

旋成体跨音速脉动压力环境分析与预测*

龙万花¹ 陈伟芳² 宋松和¹

(1. 国防科技大学理学院, 湖南 长沙 410073; 2. 国防科技大学航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要 脉动压力是进行结构响应分析和力学环境研究的重要依据。利用平均流场的数值模拟方法与基于实验的工程预测模型相结合的技术途径,对跨音速下旋成体的表面脉动压力环境进行了分析与预测,给出了旋成体在不同攻角、不同马赫数条件下表面脉动压力系数分布以及脉动压力功率谱分布曲线,并且与实验结果作了比较分析,得出结论基本一致。

关键词 跨音速 脉动压力系数 功率谱

中图分类号 :V211 文献标识码 :A

Analysis and Prediction of the Fluctuating Pressure Induced by Rotated Aircraft at Transonic Mach Numbers

LONG Wan-hua¹, CHEN Wei-fang², SONG Song-he¹

(1. College of Science, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract Fluctuating pressure provides an important basis for the analysis of structure response and for the study of the dynamics environment. A new technical approach is presented, by which numerical simulation of the mean fluid field is integrated with the engineering prediction model based on experiments. For the transonic rotated aircraft, the surface fluctuating pressure environment is analyzed and predicted. And the fluctuating pressure coefficient curves and the power spectral density curves are presented at different transonic Mach numbers and different angles. The results essentially accord with the experiment results.

Key words transonic; fluctuating pressure coefficient; power spectral density (PSD)

流场对飞行器施加的气动力可分解为平均压力和脉动压力两部分。飞行器的整体气动力特性主要取决于平均压力,而结构响应则主要取决于脉动压力。产生气动脉动压力的一个主要因素是飞行器与大气相互干扰,一定强度的激波与边界层相互作用将引起流动分离,而且激波诱导的湍流边界层分离过程是不稳定的。这种不稳定性将引起边界层分离点和再附点瞬时位置的脉动,从而在分离点及再附点附近产生振幅高达 130 ~ 170dB 的脉动压力,且其频率范围与普通金属面板的共振频率(100 ~ 500Hz)大体一致,一般为几百赫兹到几千赫兹。显然,这样一类气动噪声不仅将激起有害的抖振响应,极大地缩短材料的疲劳寿命,而且可能造成结构破坏。另外,从气动噪声的观点来看,脉动压力在跨音速马赫数范围内最为关键。因此,为了保证飞行器结构上的牢固性和可靠性,研究飞行器在上升段中经历的脉动压力环境,并由此提供一种方便快捷的脉动压力估算方法,对于飞行器的初步设计具有重要的意义。考虑到跨声速流场的复杂性,本文采用数值方法求解所研究飞行器表面的平均流场,并在已有的脉动压力预示经验或半经验公式^[1~3]的基础上,对跨音速下脉动压力环境进行了分析与预测,同时给出了一种 $0 < Ma_{\infty} < 3.0$ 范围内预测整个飞行器表面脉动压力环境的方法。

* 收稿日期:2003-08-29

基金项目:国家部委基金资助项目(51413030301KG01)

作者简介:龙万花(1979—),女,硕士生。

1 飞行器表面脉动压力半数值计算

1.1 Navier-Stokes 方程数值求解平均流场

在飞行器上升过程中,对经历复杂的三维流动,考虑到湍流的存在,选择基于 Favre 质量加权平均(简称质量平均)的三维守恒型 N-S 方程作为控制方程。假设气体为完全气体,则无量纲化湍流质量平均 N-S 方程为:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\alpha(F + F_V)}{\partial x} + \frac{\alpha(G + G_V)}{\partial y} + \frac{\alpha(H + H_V)}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

考虑到现有计算条件的实际要求,本文采用了薄层近似假设,即将方程(1)中粘性项的交叉导数项全部省略。文献[4]在数值求解 N-S 方程中选择 NND2M 格式。NND2M 是在张涵信提出 NND2 的基础上发展而来的一种显式 TVD 格式,具有时间、空间二阶精度,文献[5]用该格式成功地计算了复杂喷流流场。计算结果表明:该格式可以比较准确地捕捉到激波,计算效率优于 NND2,稳定性限制也有所放宽,最大 Courant 数可以取到 1。为了提高计算效率、节约存储空间,计算中采用时间分裂法,对各式中的对流通量项进行矢通量分裂,而后采用 NND2M 格式进行差分离散,对粘性通量则采用二阶中心差格式离散。

1.2 表面脉动压力特性工程预测

在跨音速时,非定常流现象是重要的,因为在这个范围内,脉动压力与自由流动压成正比而达到最大值。为了估计任意形状下的脉动压力环境,有必要讨论在每一种基本非定常流状态下的脉动压力的统计学特性。根据旋成体不同部位出现的不同流动状态,如附体流、分离流、激波边界层呈现出不同的统计学特性,我们考虑对结构响应分析具有重要意义的两个统计学参数:均方根脉动压力系数以及脉动压力功率谱。均方根脉动压力系数表示飞行器表面某点脉动压力的总强度,以自由流动压 q_∞ 为归一化参数。脉动压力的频谱特性是用功率谱密度表示的,它代表均方根脉动压力随频率的变化情况。

1.2.1 附体紊流边界层

附体流的压力脉动来自紊流边界层内的扰动,对 $M_\infty \leq 3.0$ 时的均方根脉动压力系数,Lowson^[6]提出了如下的半经验预示公式(下标 ∞ 表示来流物理量):

$$\frac{\sqrt{p}}{q_\infty} = 0.006(1 + 0.14M_\infty^2) \quad (2)$$

以 U_∞ 和 δ^* (位移厚度)作为归一化参数的脉动压力功率谱公式^[3]为:

$$\frac{\phi(\omega)U_\infty}{q_\infty^2 \delta^*} = \frac{\left(\frac{\sqrt{p}}{q_\infty}\right)^2}{\frac{w_0 \delta^*}{U_\infty} [1 + (w/w_0)^{0.9}]^{0.0}} \quad (3)$$

式中 $w_0 = 0.5 \frac{U_\infty}{\delta^*}$ 。

1.2.2 分离流

在飞行器表面产生的强逆压梯度,可能导致气流分离,分离流的压力脉动是由分离流剪切层内的扰动以及分离点和再附体点的摆动引起的不稳定性产生的。膨胀分离区脉动压力的估算公式^[3]为(下标 e 表示当地物理量):

$$\sqrt{p}/q_\infty = 0.045[1 + M_\infty^2(x)] \quad (4)$$

对压缩分离流,没有一般的脉动压力经验预示公式,但有曲线可查^[2]。分离流均匀区的功率谱可用如下经验公式^[3]描述:

$$\frac{\phi(\omega)U_e}{q_\infty^2 \delta_e} = \frac{\left(\frac{\sqrt{p}}{q_\infty}\right)^2}{\frac{w_0 \delta_e}{U_e} [1 + (w/w_0)^{0.83}]^{0.5}} \quad (5)$$

式中 $w_0 = 0.17 \frac{U_e}{\delta_e}$ 。

1.2.3 激波振荡或抖振引起的脉动压力

在飞行器表面,当局部流动达到声速时,形成局部超声速区并伴随生成激波,此时,激波往往极不稳定,形成激波振荡,加之气流分离和附体交替出现,会产生强烈的随机脉动压力,甚至引起结构振动。对跨声速激波振荡和抖振引起的脉动压力,振幅大小详见文献[2]所述,脉动压力功率谱经验公式可参考文献[3]。

计算中判断是膨胀转折还是压缩转折的依据是平均压力系数分布曲线,平均压力系数阶跃下降为膨胀转折,阶跃上升为压缩转折,连续变化为附体湍流边界层。

2 计算结果分析

文章计算了某以锥-柱-船为基本外形的飞行器表面的均方根脉动压力分布以及脉动压力功率谱密度分布(计算简图如图1),基于薄层N-S方程,对不同来流马赫数,物面温度 $T = 360K$,攻角为 $0^\circ, 10^\circ, 20^\circ$ 的流场进行了数值求解,图2给出了 $Ma = 0.773$ 时的平均压力系数结果。

利用表面平均压力系数的数值解和如前所述脉动压力特性的计算方法,给出了不同条件下飞行器表面上均方根脉动压力系数分布与实验结果的对比(图3~图5)以及典型位置上脉动压力功率谱密度与实验结果的比较(图6),其中,典型点A为锥-柱肩部脉动压力峰值位置,点B为倒锥面上膨胀转折处, α 为攻角, φ 为子午角, C_p 为平均压力系数, C_{prms} 为脉动压力系数。

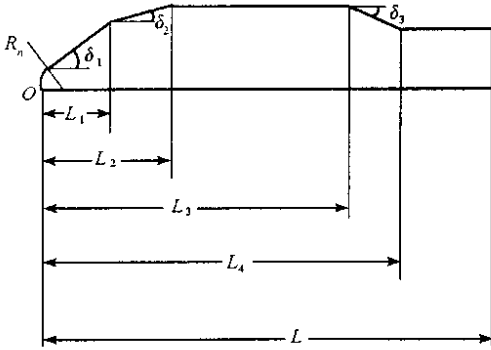


图1 计算外形简图

Fig.1 The computational outline

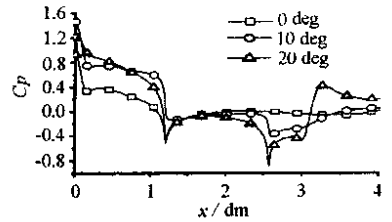


图2 马赫数 = 0.773 不同攻角下的 Cp

Fig.2 Cp for Ma = 0.773, phi = 0 degrees

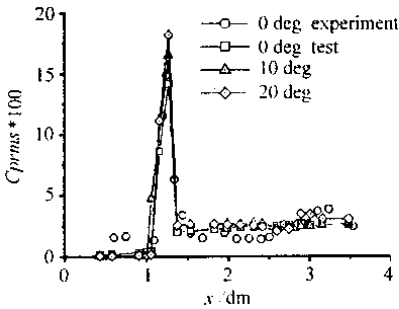


图3 $\sqrt{p'}/q_x$ 随 α 的变化 $Ma_\infty = 0.773, \varphi = 0^\circ$

Fig.3 $\sqrt{p'}/q_x$ changes with α for $Ma = 0.773, \varphi = 0^\circ$

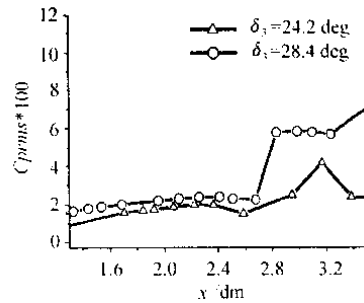


图4 倒锥角对 $\sqrt{p'}/q_x$ 的影响 $\varphi = 0^\circ, Ma_\infty = 0.968, \alpha = 0^\circ$

Fig.4 The effect of δ_3 on $\sqrt{p'}/q_x$ for $\varphi = 0^\circ, Ma = 0.968, \alpha = 0^\circ$

由图3可以看出,脉动压力最大值出现在锥-柱肩部,但作用范围较窄,攻角增大时,多数点的脉动幅值随攻角变化不大。图4的结果则表明,增大倒锥角,在同一马赫数下,脉动压力倒锥后面以及柱段会产生略强的脉动压力,反映了倒锥角增大会产生不利影响。将图3与图4对比可得,倒锥分离区内的脉动

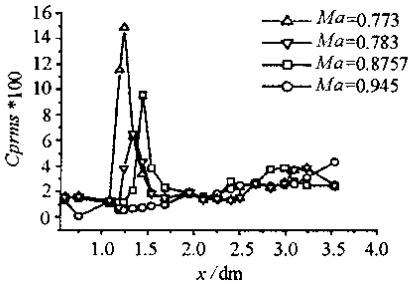


图5 $\sqrt{p^2}/q_\infty$ 随 Ma_∞ 变化趋势 $\alpha = 0^\circ, \varphi = 0^\circ$

Fig.5 $\sqrt{p^2}/q_\infty$ changes with Ma_∞ for $\alpha = 0^\circ, \varphi = 0^\circ$

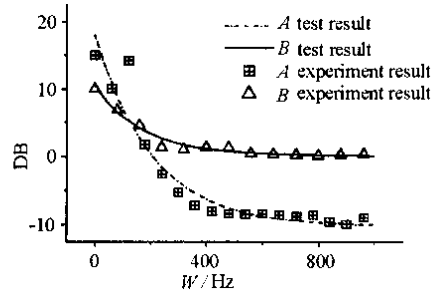


图6 典型点的功率谱密度 $Ma = 0.773, \alpha = 0^\circ, \varphi = 0^\circ$

Fig.6 PSD of typical points for $Ma = 0.773, \alpha = 0^\circ, \varphi = 0^\circ$

压力峰值比锥 - 柱肩部由振荡激波产生的脉动压力峰值小得多,但是作用范围却大得多。这就意味着,飞行器在逐渐加速的过程中,锥 - 柱段上会相继出现很强的脉动压力,但作用时间短,而倒锥后面的分离区内始终存在着中等大小的脉动压力,起作用时间比较长,也不容忽视。图5的结果表明,随马赫数增大,激波逐渐向模型后部推移,在柱段上由此激波产生的脉动压力峰值也随之向后推移,并且在向后推移的过程中,其强度减弱。

由图6得到如下结论:锥 - 柱肩部产生很强的脉动压力时,其脉动能量主要集中在低频部分,脉动能量随着频率增大而迅速降低,倒锥后面分离区内出现较强的脉动压力时,脉动能量主要集中在200Hz以下的低频部分,200Hz以上的脉动压力能量比低频部分明显降低,但是呈现白噪声特性。

3 结论

(1) 飞行器表面脉动压力强烈地依赖于来流马赫数和来流攻角,随马赫数增大而减小,随来流攻角增大而增大;

(2) 飞行器表面脉动压力还与飞行器外形有很大的关系,如最大值出现在锥 - 柱肩部,倒锥角增大会造成不利影响。

参考文献:

[1] 王侠超,黄寿康,马国强. 流体动力·弹道·载荷·环境[M].北京:宇航出版社,1991.
 [2] 黄志澄,等. 航天动力学[M].北京:宇航出版社,1994.
 [3] Robertson J E. The Prediction of Fluctuating-pressure Environments(Induced by Three-dimension Protuberances Included) [R]. Wile Laboratories Research Staff Report WR 70 - 10 ,April ,1970.
 [4] Dolling D S ,Bogdonoff S M. Blunt Fin-induced Wave/Turbulent Boundary-layer Interaction[R]. AIAA Journal ,1982 20.
 [5] 刘君. 超音速完全气体和 H_2/O_2 燃烧非平衡气体的复杂喷流场数值模拟[D]. 中国空气动力研究与发展中心博士学位论文,1993.
 [6] Lowson M V. Prediction of Boundary Layer Pressure Fluctuations[R]. Wyle Laboratories Research Staff Report WR 67 - 15 ,October 1967.

