球头锥-柱再入飞行器的动力环境预示

洪 杰 高金海 马艳红 朱 彬

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院,北京 100191)

摘 要:考察了超声速和高超声速流场中一类球头锥-柱再入飞行器表面稳定压力和脉动压力的分布特性,利用CFX(Computation Fluid Explorer)软件建立球头锥-柱的外流场域网格,对其进行定常、非定常流场分析,给出一套预测表面稳定压力和脉动压力环境的工程新方法.将该方法与理论和经验估算方法进行了对比分析,验证了该方法的可行性和适用性.同时利用该方法研究了马赫数、来流攻角等因素对再入飞行器表面脉动压力环境的影响.利用ANSYS大型软件建立了再入飞行器导弹头部的动力学分析模型,根据确定的再入飞行器表面脉动压力环境和随机振动分析理论,采用有限元谱分析方法计算得到该飞行器弹头部件的随机振动响应加速度的均方根值和功率谱密度曲线,计算结果满足工程应用的要求.

关 键 词:超声速/高超声速;再入飞行器;脉动压力;随机振动响应;

中图分类号:V 411

文献标识码:A **文 章 编 号**:1001-5965(2008)08-0878-05

Foreshowing study of dynamic environment on the sphere-cone-cylinder reentry vehicles

Hong Jie Gao Jinhai Ma Yanhong Zhu Bin

(School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The stable and fluctuating pressure distribution on the surface of the sphere-cone-cylinder reentry vehicle was investigated in the supersonic and hypersonic flow field. Computation fluid explorer(CFX)was used to model the grid which had been analysis of three-dimension steady flow and unsteady flow field. Meanwhile the new engineering method of the surface of the sphere-cone-cylinder reentry vehicle was given . Then, the theory and estimation method was compared , which tested and verified the feasibility and applicability of this method . The effect of fluctuating pressure distribution on the surface made by Mach number and attack angle was researched. Taking advantage ANSYS, the model of dynamic analysis of reentry vehicle in missile's head was created. Meanwhile , according to the method fluctuating pressure and random vibration theory of reentry vehicle, the root mean square(RMS) and power spectral density(PSD) of acceleration response was presented by spectrum analysis, which was very practical and applicable.

Key words: supersonic /hypersonic; reentry vehicles; fluctuating pressure; random vibration response

90年代以前国内航天飞行器复杂结构动力学研究主要集中于固有特性分析,响应分析(尤其是随机响应分析)研究较少.90年代后国内航天飞行器复杂结构动力学研究逐渐转向响应分析(尤其是随机响应分析)专题研究,取得了一些进展[1-2].

再入飞行器以超声速、高超声速在作机动飞行时,高马赫数、高雷诺数和强烈的非定常效应是

收稿日期:2007-07-06

基金项目:教育部新世纪优秀人才支持计划资助项目(NCET-06-0171)

作者简介:洪 杰(1965-),男,北京人,教授,hongjie@buaa.edu.cn.

其周围流场的主要特征. 流场对再入飞行器施加的气动力可分解为稳定压力和脉动压力两部分. 再入飞行器的模态边界条件主要取决于平均的稳定压力,而结构响应则主要取决于脉动压力. 因此,研究再入飞行器在机动飞行过程中经历的稳定压力和脉动压力环境,并提供一种方便快捷的稳定压力和脉动压力环境的分析方法对于超声速和高超声速再入飞行器初步设计的意义是不言而喻的.

目前,国内外的许多学者对超声速、高超声速飞行器的稳定压力和脉动压力环境研究主要局限在实验、理论、经验估算方面[3-5]. 超声速、高超声速情况下给出了若干脉动压力环境的估算方法[6-7]. 但大多估算方法给出的只是湍流涡动引起的脉动压力环境情况,这常常导致忽略附面层分离、激波/附面层相互作用等因素造成的脉动压力环境,使得估算的脉动压力值存在较大的误差.

本文工作是超声速和高超声速飞行器稳定压力和脉动压力环境预示研究专题的一个新进展,即利用 CFX(Computation Fluid Explorer)软件建立球头锥-柱的外流场域网格,对其进行定常、非定常流场分析,给出一套预测表面稳定压力分布和脉动压力分布的工程有限元仿真的新方法,该方法可以充分地考虑各种因素对稳定压力和脉动压力环境的影响,避免了由于理论或估算方法带来的计算误差. 同时利用该方法研究了来流马赫数,飞行攻角等参数对脉动压力环境的影响,最后根据确定载荷模型对某导弹弹头部件进行随机动力响应分析. 这项工作的研究对于完善再入飞行器载荷设计和合理预示再入振动环境具有重要作用和较大工程应用价值.

1　稳定压力模型

工程计算中常常忽略了稳定压力分布对飞行器随机动力响应的影响,事实上,飞行器所受的稳定压力分布直接影响着飞行器弹头部的边界条件及模态参数,这将间接地影响着飞行器的动力响应. 因此,本文提出了飞行器头部稳定压力分布的牛顿理论与有限元仿真两种计算方法,并对两种方法进行了对比分析,将为后面导弹头部的随机动力响应提供更为准确的边界条件.

1.1　牛顿理论计算方法

根据导弹飞行气动理论可知,弹头稳定压力分布主要由弹头的几何尺寸、飞行的攻角、飞行高度以及飞行马赫数决定.

按牛顿理论可知,如果在某一攻角下围绕弹头气流速度法向分量 v_n 沿横截面圆周上的分布不等于常数,如图 1 所示,法向速度分量为

$$v_n = v(\cos\alpha\sin\beta + \sin\alpha\cos\beta\cos\varphi) \quad (1)$$

则稳定压力为

$$p = 2q(\cos\alpha\sin\beta + \sin\alpha\cos\beta\cos\varphi)^2 + q_\infty \quad (2)$$

式中,α 为飞行攻角;β 为弹头的几何角;φ 为子午角;v 为来流速度;q_∞ 为动压头.

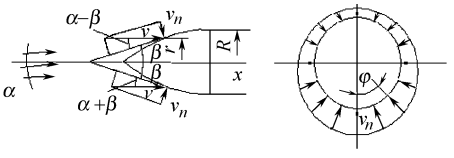


图 1　弹头截面示意图

根据上述牛顿理论计算方法可以确定导弹的头部件稳定压力场分布,但由于理论方法通常无法描述激波、气流分离或流动损失等流动现象,在某些情况下无法准确地给出稳定压力场.

1.2　有限元仿真方法

随着 CFD(Computation Fluid Dynamics)技术以及计算机硬件设备的发展,使得采用有限元仿真的方法确定超声速弹头稳定压力场分布成为可能.

本文采用应用较为广泛的 CFX 有限元软件中的流场计算模块,对超声速弹头部件进行流场分析,建立的弹头流体域对称面网格和远场边界网格见图 2,网格数为 269 194 个单元,280 279 个节点.

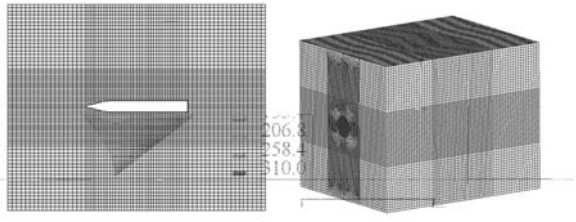


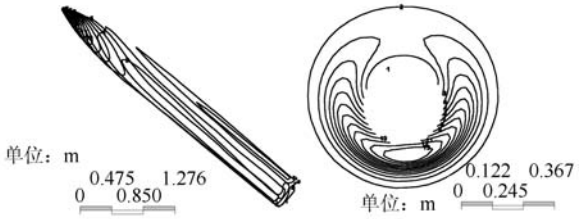
图 2　弹头对称面网格和弹头远场边界网格

本文对来流马赫数 $M_e = 5$,飞行高度 $H = 5\,000$ m,来流攻角 α 分别为 0°,10°,20°,30°的弹头部件流场进行仿真计算分析. 弹头部件三维定常 NS 方程采用基于有限元的有限体积法,湍流模型采用 KEpsilon 模型.

通过对超声弹头部件外流场的定常分析,得到弹头外表面压力等值线分布如图 3 所示,本文只列出来流攻角 10°时情况.

根据计算结果,确定弹头部件外表面的稳定压力数值沿轴向和周向的分布如图 4 所示.

由计算结果可知,在迎风面,压力数值随来流



a 外表面压力等值线 b 周向压力等值线分布

图3 来流10°攻角的外表面压力等值线分布

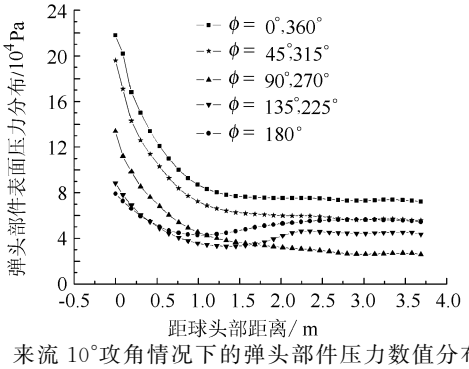


图4 来流10°攻角情况下的弹头部件压力数值分布

攻角的增加而增加；计算条件相同的情况下，0°来流攻角情况下，压力数值不随子午角 φ 的变化而变化，沿轴向逐渐减小，之后趋于平稳；10°，20°，30°来流攻角情况下，压力数值随 φ 的增加总体趋势是先减小后增大的轴对称变化规律，其中，φ 在 $0°\leqslant\varphi\leqslant90°$ 和 $270°\leqslant\varphi\leqslant360°$ 范围内，压力数值沿轴向逐渐减小，之后趋于平稳，φ 在 $90°<\varphi<270°$ 范围内，压力数值沿轴向呈现先减小后增大的变化规律.

1.3 方法对比

考虑到求解弹头部件外表面稳定压力不同方法之间的差异，对牛顿理论方法与本文提出的有限元仿真方法进行了对比分析. 图5来流攻角10°情况的稳定压力结果对比曲线.

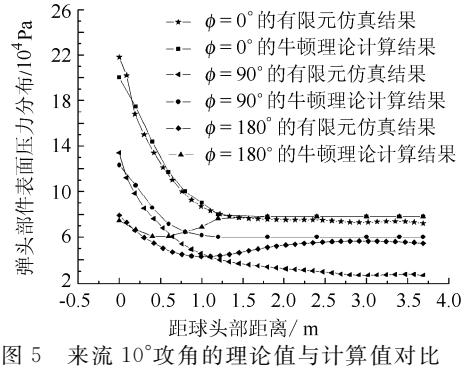


图5 来流10°攻角的理论值与计算值对比

由图5可以看出，有限元仿真法计算的结果与理论公式计算结果变化趋势基本吻合，尤其是 φ 为0°时，两者的计算值非常接近. 而 $\varphi\neq0°$ 时，有限元仿真结果略低于理论计算结果，尤其是在锥后圆柱段的误差更大，这主要是由于在这个范围内，由于气体的粘性作用更加明显，造成流动损失引起的，这一点是理论计算方法无法确定的，从计算结果和理论分析可以确定，有限元仿真结果将更符合实际情况.

2 脉动压力模型

脉动压力(fluctuating pressure)是湍流流动固有的现象，它与流动脉动速度互为因果关系，是工程实验中进行结构响应分析和力学环境研究的重要依据. 在超声速、高超声速流场中，脉动压力环境与湍流、不稳定湍流边界层分离、激波/边界层干扰及各种波系相互干扰等复杂的流动现象紧密联系，这些流动现象的数值模拟大多是当代计算流体力学领域中尚待解决的具挑战性的课题. 目前国内外对实用阶段的超声速、高超声速条件下脉动压力环境研究非常的少，脉动压力的确定主要来源于风洞实验和有限的飞行试验.

本文通过对脉动压力的机理性研究，给出几种较为成熟的经验估算方法，并从有限元仿真角度出发，给出一种确定脉动压力的有效工程方法.

2.1 经验估算方法

附体湍流边界层造成的脉动压力环境特性已经有比较成熟的经验公式，参考美国通用汽车公司再入与环境系统分部对脉动压力的研究结果，给出了以下几种常用的脉动压力估算公式[7].

方法1 舱体湍流附面层表面脉动压力

1) 均方根值 P_{rms} 估算

$$P_{\mathrm{rms}}=\frac{0.006}{1+0.14M_{\mathrm{e}}^2}q_{\mathrm{e}} \tag{3}$$

式中，M_{e}，q_{e} 分别是来流马赫数和动压.

2) 功率谱密度函数估算

$$\varphi(f)=\frac{2\delta^*}{U_{\mathrm{e}}}\frac{P_{\mathrm{rms}}^2}{\left[1+\left(\frac{4\pi f\delta^*}{U_{\mathrm{e}}}\right)^{0.9}\right]^{2.0}} \tag{4}$$

方法2 锥面湍流附面层表面脉动压力

1) 均方根值 P_{rms} 的估算

$$P_{\mathrm{rms}}=\begin{cases}\dfrac{0.006}{1+0.14M_{\mathrm{e}}^2}q_{\mathrm{e}} & M_{\mathrm{e}}\leqslant5\\[2ex] \dfrac{0.002}{1+0.02M_{e}^2}q_{\mathrm{e}} & M_{e}\geqslant5\end{cases} \tag{5}$$

2) 功率谱密度函数估算

$$\varphi(f)=\frac{4\delta^*}{U_{\mathrm{e}}}\frac{P_{\mathrm{rms}}^2}{1+\left(\frac{2\pi f\delta^*}{U_{\mathrm{e}}}\right)} \tag{6}$$

根据上述导弹舱体的脉动压力估算公式，便可确定弹头部件附体湍流边界层造成的脉动压力

均方根值和功率谱密度值,为弹头部件的随机动力响应分析提供较为有效的参考载荷模型.

2.2　有限元仿真方法

脉动压力是一种宽频载荷,它含有低频高幅值的大湍流涡和高频低幅值的小湍流涡.在有限元仿真的过程中,若想通过计算得到激波/附面层相互作用,湍流附面层及分离流等因素造成的脉动压力情况,需在流场的非定常计算分析中选取合理的物理时间步,通常要求物理时间步要小于湍流涡动的周期,以达到捕捉湍流涡流动特性的目的.

非定常的计算中采用自由时间步长控制,选取总时间(total time)为 0.000 4 s,物理时间步(time steps)2×10^{-6} s.

对于来流零攻角情况,脉动压力不随子午角 φ 变化,空间相关性只体现在轴向,图 6 只给出脉动压力变化明显区域柱段位置脉动压力的时域变化曲线.

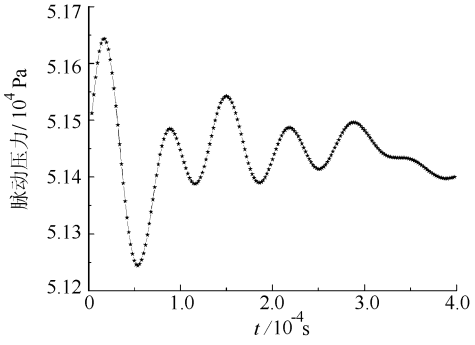


图 6　来流 0°攻角柱段表面脉动压力时域变化曲线

脉动压力属于随机载荷,本文认为脉动压力载荷这个随机过程为一个各态遍历过程,可以根据微小时间段内脉动压力值的时域变化,利用工程软件 MATLAB 编写功率谱密度分析程序,确定弹头部件关键位置脉动压力的功率谱密度分布如图 7 所示.

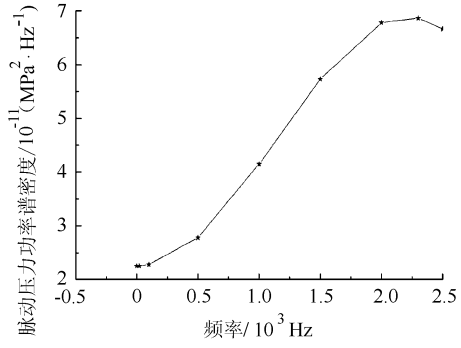


图 7　弹头柱段表面的脉动压力功率谱密度分布

由计算结果可知,弹头部件锥段和柱段表面的脉动压力功率谱体现出交叉功率谱特性.从0～2 500 Hz 范围内脉动压力的功率谱密度值基本都在 10^{-11} 量级上,总体脉动压力载荷水平不高.

2.3　方法对比

脉动压力的经验估算方法,针对的只是附面层湍流引起的脉动压力环境,在计算中忽略了其它因素引起的脉动压力环境,通常估算的结果将偏低.图 8 给出了 2 种经验估算公式结果与有限元仿真结果的对比情况.

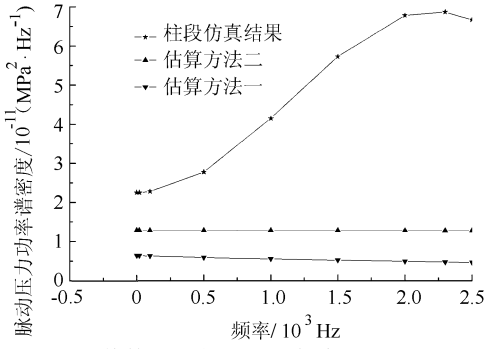


图 8　经验估算方法与有限元仿真方法对比

由图 8 可以看出,有限元仿真方法确定的弹头部件零攻角的脉动压力功率谱密度值要大于经验估算方法确定的脉动压力值,这主要是由弹头部件外流场特性决定的,本算例中弹头部件的脉动压力是由湍流附面层涡动及分离流等因素引起的,经验估算公式忽略了分离流等其它因素引起的脉动压力环境,其计算值将小于有限元仿真的计算结果,进一步验证有限元仿真方法确定脉动压力环境的优越性.因此,采用有限元仿真方法确定的脉动压力功率谱密度值来预示导弹的动力环境将更为合理.

3　来流参数对脉动压力环境的影响

对于超声速、高超声速飞行器,来流马赫数和来流攻角等参数直接影响着飞行器表面的流场分布,也将直接影响着弹头部件表面的脉动压力环境.

本文采用有限元仿真方法,对来流马赫数为 5,来流攻角分别为 10°,20°,30°情况下弹头部件表面脉动压力进行计算分析.来流攻角 10°情况下脉动压力的功率谱密度分布如图 9 所示.

由计算结果可知,在迎风面,脉动压力的功率谱密度值随来流攻角的增加而增加;背风面在一定的来流攻角范围内,随来流攻角增加而增加,当来流攻角较大时,随攻角的增加曾现减小的趋势;在其它的子午角位置,随来流攻角的增加脉动压

力功率谱密度值的变化趋势不确定，其主要取决于当前的流场分布情况.

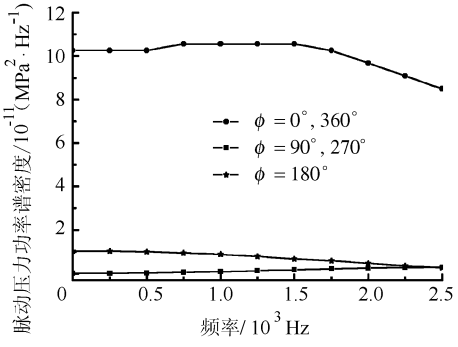


图 9 M_e，$\alpha=10°$情况下的脉动压力功率谱密度分布

4 锥-柱头部功率谱密度响应分析

根据确定弹头部件稳定压力载荷模型和脉动压力载荷模型的有限元仿真新方法，采用零攻角来流情况的稳定压力数值和脉动压力功率谱密度数值，通过大型通用 ANSYS 中谱分析模块对弹头部件随机动力响应进行求解分析，模态阻尼取2%，计算得到弹头部件二舱 x，y，z 向加速度响应的功率谱密度曲线，图 10 给出 y 向加速度响应的功率谱密度曲线.

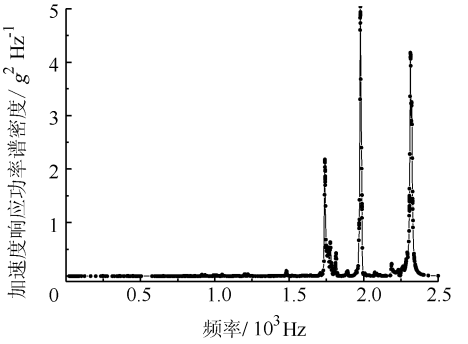


图 10 弹头部件二舱 y 向加速度响应的功率谱密度曲线

由图 10 的计算结果可以确定弹头部件关键位置加速度响应的均方根值，如表 1 所示.

表 1 弹头部件关键位置的加速响应均方根值

位置	加速度响应均方根值		
	x	y	z
一舱	1.543 2g	0.452 3g	1.392 2g
二舱	1.045 7g	9.213 2g	10.109 4g
三舱	0.563 1g	2.127 6g	2.386 5g

由表 1 计算结果可知，再入飞行器弹头部件不同位置 3 个方向加速度响应均方根值水平不高，且主要集中在中、高频；二舱的加速度响应均方根值相对较大，y 向均方根值为 9.213 2g、z 向为 10.109 4g.

5 结束语

本文利用 CFX-ANSYS 软件，提出了一套球头锥-柱再入飞行器表面稳定压力和脉动压力环境的预测方法，依据预测结果，采用随机谱分析方法分析对导弹头部进行了随机响应分析，具体概括如下：①本文工作是超声速和高超声速飞行器稳定压力和脉动压力环境预示研究专题的一个新进展；②仿真方法预测得到的稳定压力分布与理论分析结果较为接近，预测得到的脉动压力结果高于估算方法；③利用本文方法预测得到的稳定压力和脉动压力数值，对导弹部件的随机动力响应进行求解分析，计算结果满足工程应用的要求；④采用本文所提出的方法预示导弹的动力环境是可行的、适用的.

参考文献（References）

[1] 徐孝诚，王成华，韩增尧. 再入飞行器复杂结构随机振动响应分析研究[J]. 强度与环境，2002，29 (3)：1－4
Xu Xiaocheng，Wang Chenghua，Han Zengyao. Study on random vibration response analysis of reentry vehicle complex structure[J]. Structure & Environment Engineering，2002，29 (3)：1－4(in Chinese)

[2] 尹立中，徐孝诚. 再入飞行器的气动噪声响应分析和试验验证[J]. 导弹与航天运载技术，2002 (3)：9－11
Yin Lizhong，Xu Xiaocheng. Response analysis and experimental verification for reentry vehicle subjected to aerodynamic noise[J]. Missiles and Space Vehicles，2002 (3) ：9－11 (in Chinese)

[3] Stanney K A，Rahn C D. Response of a tethered aerostat to simulated turbulence[J]. Communications in Nonlinear Science and Numerical Simulation，2006，11(6)：759 - 776

[4] Maury C，Gardonio P，Elliott S J. A wave number approach to modeling the response of a randomly excited panel，part II：application to aircraft panels excited by a turbulent boundary layer[J]. Journal of Sound and Vibration，2002，252(1)：115－139

[5] Cockburn J A. Robertson J E. Vibration response of spacecraft shrouds toin-flight fluctuating pressures[J]. Journal of Sound and Vibration，1974，33(4)：399－425

[6] Laganelli A L. Similarity of fluctuating velocity and pressure spectra using kolmogorov scales of turbulence [C]//AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. US：AIAA，2004：1－10

[7] Chaump L E. Vibration response of ballistic re-entry vehicles [R]. AD910393，AFFDL-TR-72-140，1973

(责任编辑：张 嵘)