

发动机起动/关机过程中喷管侧向载荷试验

程 诚^{1,2}, 王-白³, 林庆国^{1,2}

- (1. 上海空间推进研究所 研究发展中心, 上海 201112;
2. 上海空间发动机工程技术研究中心, 上海 201112;
3. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 为了获得大面积比喷管在发动机起动/关机过程中的侧向载荷,搭建了喷管侧向载荷冷流试验系统,通过测量应变管感知的喷管侧向载荷和通过加速度传感器感知的喷管振动载荷,分析发动机起动/关机过程中喷管侧向载荷的变化规律。试验表明:试验喷管在发动机起动/关机过程中均存在3个峰值侧向载荷,起动过程中分别对应着初始正激波向稳定自由激波分离的转变过程、自由激波分离向受限激波分离的转变过程以及分离激波结构处于“末端振动状态”,关机过程则恰好相反,而且关机过程相对起动过程的峰值侧向载荷发生压比存在一定的迟滞效应;喷管壁面的周向应变对侧向载荷非常敏感,而壁面轴向应变却基本不受喷管侧向载荷的影响;喷管侧向载荷是激励喷管振动的主导因素,并在试验喷管发生“末端振动效应”时,振动加速度峰值达到最大为80g。

关 键 词: 火箭发动机; 喷管; 侧向载荷; 流动分离; 冷流试验

中图分类号: V434.3

文献标志码: A

Test of nozzle side load variation during engine start up and shut down

CHENG Cheng^{1,2}, WANG Yibai³, LIN Qingguo^{1,2}

- (1. Research and Development Center,
Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China;
2. Shanghai Engineering Research Center of Space Engine, Shanghai 201112, China;
3. School of Astronautics,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: For the purpose of acquiring the side load of high area ratio nozzle during engine start up and shut down, the nozzle cold flow test system was established to investigate the nozzle side load variation during engine work processes, through measuring the nozzle side load using strain tube and nozzle vibration load using acceleration sensor. Test results showed that the test nozzle had three side load peaks during engine start up and shut down respectively, and the peaks corresponded to the initial normal shock transforming to steady free shock separation process, the free shock separation transforming to restricted shock separation process and the separation flow appearing “end effect” phenomenon; the occurring sequence of nozzle side load peaks during engine start up and shut down was on the contrary, and there was some hysteresis effect for the two processes; the nozzle circumferential strain was very sensitive to the variational side load, but the nozzle axial strain was not affected by the nozzle side load at all; the variational side load was the primary factor of nozzle vibra-

收稿日期: 2018-04-16

作者简介: 程诚(1987—),男,高级工程师,博士,主要从事空间推进技术、空间核能应用等研究工作。E-mail: ccheng_sisp@163.com

引用格式: 程诚,王-白,林庆国. 发动机起动/关机过程中喷管侧向载荷试验[J]. 航空动力学报, 2019, 34(2): 460-468. CHENG Cheng, WANG Yibai, LIN Qingguo. Test of nozzle side load variation during engine start up and shut down[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(2): 460-468.

tion, and the maximum acceleration peak was about 80g when the nozzle “end effect” occurred.

Key words: rocket engine; nozzle; side load; flow separation; cold test

为了获得较好的高空性能,高性能液体火箭发动机喷管的设计膨胀比往往较大。而对于大面积比的拉瓦尔喷管而言,在高反压条件下会发生显著的过膨胀,喷管内过膨胀的燃气流在喷管出口附近脱离壁面而分离,分离区内的壁面压强分布和分离前完全不同,特别是非轴对称的喷管内分离流动将产生严重的侧向力载荷,这给喷管的可靠和安全构成了巨大威胁。因此,在选择喷管面积比时,往往需兼顾其在高空条件下的高性能和在地面附近工作时的稳定性,尽量保证喷管在地面满流工作时即使存在较大的过膨胀也不产生较大的侧向载荷。但是,更加严重的喷管过膨胀状态发生在液体火箭发动机点火起动/关机的瞬间过程中,因为在这两个短暂的过渡时间段内,燃烧室压强还处于升高与降低的非稳态过程中,低于喷管满流状态下燃烧室压强的设计值,该不稳定过程极易产生喷管侧向载荷。美国的 J-2 发动机^[1-2]、航天飞机主发动机(SSME)^[3-5]、欧洲的战神发动机(Vulcain)^[6-7]和日本的 LE-7A^[8-9]等发动机的研制过程中,均遇到了比较严重的喷管侧向载荷问题。

由于喷管分离流动和侧向载荷具有普遍性和破坏力,美国、俄罗斯、欧洲和日本等国均开展了专项研究。喷气推进实验室(JPL)通过对过膨胀喷管的分离流动进行大量试验研究,发现了自由激波分离(FSS)^[10]。Rocketdyne 公司针对 J-2 发动机进行了一系列全尺寸喷管的流动分离及侧向载荷试验,发现了另外一种型式的喷管分离流动—受限激波分离(RSS)^[2]。美国国家航空航天局(NASA)马歇尔飞行中心采用应变管测量侧向力矩的方法对截短的理想型面(TIC)喷管和抛物线型喷管的起动过程进行了冷流试验以研究它们的侧向载荷特征^[11-12]。欧洲通过对 Vulcain 发动机大量热试车数据的分析,解释了 Vulcain 发动机在起动与关机过程出现过高侧向载荷的原因,即由于 FSS 与 RSS 之间转变出现的压力振动以及“末端振动效应”^[7]。日本从 LE-7A 试验数据出发,分析了两种流动分离模式在发动机起动和关机短暂过程中的转变,结合非定常的喷管流场结构和波系分布,研究了分离点的位置变动与流

动分离模态和压比的关系^[13-14]。然而,国内的研究主要集中在喷管自由激波分离流动的数值模拟方面^[15-18],对更加复杂的受限激波分离的模拟以及对喷管侧向载荷的分析极为有限。本文搭建了喷管侧向载荷冷流试验系统,通过测量应变管感知的喷管侧向载荷和加速度传感器感知的振动载荷,分析发动机起动和关机过程中的喷管侧向载荷变化规律。

1 冷流试验喷管

1.1 试验喷管设计

试验喷管的设计必须保证喷管在试验压比(R_{np} ,燃烧室压强与环境压强之比)范围内出现从自由激波分离向受限激波分离的转变。本文的试验喷管采用抛物线型面,如图 1 所示(X 为喷管轴向坐标, Y 为喷管径向坐标),几何构型参数见表 1。同时,通过数值模拟对喷管型面结构参数的合理性进行验证与指导,以确保试验中出现受限激波分离并且两种分离激波模态的转变发生在合适的试验压比范围内。

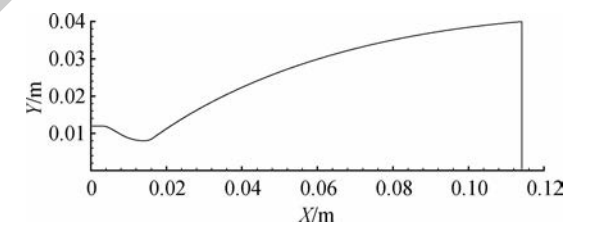


图 1 侧向载荷试验喷管型面
Fig. 1 Test nozzle contour for side load

表 1 侧向载荷试验喷管几何构型参数

Table 1 Test nozzle structural parameters for side load

参数	数值
喉部截面直径 d_t /mm	16
喷管扩张比 ϵ	25
喷管收敛段过渡圆弧半径 r_{tu} /mm	12
喷管扩张段入口半径 r_{id} /mm	4
喷管入口角 $\theta_n/(^{\circ})$	36
喷管出口角 $\theta_e/(^{\circ})$	8
喷管长度 L /mm	100

1.2 喷管流动分离仿真分析

为了捕捉喷管内分离激波模式的转变过程，基于商业 CFD 软件，对试验喷管的起动过程进行二维非定常数值模拟，计算方法参见文献[19-20]。喷管入口总压(表示为压比)随时间的变化规律如图 2 所示，初始压强为 101 325 Pa($R_{np}=1$)，并在时间 t 为 0.1 s 内线性增加至最高入口总压 4 053 kPa($R_{np}=40$)。

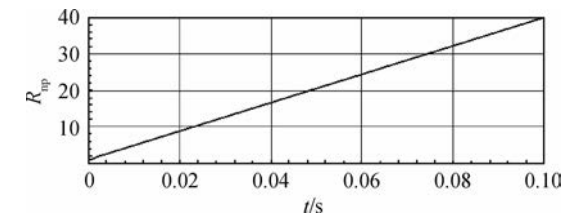


图 2 喷管入口压比随时间变化曲线
Fig. 2 Variation curve of R_{np} in nozzle inlet with time

计算结果表明，在当前的入口压强范围内，试验喷管流场的建立过程可以分为 4 个典型阶段：从喷管起动到喉部建立超声速流动，如图 3(a)；从喉部建立超声速流动到形成稳定的自由激波分离流动，如图 3(b)；自由激波分离流向喷管下游推进，当入口压强增大到一定值时转变成受限激波分离流动，如图 3(c)；随着入口压强进一步增大，受限激波分离的分离泡被逐渐推至喷管出口，分离泡打开，流动又再一次转变成自由激波分离流动，直至激波结构最终被推出喷管出口，如图 3(d)。

图 4 给出了试验喷管分离流从自由激波分离向受限激波分离转变过程不同时刻壁面压强的分布(p_w/p_a ，喷管壁面压强与环境压强之比)。可以看到，转变发生在 $t=0.045\sim0.046$ s 之间($R_{np}=18.55\sim18.94$)，流动分离点在 $X/L=0.46$ 附近瞬间移动至 $X/L=0.56$ 。由于流动是

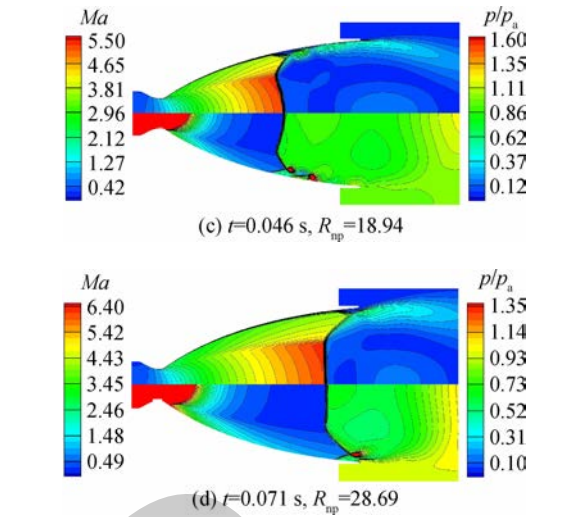
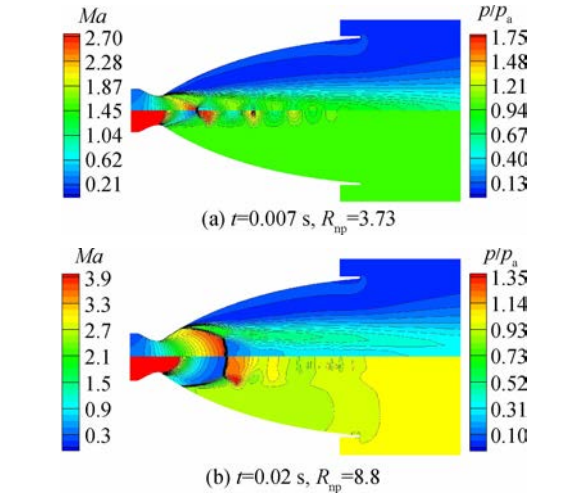


图 3 起动过程试验喷管流场建立过程
(上部分是马赫数，下部分是压强)
Fig. 3 Test nozzle flow field variation during engine starting up (upside is Mach number, downside is pressure)

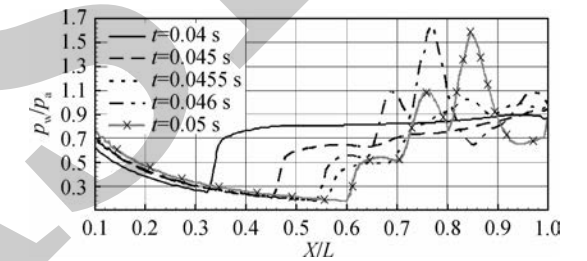


图 4 由 FSS 向 RSS 转变的不同时刻壁面压强分布
Fig. 4 Wall pressure distribution at different times from FSS to RSS

贴壁的，且再附着点下游是超声速的，激波会与壁面相撞，产生不稳定且高于 p_a 的壁面压强。从图 5 可以看出，从 $t=0.065\sim0.075$ s($R_{np}=26.35\sim30.25$)试验喷管的分离流由受限激波分离再次转变成了自由激波分离。由于分离泡被推至喷管出口而打开与外界环境相通，造成分离激波后的回流区压强升高，因此流动分离点在 $X/L=0.9$ 被

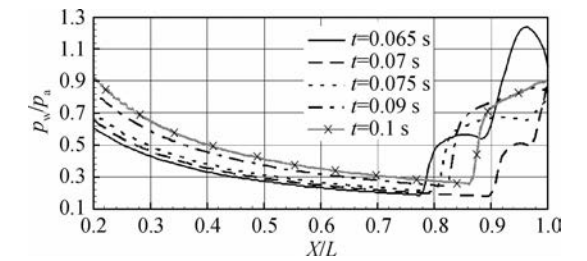


图 5 由 RSS 向 FSS 转变的不同时刻壁面压强分布
Fig. 5 Wall pressure distribution at different times from RSS to FSS

瞬间推至 $X/L=0.8$, 此后分离点便随着入口压强的增大逐渐向喷管出口移动。

2 试验系统

发动机起动/关机过程中, 分离流动导致的喷

管侧向载荷是随机变化的, 并相应激发剧烈的喷管振动。参考国外喷管侧向载荷试验的测试方案^[21-22], 为了更准确地获得喷管流动分离过程中侧向载荷和喷管振动的试验结果, 喷管侧向载荷试验系统如图 6 所示。

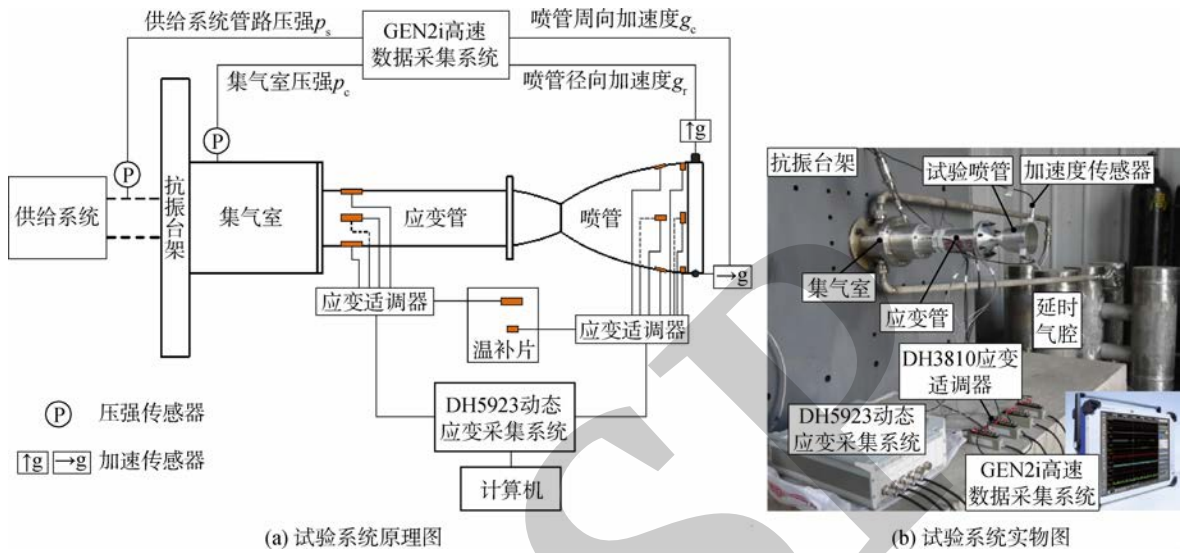


图 6 喷管侧向载荷试验系统
Fig. 6 Test system of nozzle side load

2.1 应变管设计

应变管位于集气室和试验喷管之间, 通过测量应变管壁面的结构响应来分析发动机起动/关机过程中喷管的侧向载荷及其变化规律。应变管设计应遵循以下原则: ①应变管应在线弹性范围内工作; ②应变管刚度不宜过高, 否则应变测量值较小, 测量误差较大; ③应变管刚度不宜过低, 否则响应频率滞后于喷管侧向载荷和振动载荷的频率, 测量结果不可信; ④应变管应有足够的设计安全系数, 防止因随机冲击载荷导致屈服失效; ⑤应变管不允许发生明显鼓胀, 否则会严重影响侧向载荷测量的准确性; ⑥应变管应选择轻质材料, 以减小自身重力对测量结果的影响。

依据设计原则, 并参考国外喷管侧向载荷试验中的应变管设计^[12-23], 选用铝合金 2A12 作为应变管的材料。为了对比不同刚度应变管对喷管侧向载荷测量结果的影响, 应变管壁厚分别取 0.75、1.0、1.5 mm。

2.2 供给系统

喷管侧向载荷试验的供给系统旨在模拟试验发动机的起动/关机过程, 如图 7 所示。为了延长试验发动机起动过程的建压时间, 集气室前连接

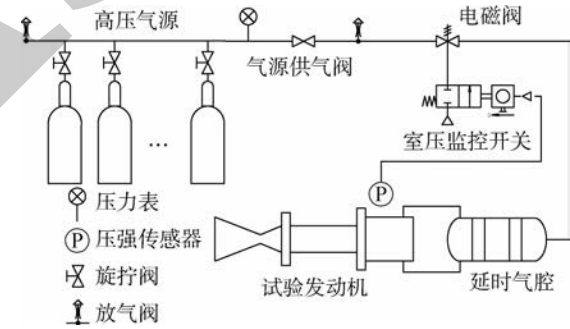


图 7 喷管侧向载荷试验供给系统结构
Fig. 7 Feed system of nozzle side load test

一个容积约为 80 L 的延时气腔。供给系统的另一个特点是采用室压监控开关来控制供给管路中的电磁阀开合, 即试验过程中当集气室压强达到设定值时, 室压监控开关控制电磁阀关闭, 试验发动机的起动过程结束, 进而转入关机过程。

2.3 测量系统

喷管侧向载荷试验的测量系统主要由 DH5923 动态应变采集系统、GEN2i 高速数据采集系统、高频响应变计、加速度传感器和压强传感器等构成。测量系统可完成应变管侧向载荷测量、喷管振动测量和喷管结构响应测量等测试

内容。

采用应变管测量喷管侧向载荷的试验方案如图 8 所示,8 个沿应变管轴向粘贴的高频响应应变计均匀布置于应变管前段同一横截面上(截面距应变管前端面距离约为应变管总长度的 1/10)。为了更准确、有效地获得发动机起动/关机过程中的喷管侧向载荷信息,将对称布置的两应变计(如图 8 所示的 Rg1 和 Rg2)接入同一 DH3810 应变适配器构成 1/2 桥路连接,这样可以消除拉伸或压缩应变对应变管弯曲应变测量结果的影响。试验采用中航电测仪器股份有限公司提供的高频响应应变计 BE120-2AA(23),规格参数如表 2 所示。

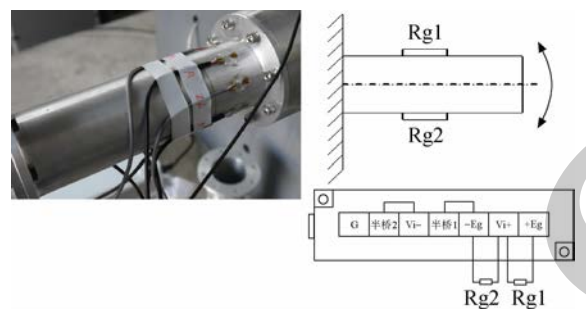


图 8 应变管的应变计布局与接线方式
Fig. 8 Strain gauge layout and connection on strain tube

表 2 应变计 BE120-2AA(23)参数	
Table 2 Parameters of strain gauge BE120-2AA(23)	
参数	数值
电阻/ Ω	120.3
灵敏系数	2.17
应变极限	0.02
敏感栅尺寸(长 $\times$ 宽)/mm	2.0 $\times$ 1.7
基底尺寸(长 $\times$ 宽)/mm	5.4 $\times$ 3.2
使用温度范围/ $^{\circ}\text{C}$	-30 $\sim$ +80

为了测量得到试验喷管在侧向载荷及振动作用下的结构响应规律,如图 9 所示,在试验喷管刚度较弱的尾部横截面 A 和 B 上分别均匀布置 4 片高频响应应变计。截面 A 上的应变计沿喷管周向粘贴,而截面 B 上的应变计沿喷管轴向粘贴。考虑到应变计尺寸和粘贴间隙,试验喷管同一母线上的轴向应变计和周向应变计无法表示喷管相同位置处的应变状态,因此采用图 9 的半桥应变计接线方式(Rg 为测量应变计,Rd 为温度补偿应变计)。

为了准确得到发动机起动/关机过程中的喷

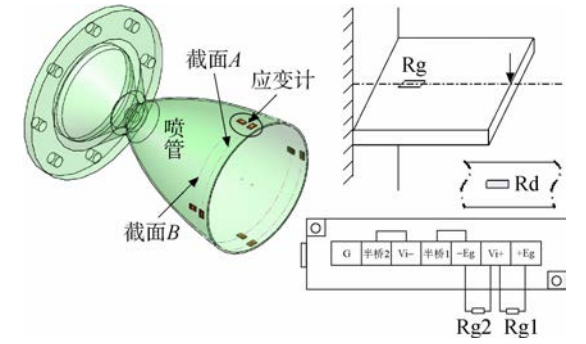


图 9 试验喷管的应变计布局与接线方式
Fig. 9 Strain gauge layout and connection on test nozzle

管振动载荷信息,如图 10 所示,在试验喷管尾部对称位置分别沿径向和切向安装两个高灵敏度的单轴加速度传感器。试验采用朗斯测试提供的 LC0102T 加速度传感器,技术参数如表 3 所示,表中 g 表示重力加速度。

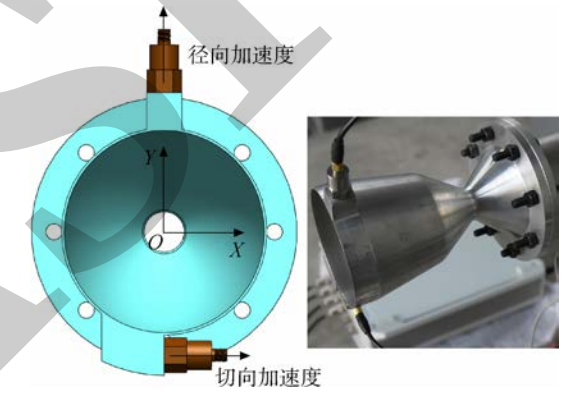


图 10 试验喷管加速度传感器安装
Fig. 10 Acceleration sensor installation on test nozzle

表 3 LC0102T 加速度传感器参数	
Table 3 Parameters of acceleration sensor LC0102T	
参数	数值
量程	1000g
灵敏度/(mV/g)	5
频率范围/Hz	2 $\sim$ 13000
分辨率	0.004g
温度范围/ $^{\circ}\text{C}$	-40 $\sim$ +120
质量/g	11

3 结果与分析

3.1 喷管侧向载荷

采用 1 mm 厚应变管测量得到的发动机起动/关机过程试验喷管侧向载荷如图 11 所示(p 为集气室压强, ϵ 为应变管的应变)。可以看出,

试验喷管在发动机起动过程和关机过程均出现了 3 个峰值侧向载荷,然而相对应的峰值侧向载荷的大小及其发动机工作压强均有较大的差异。

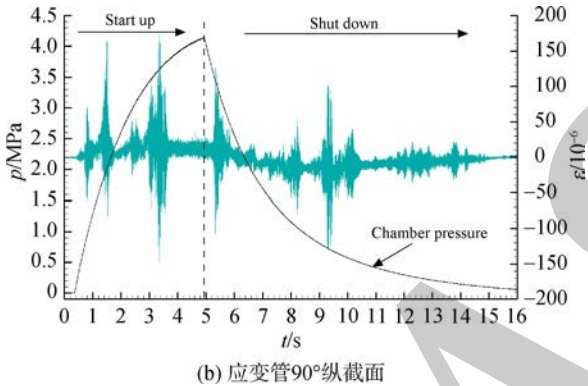
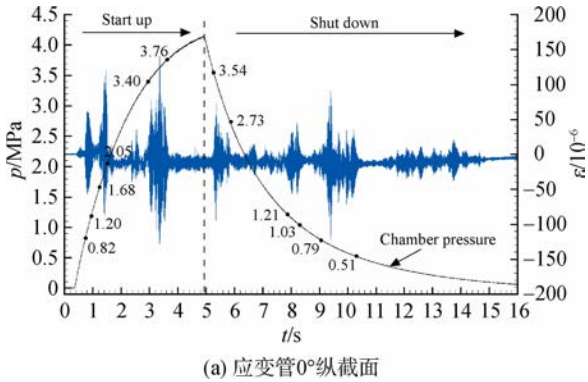


图 11 1 mm 厚应变管的试验喷管侧向载荷
Fig. 11 Test nozzle side load for 1 mm strain tube

在发动机起动过程中,试验喷管的第 1 个侧向载荷峰值出现在集气室压强为 0.82~1.20 MPa,由试验喷管二维非定常数值模拟可知,此时试验喷管内出现了明显的正激波并逐渐形成稳定的自由激波分离流场,因此喷管侧向载荷是由尚未稳定的自由激波分离导致的喷管壁面压强分布不均匀造成的。试验喷管的第 2 个侧向载荷峰值出现在集气室压强为 1.68~2.05 MPa,此时试验喷管内的流场结构正处于从自由激波分离向受限激波分离的转变过程中,这和数值仿真结果相一致。试验喷管的第 3 个侧向载荷峰值出现在集气室压强为 3.40~3.76 MPa,此时试验喷管内最后的受限激波分离泡正被推出喷管出口,受限激波分离和自由激波分离在喷管尾部多次地相互转化,这种“末端振动效应”给试验喷管带来了非常大的侧向载荷,这和数值模拟的结果相近。

在发动机关机过程中,试验喷管的 3 个峰值侧向载荷则依次出现在集气室压强为 3.54~2.73 MPa、1.21~1.03 MPa 和 0.79~0.51 MPa,

分别对应着试验喷管内的流场结构处于“末端振动状态”、受限激波分离向自由激波分离的转捩状态和自由激波分离模态的消退状态。这恰好与起动过程相反,并且 3 个峰值侧向载荷的大小以及出现时发动机工作压强的范围和起动过程也存在不同程度的差别。此外,在关机过程的末段(集气室压强小于 0.25 MPa),试验喷管还有小幅的侧向载荷存在,由数值模拟可知,此时试验喷管喉部正处于超声速流场的消退过程。

对比图 11(a)和图 11(b)可见,由应变管 0°纵截面和 90°纵截面上应变计感知到的试验喷管侧向载荷在发动机起动和关机过程中的规律基本一致,但相同时刻的侧向载荷大小以及相应峰值侧向载荷的具体状态却存在一定程度的差异。这表明起动/关机过程试验喷管侧向载荷的作用方向是变化的。

图 12 和图 13 分别给出了采用 1.5 mm 厚应变管和 0.75 mm 厚应变管测量得到的试验喷管侧向载荷。可以看出,虽然 0.75 mm 厚应变管感知的应变约为 1.5 mm 厚应变管的 2 倍,但两次试验获得的喷管侧向载荷在发动机起动/关机过

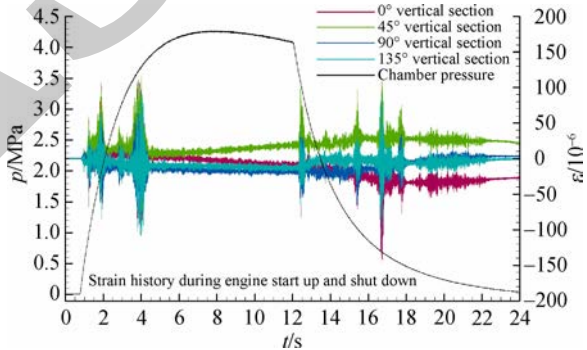


图 12 1.5 mm 厚应变管的试验喷管侧向载荷
Fig. 12 Test nozzle side load for 1.5 mm strain tube

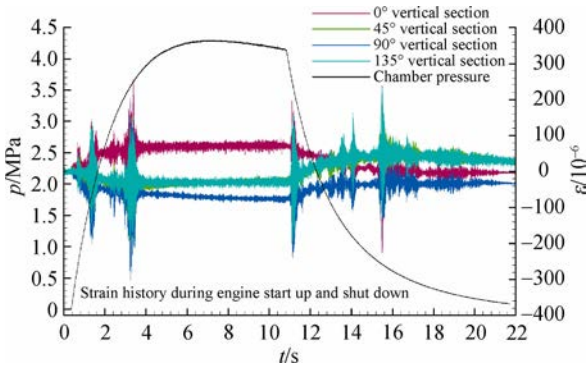


图 13 0.75 mm 厚应变管的试验喷管侧向载荷
Fig. 13 Test nozzle side load for 0.75 mm strain tube

程中的变化规律却基本相同。然而,由于 0.75 mm 厚应变管较薄,高的管道内部气压导致 0.75 mm 厚应变管的稳态应变明显比 1.5 mm 厚应变管大得多,但这基本没有影响 0.75 mm 厚应变管对试验喷管侧向载荷变化规律感应的灵敏度。

对比由应变管 4 个纵向截面(依次间隔 45°)上应变计感知的试验喷管不同方向的侧向载荷。发动机启动/关机过程完全同步的喷管侧向载荷变化说明冷流试验时应变管上应变计粘贴、每个应变计的响应速度以及 DH5923 动态应变测量系统每个测量通道的同步性能等都能满足高精度试验测量的需求。另外,试验喷管 4 个方向上的侧向载荷大小在任意时刻都具有不同程度的差别,这进一步表明了喷管侧向载荷的作用方向在发动机启动/关机过程中具有随机变化的特点。

3.2 喷管结构响应

冷流试验测量得到的发动机启动/关机过程的试验喷管结构响应如图 14 所示,两次试验中动态应变采集系统每个测量通道具体连接的应变计如表 4 所示。可以看出,两次试验相应通道的应变计感知应变在发动机启动/关机过程中的变化

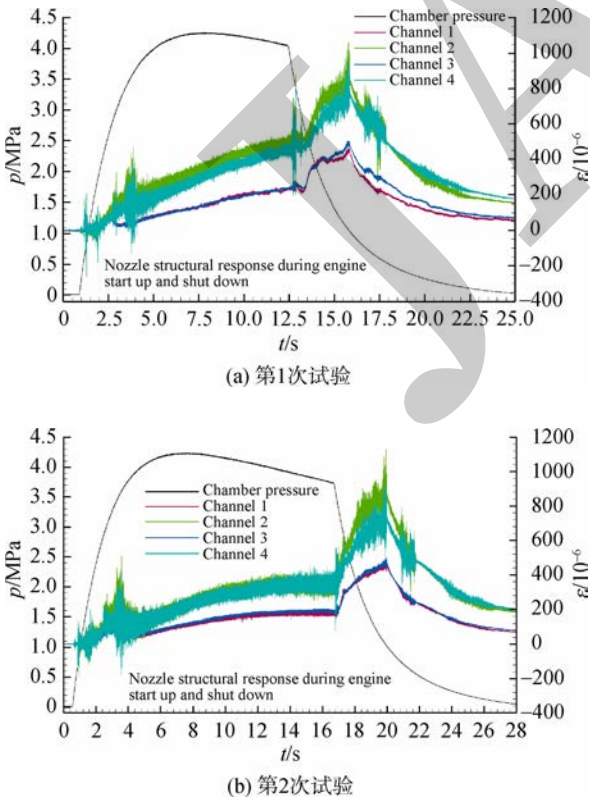


图 14 发动机启动/关机过程中试验喷管的结构响应
Fig. 14 Test nozzle structural response during engine start up and shut down

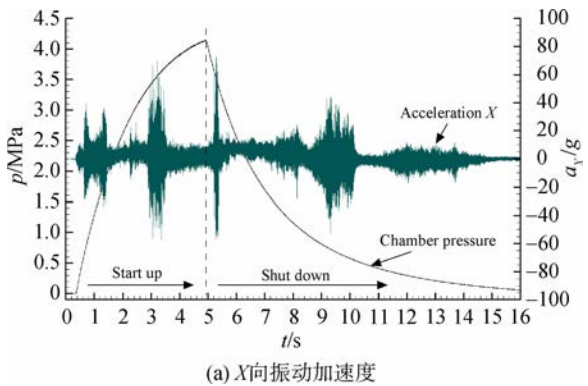
表 4 试验喷管结构响应测量时应变计对应的通道编号
Table 4 Channel number of the strain gauge during test nozzle structural response measurement

试验序号	通道 1	通道 2	通道 3	通道 4
1	0°母线 轴向应变计	0°母线 周向应变计	180°母线 轴向应变计	180°母线 周向应变计
2	90°母线 轴向应变计	90°母线 周向应变计	270°母线 轴向应变计	270°母线 周向应变计

规律相似,并且每次试验中通道 1、通道 3 和通道 2、通道 4 的应变测量结果也分别相似。因此,试验喷管同一横截面不同位置处的轴向应变和周向应变在发动机启动/关机过程中分别具有相同的变化规律。对比试验喷管上轴向应变计和周向应变计的测量结果,可以明显看到,试验喷管的壁面周向应变对侧向载荷非常敏感,随着喷管侧向载荷的变化而不断振荡,并且在发动机启动/关机过程中分别存在 3 个明显的应变振荡峰值,而试验喷管的壁面轴向应变却基本不受侧向载荷的影响。此外,图 14 的喷管结构响应测量结果还表明,冷流试验中试验喷管壁面的稳态周向应变和轴向应变均随着集气室压强升高而不断增大,但当集气室压强达到最高值后逐渐下降时,喷管壁面的稳态应变却继续不断增加,尤其在发动机关机时,试验喷管壁面的稳态应变反而进一步急剧上升。产生这种现象的原因目前尚不清楚,将在后续研究中进行更深入地分析。

3.3 喷管振动

图 15 给出了测量得到的试验喷管在发动机启动/关机过程中的振动加速度(p 为集气室压强, a_x 为试验喷管 X 向振动加速度, a_y 为试验喷管 Y 向振动加速度)。可以看出,试验喷管相互垂直的两个方向上的振动规律基本相同(虽然相



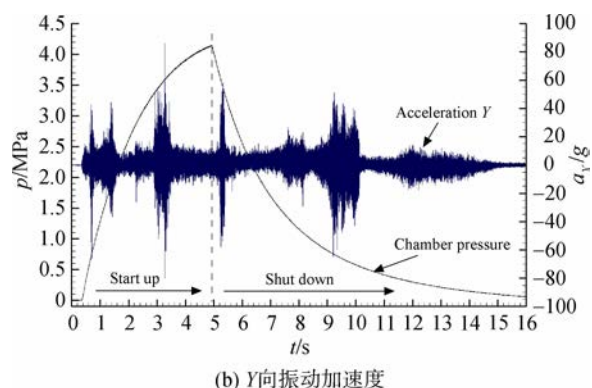


图15 发动机起动/关机过程中试验喷管的振动加速度
Fig. 15 Test nozzle vibration acceleration during engine start up and shut down

同时刻的具体振动加速度值不同),且和喷管侧向载荷的变化规律基本一致。喷管侧向载荷的峰值对应着试验喷管振动加速度的峰值,最大的振动加速度出现在试验喷管发生“末端振动效应”时达到80g。因此,喷管侧向载荷是激励喷管振动的主导因素。

4 结 论

1) 基于 DH5923 动态应变采集系统和 GEN2i 高速数据采集系统的喷管侧向载荷测量系统以及所采用的测量方法能够准确地获得发动机起动/关机过程中的喷管侧向载荷、喷管结构响应和振动加速度试验结果。

2) 试验喷管在发动机起动过程和关机过程均存在3个峰值侧向载荷,起动过程中分别对应着试验喷管内开始出现正激波并逐渐转变成稳定的自由激波分离过程、自由激波分离向受限激波分离的转变过程和分离激波结构处于“末端振动状态”,关机过程则恰好与起动过程相反,然而起动/关机过程中相应峰值侧向载荷出现的发动机工作压强却存在不同程度的差别。

3) 试验喷管壁面的周向应变对喷管侧向载荷非常敏感,在发动机起动/关机过程中分别存在3个明显的应变振荡峰值,而壁面轴向应变却基本不受喷管侧向载荷影响。

4) 喷管侧向载荷是激励喷管振动的主导因素,振动加速度在发动机起动与关机过程中的变化规律和喷管侧向载荷基本一致,并在试验喷管发生“末端振动效应”时,振动加速度峰值达到最大为80g。

参考文献:

[1] SMALLEY K B. Validation of aeroelastic rocket nozzle

flow separation pressure field model[D]. Huntsville: The University of Alabama, 2006.

- [2] NAVE L H, COFFEY G A. Sea level side loads in high-aero-ratio rocket engine[R]. AIAA 73-1284, 1973.
- [3] TEN-SEE W, DUMAS C. Numerical study of the SSME nozzle flow fields during transient operations; a comparison of the animated results with test[R]. NASA 95-23434, 1995.
- [4] TEN-SEE W. Numerical study of the transient nozzle flow separation of liquid rocket engines[J]. Computational Fluid Dynamics Journal, 1992, 3(1): 319-328.
- [5] CHAN P C, KLEIN H H, CHAN R K. Computational analyses of subscale space shuttle main engine nozzles at 3.2 sec-shutdown condition[R]. AIAA 88-3200, 1988.
- [6] FREY M, HAGEMANN G. Flow separation and side-loads in rocket nozzles[R]. AIAA 99-2815, 1999.
- [7] TERHARDT M, HAGEMANN G, FREY M. Flow separation and side-load behavior of the vulcain engine[R]. AIAA 99-2762, 1999.
- [8] WATANABE Y, SAKAZUME N, YONEZAWA K, et al. LE-7A engine nozzle flow separation phenomenon and the possibility of RSS suppression by the step inside the nozzle [R]. AIAA-2004-4014, 2004.
- [9] WATANBE Y, SAKAZUME N, TSUBOI M. LE-7A engine nozzle problems during the transient operations[R]. AIAA-2002-3841, 2002.
- [10] SUMMERFIELD M, FOSTER C, SWAN W. Flow separation in overexpanded supersonic exhaust nozzles[J]. Journal of Jet Propulsion, 1954, 24(3): 319-321.
- [11] RUF J H, MCDANIELS D M, BROWN A M. Nozzle side load testing and analysis at marshall space flight center [R]. AIAA-2009-4856, 2009.
- [12] JOSEPH H R, DAVID M M, ANDREW M B. Details of side load test data and analysis for a truncated ideal contour nozzle and a parabolic contour nozzle [R]. AIAA-2010-6813, 2010.
- [13] TOMITA T, SAKAMOTO H, ONODERA T, et al. Experimental evaluation of side-load characteristics on TP, CTP and TO nozzles[R]. AIAA-2004-3678, 2004.
- [14] TOMITA T, SAKAMOTO H, TAKAHASHI M, et al. Subscale nozzle combustion test of the LE-7A engine for clarification of large side-load; II [R]. AIAA-2002-4002, 2002.
- [15] 陈林泉, 侯晓. 喷管分离流场计算[J]. 固体火箭技术, 1996, 19(4): 18-23.
CHEN Linquan, HOU Xiao. Calculation of separated flow for nozzle[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 1996, 19(4): 18-23. (in Chinese)
- [16] 孙得川, 李江, 蔡体敏, 等. 影响喷管流动分离的因素[J]. 推进技术, 2000, 21(2): 19-21
SUN Dechuan, LI Jiang, CAI Timin, et al. Numerical simulation of flow separation in nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(2): 19-21. (in Chinese)
- [17] 刘亚冰, 王长辉, 刘宇. 喷管分离流动与侧向载荷定常数值

模拟[J]. 航空动力学报, 2008, 23(11): 2114-2118.

LIU Yabing, WANG Changhui, LIU Yu. Stationary numerical simulation of flow separation and side load in nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23 (11): 2114-2118. (in Chinese)

[18] 林震, 王长辉, 刘宇, 等. 喷管分离流动及其侧向载荷[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(3): 307-310.

LIN Zhen, WANG Changhui, LIU Yu, et al. Flow separation and side load in nozzle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(3): 307-310. (in Chinese)

[19] 李波, 王一白, 杨立军等. 尾部二次喷流抑制喷管分离流动的数值研究[J]. 航空动力学报, 2013, 28(11): 2615-2620.

LI Bo, WANG Yibai, YANG Lijun, et al. Numerical investigation of nozzle flow separation control by injecting secondary jet from nozzle exit[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(11): 2615-2620. (in Chinese)

[20] 王一白, 梁远舰, 赵宇辉, 等. 抛物线喷管型面参数对流动分离影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2017, 32(4): 955-960.

WANG Yibai, LIANG Yuanjian, ZHAO Yuhui, et al. Numerical simulation of effect of parabolic nozzle contour parameters on flow separation[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(4): 955-960. (in Chinese)

[21] GENIN C, STARK R H. Side loads in subscale dual bell nozzles[J]. Journal of Propulsion and Power, 2011, 27(4): 828-837.

[22] BAARS W J, TINNEY C E, RUF J H, et al. Wall pressure unsteadiness and side loads in overexpanded rocket nozzles[J]. AIAA Journal, 2012, 50(1): 61-73.

[23] AGHABABAIE A A, TAYLOR N V. Modeling side loads in separated rocket nozzles[R]. AIAA-2011-5687, 2011.

(编辑: 王碧琚)