

# 运载火箭主动上升段跨声速抖振问题

王英诚<sup>1</sup>, 杨浩亮<sup>1</sup>, 史晓宁<sup>2</sup>, 张志博<sup>1</sup>,  
杨毅强<sup>2</sup>, 王也<sup>1</sup>, 张瑞<sup>1</sup>

(1. 北京中科宇航技术探索有限公司, 北京 100076; 2. 中国科学院力学研究所, 北京 100080)

**摘要:** 运载火箭在跨声速飞行时,在火箭横截面变化的位置,如锥-柱-肩部和锤头外形收缩段等,会出现附体紊流边层、分离流和激波振荡而产生压力脉动,作用于箭体产生抖振,引起箭体的弯曲振动、板壳的呼吸振荡和结构振动,会对箭体结构和仪器设备造成影响。针对锤头外形火箭潜在的跨声速抖振问题,基于抖振载荷的产生机理给出了具体的风洞试验方案和数据处理方法及抖振载荷计算方法。对某锤头外形火箭进行研究,结果表明,火箭前两阶模态对抖振载荷的贡献最大,且一阶模态和二阶模态引起的载荷分布存在较大差异。因此,在计算火箭的抖振载荷时,至少需考虑两阶模态。

**关键词:** 运载火箭; 抖振; 脉动压力; 风洞试验; 载荷环境

**中图分类号:** V421; O357 **文献标志码:** A **DOI:** 10.12061/j.issn.2095-6223.2023.021001

## Transonic Buffeting in the Active Ascending Phase of a Launch Vehicle

WANG Yingcheng<sup>1</sup>, YANG Haoliang<sup>1</sup>, SHI Xiaoning<sup>2</sup>, ZHANG Zhibo<sup>1</sup>,  
YANG Yiqiang<sup>2</sup>, WANG Ye<sup>1</sup>, ZHANG Rui<sup>1</sup>

(1. Beijing Zhongke Aerospace Exploration Technology Co., Ltd., Beijing 100176, China;  
2. Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

**Abstract:** When a carrier rocket flies at transonic speeds, there will be turbulent boundary layers, separation flow, and shock wave oscillation at the positions where the cross section of the rocket changes such as cone-column-shoulder section, and the hammerhead shape contraction section, resulting in pressure pulsations. This will act on the arrow body to produce buffeting, resulting in bending vibration of the arrow body, breathing oscillation of the plate and shell, and structural vibration, which will affect the structure and instruments of the arrow body. A specific wind tunnel test scheme, data processing method, and buffeting load method are proposed based on the generation mechanism of the potential transonic buffeting problem of hammerhead shaped rockets. The results show that the first two modes of rocket make the greatest contribution to the chattering load, and the load distribution caused by the first and the second modes is quite different. Therefore, more than two modes should be considered in the calculation of the chattering load of rocket.

**Keywords:** launch vehicle; buffeting; fluctuating pressure; wind tunnel test; load environment

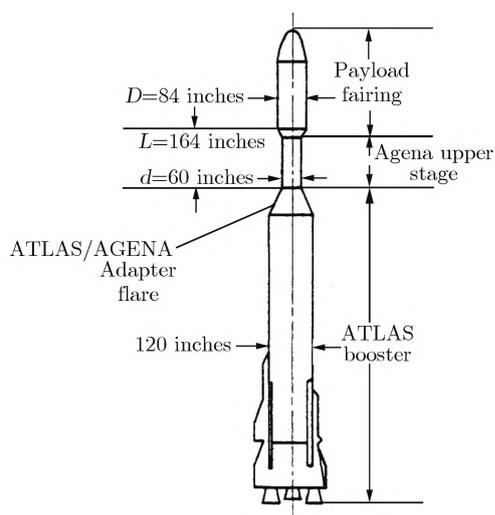
收稿日期: 2022-06-13; 修回日期: 2023-04-01

作者简介 王英诚(1984—),男,海南屯昌人,高级工程师,硕士,主要从事运载火箭载荷环境设计。

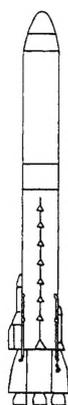
E-mail: wyc265@163.com

运载火箭在跨声速飞行时,在火箭横截面变化的位置,如锥-柱-肩部 and 锤头外形收缩段等,会出现附体紊流边层、分离流和激波振荡而产生压力脉动,使箭体产生抖振,引起箭体的弯曲振动、板壳的呼吸振荡和结构振动,对箭体结构和仪器设备造成影响,因此在设计中必须考虑该问题。

1981 年,宇宙神/阿金纳运载火箭计划将 SEASAT-A 试验卫星送入太空,火箭设计了锤头外形的整流罩,整体外形违背了 NASA 制定的标准 SP-8001<sup>[1]</sup>中针对锤头火箭设计所规定的 3 条准则中的 2 条,认为会危及 SEASAT-A 的结构完整性。经过理论分析,为消除这些可能引起气动弹性的不稳定因素,重新设计了卫星整流罩,淘汰了锤头外形,消除了肩部气动分离流的产生,改进前后的整流罩如图 1 所示<sup>[2]</sup>。



(a) Before improvement



(b) After improvement

图 1 SEASAT-A 卫星改进前后的整流罩  
Fig. 1 Fairing of SEASAT-A satellite before and after improvement

2003 年, Titan IVB 运载火箭在跨声速飞行的遥测数据中发现出现了比地面试验研制要大得多的飞行抖振现象<sup>[3]</sup>,为此该火箭的研制团队采用 CFD 进行了全 3 维非定常跨声速模拟,定位引起高量级振动源头,根据马赫数为 0.8 和 1.1 的仿真结果辨识出新的流体动力学激励引起的一种相对强烈的抖振环境,该激励为沿箭体芯级周期性脱落的大涡对,通过数值仿真与飞行试验的对比验证了该激励的有效性。图 2 为使用 3 维丝带和表面压力云图表征的大涡对。

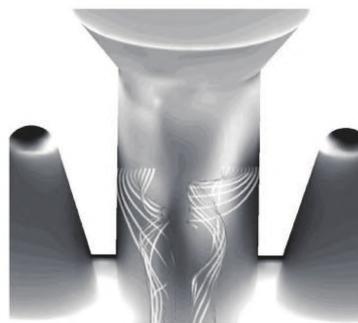


图 2 使用 3 维丝带和表面压力云图表征的大涡对

Fig. 2 Illustration of vortex pairs using 3-dimensional ribbons and surface-pressure contours

2016 年, NASA 对锤头外形整流罩跨音速区非定常抖振进行了分离涡模拟研究<sup>[4]</sup>,将计算结果与 Coe 等<sup>[5]</sup>开展的锤头外形整流罩的试验的结果对比分析,验证了数值仿真的有效性。图 3 为锤头外形整流罩的试验模型<sup>[5]</sup>

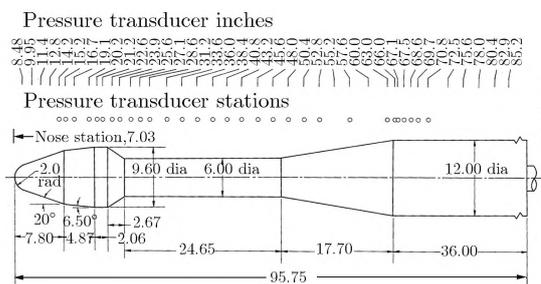
图 3 锤头外形整流罩的试验模型<sup>[5]</sup>

Fig. 3 Test model of hammerhead shape fairing<sup>[5]</sup>

综上所述,在设计锤头外形的运载火箭时,须谨慎分析潜在的风险。国外基于理论分析、飞行数据和数值仿真技术开展了一系列工作证实了运载火箭在跨声速飞行过程中真实存在的抖振现象。因此,当研制锤头外形火箭无法完全满足标准 SP-8001<sup>[1]</sup>

中规定的外形要求时,应针对跨声速飞行的抖振问题开展研究。

本文针对运载火箭上升段跨声速抖振问题进行系统研究,给出了抖振的产生机理、抖振载荷的计算和试验方法,并对某锤头形火箭进行了研究。

### 1 火箭跨声速抖振理论基础

#### 1.1 气动外形设计要求

跨声速时,锥-柱肩部产生的脉动压力较大,可能激起运载火箭的局部结构振动和整体弯曲振动,是载荷设计需考虑的情况之一。

火箭头部为锤头形时,流动类似于绕流厚翼情况,跨声速时,在收缩部分产生激波与边界层干扰,激波前后振荡,流动出现分离与附体反复交替的现象。图 4 为锤头外形示意图。若在一定攻角下,后截锥处的分离区与收缩段处的分离区汇合,将产生不连续的法向载荷,甚至产生负阻尼,在设计中应尽量避免。标准 SP-8001 中针对图 4 所示的锤头体,给出保持稳定分离流的条件,表示为

$$\frac{d_1}{d_2} \leq 1.6, l_1 \geq 2.8d_1, l_2 \geq 1.6d_1 \quad (1)$$

其中: $d_1$  为整流罩直径; $d_2$  为收缩段直径; $l_1$  为收缩段长度; $l_2$  为收缩段前部与箭体模态节点的距离。

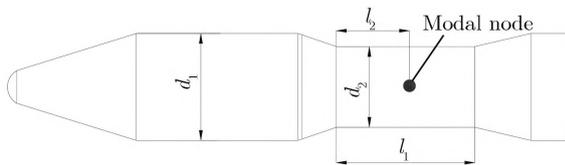


图 4 锤头体外形示意图

Fig. 4 Schematic diagram of the hammer body

标准 SP-8001 指出,若无法完全满足上述条件,应开展风洞试验,并通过天地变化获得飞行过程中的气动外力函数,计算抖振载荷,在火箭的结构设计时予以考虑。

#### 1.2 脉动压力特性

描述脉动压力的统计特性的参数通常有脉动压力功率谱、空间相关函数和均方根脉动压力。

脉动压力功率谱表示均方脉动压力在给定频段宽度内的时间平均值,脉动压力功率谱常用无量纲的斯特哈尔数来表示。空间相关函数是计算结构响应必须的,有关激波振荡峰值脉动压力数据,几乎没有以相关函数形式发表的计算公式可用。因在给定

飞行状态下,振荡激波仅限于在火箭表面相当小的区域内,即附体流和分离流交替出现在很小区域内。脉动压力空间相关特性确定极为困难,通常只能靠实验分析得到。

均方根脉动压力表示火箭表面边界层内传递的扰动的总能量。为在全部马赫数范围内使数据无因次化,通常采用流动压强  $q_\infty$  作为归一化参数。归一化均方根脉动压力系数可定义为<sup>[1]</sup>

$$C_p = \frac{1}{q_\infty} \left[ \frac{1}{T} \int_0^T (p_{L,u} - p_{L,s})^2 dt \right]^{\frac{1}{2}} \quad (2)$$

其中: $p_{L,u}$  为局部非定常压力; $p_{L,s}$  为局部非定常压力平均值; $T$  为采样时间。

火箭飞行过程中的脉动压力主要来自于附体紊流边界层、分离流和激波振荡等。

图 5 为附体紊流边界层归一化均方根脉动压力系数随马赫数的变化关系。由图 5 可见,紊流边界层的引起的脉动压力较小,当速度变化到超声速时,归一化均方根脉动压力系数从 0.006 左右变化到 0.002,与 Lowson<sup>[6]</sup> 提出的半经验预测公式一般趋势一致,通常当马赫数  $Ma \leq 3$  时,与试验结果较为一致。Lowson 半经验预测公式可表示为

$$C_p = \frac{0.006}{1 + 0.14Ma^2} \quad (3)$$

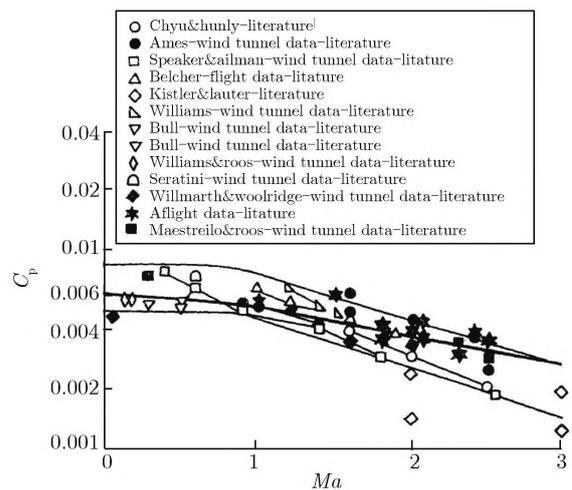


图 5 附体紊流边界层归一化均方根脉动压力系数随马赫数的变化关系<sup>[6]</sup>

Fig. 5  $C_p$  of appendage turbulent boundary layer vs.  $Ma$

火箭上产生分离流环境的脉动压力主要分为膨胀角和压缩角 2 种情况。膨胀角引起的分离流主要出现在锥-柱、裙柱和柱-收缩段膨胀角处,通常最大

脉动压力在马赫数较低时出现,并随着马赫数的增加而减小,描述膨胀角引起的分离流扰动较好的经验公式可表示为<sup>[7]</sup>

$$C_p = \frac{0.045}{1 + Ma^2} \quad (4)$$

图 6 为压缩角引起的分离流归一化均方根脉动压力系数随马赫数的变化关系。由图 6 可见,当  $1 \leq Ma \leq 2$  时,如柱-裙和收缩段-柱处的压缩角引起的分离流脉动压力随马赫数的增加而增加,当  $Ma > 2$  时达到常值。目前尚无较好的描述压缩角引起的分离流脉动压力的经验公式。

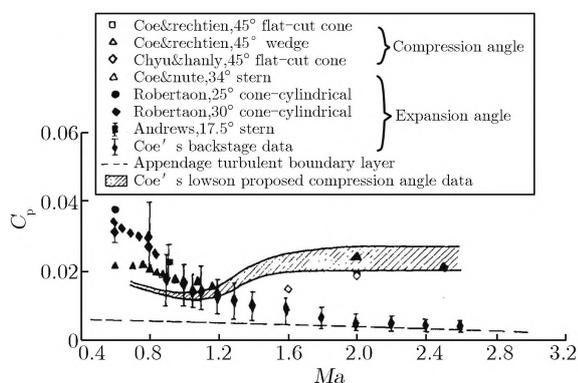
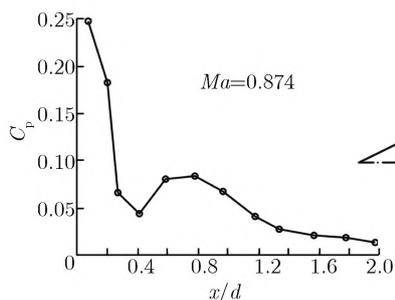


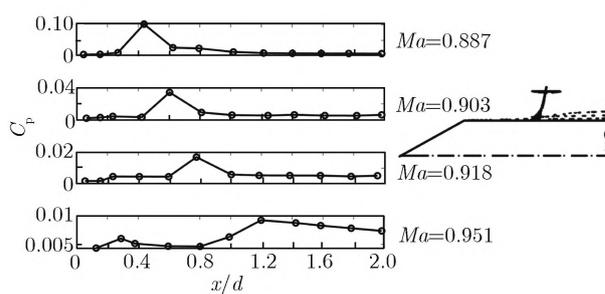
图 6 压缩角引起的分离流归一化均方根脉动压力系数随马赫数的变化关系<sup>[6]</sup>

Fig. 6  $C_p$  of compression angle vs.  $Ma$ <sup>[6]</sup>

火箭在跨声速时,会在局部出现超声速区,超声速区以激波振荡结尾,在激波前后逆压梯度作用下使边界层分离。这种流动不稳定,当激波移动到锥-柱肩部时,流动将在超声速附体流与亚声速分离流之间反复交替,形成激波振荡的一种特殊情况,这是气流通过激波压力升高的值超过气流分离所需的数值,当不足以维持超声速气流分离所需的压力值而形成的,能引起非常大的脉动压力。图 7 为锥-柱处的交替流和激波振荡。



(a) The alternating flow



(b) The shock wave oscillations

图 7 锥-柱处的交替流和激波振荡

Fig. 7 The alternating flow and shock wave oscillations at cone-column

由图 7 可见,激波振荡附近产生强烈的脉动压力,但脉动压力作用区较小,出现的马赫数也很窄,随着马赫数的增加,激波后移,产生峰值脉动压力的位置也后移,激波强度逐渐减弱。通常,激波振荡的频率一般很低,易与火箭整体弯曲振动耦合<sup>[8]</sup>。

### 1.3 外力函数

火箭在飞行中受到脉动压力作用,假设截面  $r$  对应的截面力为  $N_r(t)$ ,则有<sup>[9]</sup>

$$\begin{cases} N_r(t) = \frac{\pi}{n} d \cdot B \cdot f_i(t) \\ f_i(t) = \sum_{j=1}^n p_j(t) \cos \vartheta_j \end{cases} \quad (5)$$

其中: $p_j(t)$ 为周向位置随机脉动压力; $\vartheta_j$ 为自背风面中心线算起的周向角; $B$ 为法向力纵向系数, $B = (0.1 \sim 0.15) D_r$ ;  $D_r$ 为截面  $r$  处的直径; $n$ 为截面  $r$  对应的沿周向均匀布置的脉动压力测点数。

### 1.4 风洞试验

火箭在跨声速飞行时,非定常流场十分复杂,所产生的脉动压力环境很难准确预测,最可靠的方法是风洞模型试验<sup>[8,10-14]</sup>。在开展缩比模型风洞试验时,即可仅对运载火箭的几何外形进行了缩比,以此获得不同马赫数下的脉动压力,进一步去计算抖振载荷;也可对运载火箭进行质量及刚度缩比,开展弹性风洞试验,评估抖振的影响。

在开展风洞试验时,在缩比模型截面处沿周向布置脉动压力传感器,测试得到原始压力信号  $p'_j(t)$ ,并对原始数据进行置 0 处理,表示为

$$p_j(t) = p'_j(t) - \bar{p}_j \quad (6)$$

其中: $p'_j$ 为风洞实测的原始压力信号; $\bar{p}$ 为原始压力信号的平均值。

对  $p_j(t)$  进行功率谱密度变换,得到风洞试验测得的脉动压力的功率谱  $S_{pp}(k)$  及其对应的  $f(k)$ ,在此基础上进行无量纲化处理,表示为<sup>[10-11]</sup>

$$\begin{cases} S_{pp}^{ND}(k) = \frac{V_\infty}{q_\infty^2 L} S_{pp}(k) \\ f^{ND}(k) = \frac{L}{V_\infty} f(k) \end{cases} \quad (7)$$

其中: $S_{pp}^{ND}(k)$  为无量纲功率谱密度函数; $f^{ND}(k)$  为无量纲功率谱密度函数对应的频率; $V_\infty$  为风洞来流速度; $L$  为模型特征长度; $S_{pp}(k)$  为风洞脉动压力的功率谱; $q_\infty^2$  为风洞试验中的动压头; $k$  为同时作用于箭体脉动压力个数。

由无量纲功率谱可换算到相同马赫数下,真实飞行高度和动压下带量纲的结果<sup>[8,10]</sup>,表示为

$$\begin{cases} f^{real}(k) = \frac{V_\infty^{real}}{L} f^{ND}(k) \\ S_{pp}^{real}(k) = \frac{(q_\infty^{real})^2 L^{real}}{V_\infty^{real}} S_{pp}^{ND}(k) \end{cases} \quad (8)$$

其中: $q_\infty^{real}$  为真实飞行条件下的来流动压; $L^{real}$  为实物的特征长度,这里应取为模型缩比的倒数; $L_\infty^{real}$  为真实飞行条件下的来流速度; $(q_\infty^{real})_\infty^2$  为飞行弹道中的动压头; $S_{pp}^{real}(k)$  和  $f^{real}(k)$  为真实飞行条件下的功率谱密度。

### 1.5 抖振载荷计算

火箭的随机脉动压力干扰下的开环系统运动方程可表示为

$$\ddot{q}_i + 2\xi_i \omega_i \dot{q}_i + \omega_i^2 q_i = \frac{1}{M_i} \sum_{n=1}^k N_n(t) \quad (9)$$

其中: $q_i$  为与第  $i$  阶振型对应的广义位移; $M_i = \int_0^l [\varphi_i(x)]^2 dm$  为与第  $i$  阶振型对应的广义质量; $N_n(t)$  为第  $i$  阶振型对应的广义激振力; $\omega_i$  为梁的第  $i$  阶弹性振动园频率; $\xi_i$  为梁的第  $i$  阶弹性振动模态阻尼; $\varphi_i(x)$  梁的第  $i$  阶弹性振动振型。

根据随机振动理论,广义位移  $q_i$  的均方值可表示为

$$\bar{q}_i^2 = \frac{1}{2\pi} \int_0^\infty |T_{q_i}(j\omega)|^2 \cdot \Phi_{N_i}^R(\omega) d\omega \quad (10)$$

其中: $\Phi_{N_i}^R(\omega)$  为广义脉动法向力  $N_n(t)$  的功率谱密度,传递函数模的平方可表示为

$$|T_{q_i}(j\omega)|^2 = \frac{1}{M_i^2 \cdot [(\omega_i^2 - \omega^2)^2 + (2\xi_i \omega_i \omega)^2]} \quad (11)$$

当脉动压力作用点多于一处时,应考虑各个干扰点之间的相互作用。此时, $\Phi_{N_i}^R(\omega)$  为各点的交叉功率谱,表示为

$$\begin{cases} \Phi_{N_i}^R(\omega) = \sum_{r=1}^k \sum_{s=r}^k \Phi_{N_{rs}}^R \\ \Phi_{N_{rs}}^R(\omega) = \sqrt{\gamma_{rs}^2(\omega) \cdot \Phi_{N_r}^R(\omega) \cdot \Phi_{N_s}^R(\omega)} \end{cases} \quad (12)$$

其中, $\gamma_{rs}^2$  为脉动压力作用区  $r$  和  $s$  的相干函数,当  $r = s$  时, $\Phi_{N_s}^R(\omega)$  为自功率谱。于是,式(10)可以改写为

$$q_i^2 = \frac{1}{2\pi} \sum_{r=1}^k \sum_{s=r}^k \int_0^\infty |T_{q_i}(j\omega)|^2 \Phi_{rs}^R(\omega) d\omega \quad (13)$$

其中: $\Phi_{rs}^R(\omega)$  由式(7)求功率谱密度得到; $|T_{q_i}(j\omega)|^2$  由式(11)得到。

考虑随机脉动压力载荷服从正态分布,求得各阶系统的响应,表示为

$$q_{i,max} = 3q_i \quad (14)$$

火箭任意截面  $x$  处的剪力可表示为

$$Q(x) = \sum_i Q'_i q_{i,max} \quad (15)$$

其中, $Q'_i$  为  $M'_i$  阶次的模态剪力。

火箭任意截面  $x$  处的弯矩可表示为

$$M(x) = \sum_i M'_i q_{i,max} \quad (16)$$

其中, $M'_i$  为  $i$  阶次的模态弯矩。

### 1.6 小结

基于稳态随机动力学求解火箭跨声速飞行抖振载荷是目前最为成熟的工程方法。但这么处理偏保守<sup>[4]</sup>,因在跨声速过程中,火箭本身是时变非线性弹性体,受到的激励也是非稳态激励。由于目前技术上难以处理这种情况,本文所介绍的方法仍是最有效的方法。在实际工程中,也可对运载火箭进行质量和刚度缩比,开展弹性风洞试验,进一步评估抖振的影响。

## 2 工程应用

### 2.1 案例简介

本节对某锤头外形火箭进行研究,外形尺寸如图 4 所示,具体尺寸为  $d_1 = 2.65 \text{ m}$ ,  $d_2 = 2 \text{ m}$ ,  $l_1 = 3.4 \text{ m}$ ,  $l_2 = 1.8 \text{ m}$ 。表 1 为某锤头外形火箭尺寸标准要求满足情况。由表 1 可知,该外形的火箭仅可

满足标准 SP-8001<sup>[1]</sup> 中锤头外形火箭分离稳定的 3 个条件中的条件 1, 不满足条件 2 和条件 3。因此, 需开展风洞试验并计算抖振载荷。

表 1 某锤头外形火箭尺寸标准要求满足情况  
Tab. 1 Description of the size standard requirements of a hammerhead shape rocket

Condition No.	Parameter	Value	Standard requirements	Meeting?
1	$d_1/d_2$	1.325	$\leq 1.6$	Yes
2	$l_1/d_1$	1.328	$\geq 2.8$	No
3	$l_2/d_1$	0.703	$\geq 1.6$	No

### 2.2 风洞试验

对该火箭开展了脉动压力风洞试验, 在箭体界面突变位置处设置 12 个截面, 每个截面沿周向均布 12 个脉动压力测点, 如图 8 所示, 图 9 为风洞脉动压力试验照片。具体的试验工况为: 从马赫数为 0.75 起, 以 0.1 步长逐渐增加至 1.2, 每个马赫数下按  $0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ$  度攻角进行试验。

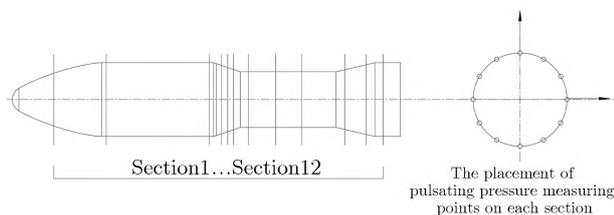


图 8 风洞试验脉动压力测点布置  
Fig. 8 Wind tunnel pulsating pressure test

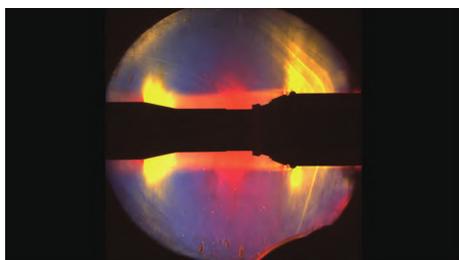


图 9 风洞脉动压力试验照片  
Fig. 9 Picture of wind tunnel pulsating pressure test

完成试验后对试验结果进行分析, 图 10 为脉动压力风洞试验结果。由图 10 可见, 马赫数为 0.78 时, 界面 2 处的  $C_p$  明显增大, 存在肩部引起的分离流激励, 故选取马赫数为 0.78 的工况进行抖振计算。

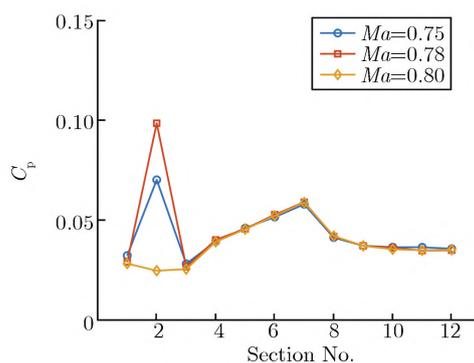


图 10 脉动压力风洞试验结果  
Fig. 10 Results of wind tunnel pulsation pressure test

### 2.3 抖振计算

图 11 为运载火箭跨声速抖振计算流程。整个流程可分解为外力函数获取、模态参数获取和截面载荷计算结果 3 步。

#### 2.3.1 外力函数获取

根据运载火箭参数, 开展风洞试验, 获取风洞模型中的脉动压力数据, 通过式 (5), 沿着界面轴向积分得到截面力载荷, 根据弹道参数, 天地变化推导出飞行过程中对应马赫数工况下的飞行外力函数。

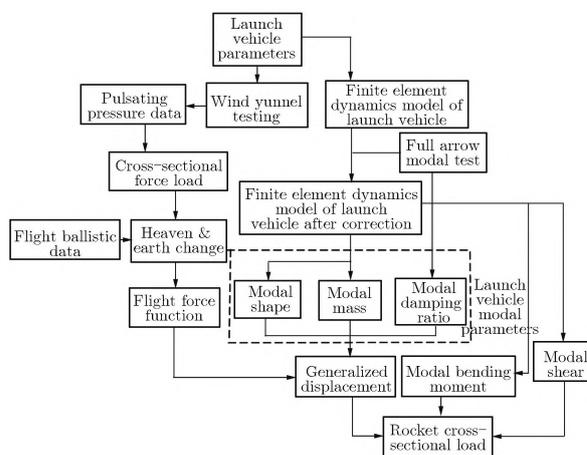


图 11 运载火箭跨声速抖振计算流程  
Fig. 11 Calculation process for transonic buffet of launch vehicles

以截面 2 为例, 根据风洞试验, 截面 2 上的脉动压力由式 (5) 计算得到, 由式 (7) 计算得到风洞试验缩比模型界面 2 的功率密度谱, 再由式 (8) 得到真实飞行实际尺寸截面 2 的功率密度谱。外力函数天地对比如图 12 所示。

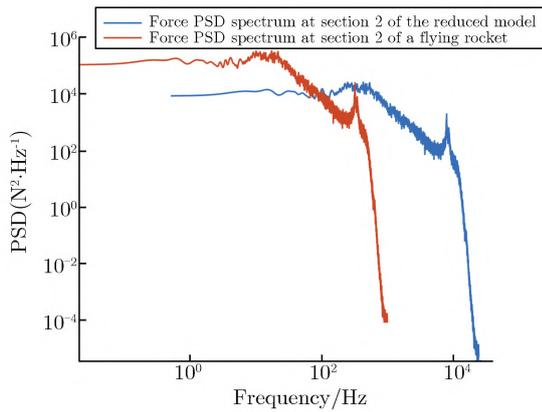


图 12 外力函数天地对比

Fig. 12 External force function comparison between sky and earth

### 2.3.2 模态参数获取

根据运载火箭参数运载火箭有限元动力学模型,开展全箭模态试验验证并修正运载火箭有限元动力学模型,基于该模型得到前 3 阶模态模态参数,具体包括模态振型、模态弯矩和模态剪力。图 13 和图 14 分别为质量归一化模态振型和弯矩。

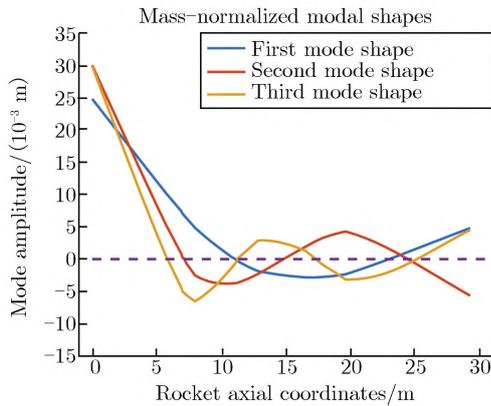


图 13 质量归一化模态振型

Fig. 13 Mass normalized mode shapes

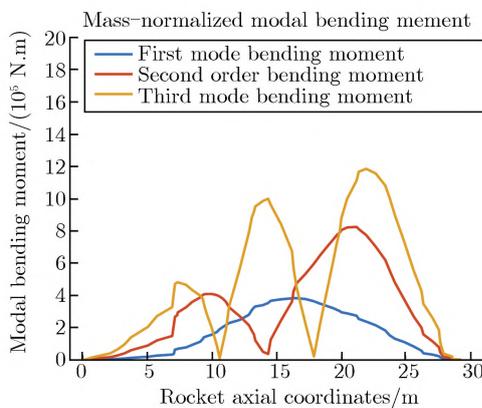


图 14 质量归一化模态弯矩

Fig. 14 Mass normalized modal bending moment

### 2.3.3 计算截面载荷

将外力函数和模态参数代入式(11)–式(14),计算得到广义位移,代入式(16)得到考虑前 3 阶模态的弯矩,如图 15 所示。由图 15 可见,火箭前 2 阶模态对抖振载荷的贡献最大,且一阶模态和二阶模态引起的载荷在分布上存在较大差异。因此,在计算火箭的抖振载荷时,至少要考虑两阶模态。

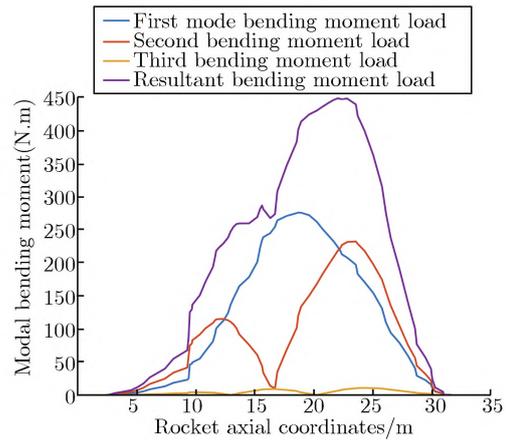


图 15 考虑前 3 阶模态的弯矩

Fig. 15 Bending moment with considering the first three modes

## 3 结论

本文详细介绍了运载火箭抖振的产生机理、抖振载荷的计算原理和试验方法,给出了基于稳态随机动力学求解火箭跨声速飞行抖振载荷的工程方法,并通过某锤头外形火箭工程案例进行研究。研究表明,火箭前 2 阶模态对抖振载荷的贡献最大,且一阶模态和二阶模态引起的载荷在分布上存在较大差异,因此,在计算火箭的抖振载荷时,至少要考虑 2 阶以上模态。

### 参考文献

- [1] COLE H A, ERICKSON A L, RAINEY A G. Buffeting during atmospheric ascent-space vehicle design criteria (structures): NASA SP-8001 [R]. National Aeronautics and Space Administration, 1964.
- [2] REDING J P, ERICSSON L E. Effect of aeroelastic considerations on seasat-a payload shroud design [J]. J Spacecraft, 1981, 18 (3): 241.
- [3] ENGBLOM W A. Numerical simulation of titan IVB transonic buffet environment [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2003, 40(5): 648-656.
- [4] MURMAN S M, DIOSADY L T. Simulation of a hammerhead

- payload fairing in the transonic regime: AIAA 2016-1548[R]. AIAA, 2016.
- [5] COE C F, KASKEY A J. The effects of nose bluntness on the pressure fluctuations measure on  $15^\circ$  and  $20^\circ$  cones at transonic speeds: NASA-TM-X-779[R]. National Aeronautics and Space Administration, 1963.
- [6] LOWSON M V. Prediction of boundary layer pressure fluctuation: Wyle Laboratories Research Staff Report WR 67-15 [R]. 1967.
- [7] PLOTKIN K J, ROBERTSON J E. The prediction of chattering pulsation pressure environment, including the influence of rocket exhaust: NASA-29885[R].
- [8] SPEAKER W V, AILMAN C M. Spectra and space-time correlation of the fluctuating pressures at a wall beneath a supersonic turbulent boundary layer perturbed by steps and shock waves: NASA CR-486[R]. 1966.
- [9] BLACK J A. A wind tunnel investigation of the buffet characteristics of truncated 0.079-scale models of the Titan III and Titan IV launch vehicles at mach numbers from 0.60 to 1.60: AEDC-TSR-88-P25 [R]. Arnold Engineering Development Center, 1988.
- [10] PIATAK D J, SEKULA M K, RAUSCH R D. Ares launch vehicle transonic buffet testing and analysis techniques [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2012, 49(5): 798-807.
- [11] CHYU W J, HANLY R D. Power and cross-spectra and space time correlation of surface fluctuating pressures at mach numbers between 1.6 and 2.5: AIAA Preprint No. 68-77[R]. 1968.
- [12] MAESTRELLO L. Measurement and analysis of the response field of turbulent boundary layer excited panels [J]. Journal of Sound and Vibration, 1965, 2(3): 270-292.
- [13] WILLMARTH W W, WOOLRIDGE C E. Measurements of the fluctuation pressure at the wall beneath a thick turbulent boundary layer [J]. J Fluid Mech, 1962, 14: 187-210.
- [14] COE C F. Surface pressure fluctuations associated with aerodynamic noise [C]//Bosic Aerc Dynamic Noise Research Conference Proceedings, NASA SP-207.
- 
- 上接第 020601-6 页
- [26] MEFTAH A, DJEBARA M, KHALFAOUI N, et al. Sputtering of vitreous  $\text{SiO}_2$  and  $\text{Y}_3\text{Fe}_5\text{O}_{12}$  in the electronic stopping power region: A thermal spike description [J]. Nucl Instrum Methods Phys Res B, 1998, 146(1-4): 431-436.
- [27] 彭海波, 管明, 王铁山, 等. 基于热峰模型的单粒子效应模拟研究 [J]. 原子核物理评论, 2019, 36(2): 242-247. (PENG Hai-bo, GUAN Ming, WANG Tie-shan, et al. Simulation of single event effect by a thermal spike model [J]. Nuclear Physics Review, 2019, 36(2): 242-247.)
- [28] CHETTAH A, KUCAL H, WANG Z G, et al. Behavior of crystalline silicon under huge electronic excitations: A transient thermal spike description [J]. Nucl Instrum Methods Phys Res B, 2009, 267(16): 2719-2724.
- [29] LAZANU I, LAZANU S. Contribution of the electron-photon interaction to Lindhard energy partition at low energy in Ge and Si detectors for astroparticle physics applications [J]. Astroparticle Physics, 2016, 75: 44-54.
- [30] DUFOUR C, KHOMENKOV V, RIZZA G, et al. Ion-matter interaction: The three dimensional version of the thermal spike model. Application to nanoparticle irradiation with swift heavy ions [J]. J Phys D: Appl Phys, 2011, 45(6): 065302.
- [31] HAMAGUCHI C. Basic Semiconductor Physics [M]. Springer, 2010.
- [32] 侯明东, 甄红楼, 张庆祥, 等. 重离子在半导体器件中引起的单粒子效应 [J]. 原子核物理评论, 2000, 17(3): 165-170. (HOU Ming-dong, ZHEN Hong-lou, ZHANG Qing-xiang, et al. Single event effects induced by heavy ion in semiconductor device [J]. Nuclear Physics Review, 2000, 17(3): 165-170.)
- [33] 张晨光, 安恒, 王鹤, 等. 脉冲激光模拟单粒子效应研究 [J]. 核技术, 2020, 43(4): 58-63. (ZHANG Chen-guang, AN Heng, WANG Yi, et al. Research on single event effects of pulsed laser simulation [J]. Nuclear Techniques, 2020, 43(4): 58-63.)