于设计马赫数时,外压段波系提前交汇,汇合与唇罩入射斜激波形成复杂的波-波干扰,通道内由于激波反射导致激波/附面层干扰分离,仿真与试验静压曲线基本吻合,随来流马赫数的降低,流动分离逐渐减小并消失。

2) 在进气道再入大气层过程,尽管通道内发生了流动分离,但从动态特性分析来看,进气道沿流道各个传感器的脉动幅值也较小,激波/附面层干扰分离处附近,气流脉动强度相对较高,但功率谱密度分布不存在明显的局部峰值,不会影响发动机的稳定工作。

3) 对于宽来流马赫数工作范围进气道来讲,为了给发动机在低来流马赫数加速阶段提供足够的流量,在满足高来流马赫数时性能的前提下,可以适当降低进气道的设计马赫数。

参考文献:

- [1] Kelley H J, Cliff E M, Lutze F H. Boost-glide range optimal guidance[J]. Optimal Control Applications and Methods, 1982, 3(3): 293-298.
- [2] Dewell L D, Speyer J L. Fuel optimal periodic control in constrained hypersonic flight[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1997, 20(5): 923-932.
- [3] Carter P H, Pines D J, Rudd L V. Approximate perform-

ance of periodic hypersonic cruise trajectories for global reach[R]. AIAA 98-1644, 1998.

- [4] Moster G E, Martin J G. Oscillatory trajectories applied to NASA's DF27 configuration[R]. AIAA 99-4931, 1999.
- [5] Kimberl Y A C. Performance optimization study of a common aero vehicle using a legendry pseudo spectra method [D]. Boston, US: Massachusetts Institute of Technology, 2003.
- [6] Youssef H M, Chowdhry R S, Lee H P, et al. Hypersonic skipping trajectory[R]. AIAA-2003-5498, 2003.
- [7] 徐玮, 孙丕忠, 夏智勋. 助推-滑翔导弹总体一体化优化设计[J]. 固体火箭技术, 2008, 31(4): 317-320.
- XU Wei, SUN Pizhong, XIA Zhixun. Integration design and optimization for boost-glider missile[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2008, 31(4): 317-320. (in Chinese)
- [8] 李瑜, 杨志红, 崔乃刚. 助推-滑翔导弹弹道优化研究[J]. 宇航学报, 2008, 29(1): 66-71.
- LI Yu, YANG Zhihong, CUI Naigang. A study of optimal trajectory for boost glide missile[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(1): 66-71. (in Chinese)
- [9] 李瑜. 助推-滑翔导弹弹道优化与制导方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2009.
- LI Yu. Study of trajectory optimization and guidance algorithm for boost-glide missile[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2009. (in Chinese)
- [10] Daines R, Segal C. Combined rocket and air breathing propulsion system for space-launch application[J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(5): 605-612.
- [11] Seddon J, Goldsmith E L. Intake aerodynamics[M]. London: Blackwell Science, 1999.
- [12] Curran E T, Murthy S N B. Scramjet propulsion[M]. Washington: AIAA, 2001.
- [13] Boon S, Hillie R. Hypersonic inlet flow analysis at Mach 5, 6 and 7[R]. AIAA-2006-12, 2006.
- [14] Lee C C, Boekicker C. Subsonic diffuser design and performance for advanced fighter aircraft[R]. AIAA 85-3073, 1985.
- [15] WANG Weixing, XIE Lürong, GUO Rongwei. Influence of blunting manner of the lip highlight of hypersonic inlet on the aerothermodynamic performance [R]. AIAA-2011-2306, 2011.
- [16] 徐翔, 伍贻兆, 程克明, 等. 高超声速风洞气动布局设计[J]. 南京航空航天大学学报, 2008, 40(2): 271-274.
- XU Xiang, WU Yizhao, CHENG Keming, et al. Aerodynamic configuration design of hypersonic wind tunnels[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 40(2): 271-274. (in Chinese)