

RANS/LES 在超声速突起物绕流中的应用研究

陈琦^{1,2}, 司芳芳², 陈坚强^{2,*}, 袁先旭², 谢显飞²

1. 中国空气动力研究与发展中心 空气动力学国家重点实验室, 四川 绵阳 621000

2. 中国空气动力研究与发展中心 计算空气动力研究所, 四川 绵阳 621000

摘要: 安装在超声速/高超声速飞行器表面的突起物如机翼、控制舵等通常会导致复杂的激波/边界层干扰, 对突起物的局部气动特性甚至飞行器整体的气动特性产生较大的扰动。在采用计算流体力学(CFD)数值模拟此类问题时, 传统的求解雷诺平均 Navier-Stokes(RANS)方程方法由于不能准确预测湍流脉动流场并且精度有限, 在应用上受到一定的限制。本文在研究 B-L(Baldwin-Lomax)内层模型和 Smagorinsky 亚格子模型优缺点的基础上, 提出了一种新型的 RANS/LES(Large Eddy Simulation)混合模型, 并进行了算例验证, 证实了该方法的可行性。在此基础上, 对火箭表面突起物的干扰流场进行了数值模拟研究, 细致地刻画了突起物附近的激波/边界层干扰、剪切层失稳和底部分离涡形成的非定常过程, 获得了突起物及火箭表面上的压力脉动历程并进行了频谱分析。研究发现, 相对于突起物底部的非定常分离流动, 突起物前缘的激波和边界层相互干扰的非定常过程是突起物周围压力脉动的主导因素, 这种高频的压力脉动可能对火箭内设备的正常工作产生不利的影响。

关键词: RANS/LES 方法; 突起物; 激波/边界层干扰; 超声速流动; 数值模拟

中图分类号: V411.4; O355 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-6893(2013)07-1531-07

在高速飞行器表面出于各种特殊功能的需要通常会安装突起的典型部件, 例如机翼、控制舵以及安装在机翼上的各种挂架等。这类突起的部件破坏了原本光滑的机身或者机翼表面, 导致复杂的流场干扰^[1]。

将这类突起部件归纳为典型部件, 其中之一为舵舵或圆柱外形的突起物与平板形成的复杂外形。在这类外形中, 超声速流绕过平板上的钝前缘突起物, 在突起物上游形成弓形脱体激波, 脱体激波所引起的逆压梯度通过边界层内的亚声速区向上游传播, 导致平板上的边界层分离^[2-3], 在分离区形成的旋涡向下游流动, 对突起物的局部气动特性甚至飞行器整体的气动特性产生较大的扰

动, 主要表现在突起物附近的压力以及热流密度等有明显的变化。文献[4]~文献[7]对这类问题进行了大量的实验研究, 对安装在平板上的圆柱、方柱以及各种钝前缘舵面的干扰流场给出了较细致的描述。

目前, 用数值模拟方法解决此类问题的文献还比较少, 同时在突起物的底部也存在着大范围的流动分离、膨胀波、再压缩激波和剪切层干扰等^[8-10], 其复杂程度丝毫不亚于突起物前缘的流场。对此类流场中存在着大范围分离、复杂激波/边界层干扰、激波/剪切层干扰等典型的高雷诺数和非定常湍流流动, 对数值模拟方法的要求主要是精细的网格、高精度的计算格式和适用的湍流

收稿日期: 2012-09-07; 退修日期: 2012-10-15; 录用日期: 2012-11-09; 网络出版时间: 2012-12-07 16:37

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20121207.1637.005.html

基金项目: 国家级项目

* 通讯作者. Tel.: 0816-2463009 E-mail: jq-chen@263.net

引用格式: Chen Q, Si F F, Chen J Q, et al. Study of protuberances in supersonic flow with RANS/LES method. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(7): 1531-1537. 陈琦, 司芳芳, 陈坚强, 等. RANS/LES 在超声速突起物绕流中的应用研究. 航空学报, 2013, 34(7): 1531-1537.

模型。雷诺平均 Navier-Stokes(RANS)方程由于不能准确预测湍流脉动流场,应用受到一定的限制。对于实际应用问题,在当前有限的计算资源制约下,采用 RANS/LES(Large Eddy Simulation)方法是一个合理并且可行的方法^[11]。

本文将自主发展的一种新型 RANS/LES 混合方法应用于工程实际问题,研究的对象是火箭表面的突起物外形。数值模拟了突起物周围的非定常干扰流场,获得了突起物及火箭表面压力脉动的频率及幅值等,并对压力脉动的来源进行了深入的分析。

1 数值方法

本文在数值求解非定常 Navier-Stokes 方程时,空间离散格式采用 3 阶 FDS(Flux Difference Splitting)格式,限制器选用耗散性和扩散性都比较适中的 van Albada 限制器;时间推进采用 Jameson 双时间步方法;湍流模型基于自主发展的 RANS/LES 混合模型。文献[12]对该模型作了详细介绍,这里只给出该混合方法的主要思路。

文献[13]考察了 B-L(Baldwin-Lomax)的内层模型和 Smagorinsky 亚格子模型,根据两者的区别和相似点,得出的混合模型如下:

$$\mu_{\text{eff}} = \begin{cases} \mu_l + \mu_{\text{BLI}} & \kappa d \leq l_{\text{smg}} \\ \mu_l + \mu_{\text{SMG}} & \kappa d > l_{\text{smg}} \end{cases} \quad (1)$$

式中: μ_{eff} 为有效黏性系数; μ_l 为层流黏性系数; μ_{BLI} 为 B-L 内层湍流模型计算的湍流黏性系数; μ_{SMG} 为 Smagorinsky 亚格子模型计算的 LES 亚格子黏性系数; d 为壁面距离; $\kappa = 0.41$ 为卡门常数; $l_{\text{smg}} = C_s \Delta$ 为亚格子湍流长度尺度, Δ 为滤波尺度,一般就取为网格尺度, C_s 为经验系数,一般要求满足 $0.10 \leq C_s \leq 0.24$,这里取为 0.16。

在该模型中,因亚格子湍流长度尺度 $l_{\text{smg}} = C_s \Delta$ 仅仅是网格尺度的函数,但研究发现,壁面的影响以及网格的拉伸比等都会对结果产生影响,需要对模型进行修正。

van Driest 阻滞因子是使用较多的一种近壁影响修正方法,本文模型也采用此方法进行修正, van Driest 阻滞因子为

$$f_{\text{vd}} = 1 - \exp\left(-\frac{y^+}{A^+}\right) \quad (2)$$

式中: A^+ 为 van Driest 常数,取 26 或 25。

对网格拉伸比较大的情况,修正因子为

$$f_{\text{ga}} =$$

$$\cosh \sqrt{\frac{4}{27} [(\ln a_1)^2 - \ln a_1 \ln a_2 + (\ln a_2)^2]} \quad (3)$$

式中: $a_1 = \Delta_1 / \Delta_{\text{max}}$, $a_2 = \Delta_2 / \Delta_{\text{max}}$, Δ_{max} 为 Δ_x 、 Δ_y 和 Δ_z 中的最大者, Δ_1 和 Δ_2 为其余两个较小者。

过渡函数是 DES(Detached Eddy Simulation)类方法的成败关键,本文采用 Kawai 和 Fujii^[14]给出的一种过渡函数:

$$f_d = \frac{1}{2} - \frac{1}{2} \sin\left(\pi \cdot \frac{y^+ - y_{1/2}^+}{dy^+}\right)$$

修正后的混合模型如下:

$$\mu_{\text{eff}} = \begin{cases} \mu_l + \mu_{\text{BLI}} & y^+ < y_L^+ \\ \mu_l + f_d \mu_{\text{BLI}} + (1 - f_d) \mu_{\text{SMG}} & y_L^+ < y^+ < y_R^+ \\ \mu_l + \mu_{\text{SMG}} & y^+ > y_R^+ \end{cases}$$

2 典型算例验证

超声速底部的流动非常复杂,是考核 RANS/LES 混合算法的一个比较经典的例子。本文采用的算例为超声速圆柱底部流动,计算条件选自文献[15]。其底部存在压缩激波、柱状分离涡、膨胀波以及剪切层的失稳等复杂的非定常流动现象,图 1 为文献[15]中给出的超声速圆柱底部的典型干扰流场。

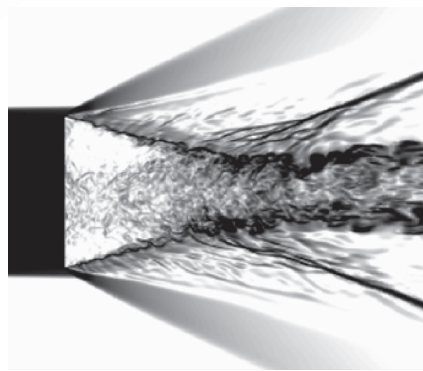


图 1 超声速圆柱底部流动^[15]

Fig. 1 Cylindrical after-body in supersonic flow^[15]

采用传统的 RANS 方法,即便是包含最多物理机制的雷诺应力模式,也难以精确模拟底部压力,从而导致不能准确地预测飞行器的阻力,也无法准确获取人们感兴趣的流场信息。本文基于所发展的混合算法,模拟了超声速圆柱的底部流动,

并给出了与 RANS 方法及实验结果比较。计算马赫数 $Ma=2.46$, 圆柱半径 $R=31.75\text{ mm}$, 以底部半径为参考长度的雷诺数 $Re=1.43\times 10^6$ 。

图 2 和图 3 给出了本文的计算结果, 图 2 为底部对称面的密度梯度云图, 图中清晰地刻画了圆柱底部的再压缩激波、膨胀波等波系结构。图 3 的圆柱底部 Q 等值面云图描述了圆柱底部的分离涡结构。图中: p 为当地压力; p_∞ 为来流动压。

图 4 给出了采用 RANS/LES 混合算法的计算结果与 RANS 方法(采用 Spalart-Allmaras 模型)和实验结果比较。由图 4 可看出, 混合方法得到的圆柱底部对称面上平均压力系数 C_p 的分布基本为常数, 与实验值几乎完全重合。

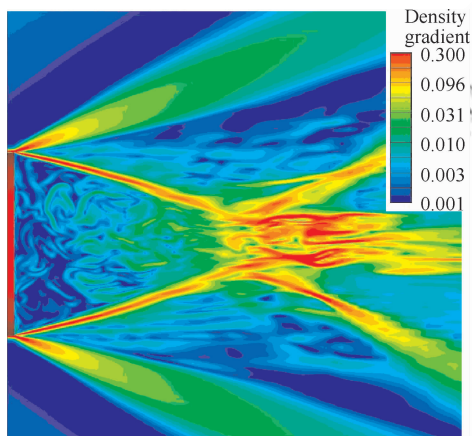


图 2 底部对称面密度梯度云图

Fig. 2 Density gradient contours at the bottom of the symmetry plane

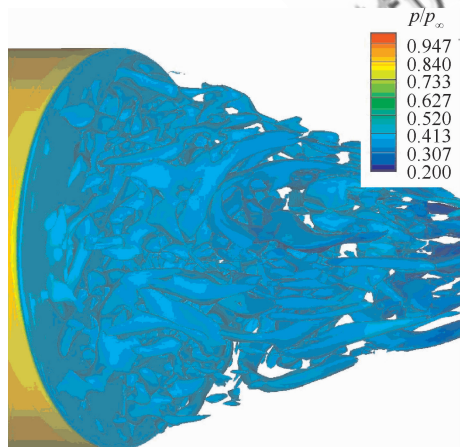


图 3 底部区域 Q 等值面云图

Fig. 3 Q contours at the bottom

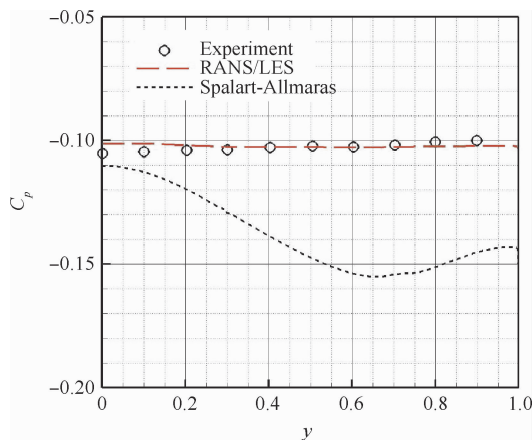


图 4 底部平均压力系数分布

Fig. 4 Average pressure coefficient distribution at the bottom

3 突起物干扰流场的计算分析

3.1 计算模型和网格

图 5 给出了突起物的外形和在火箭上的位置。图 6 为突起物附近的网格及拓扑结构。计算网格规模约 1 000 万, 其中突起物附近的网格约 300 万。来流马赫数 $Ma_\infty=2.0$, 高度 $H=18\text{ km}$, 来流条件按标准大气参数表给定。

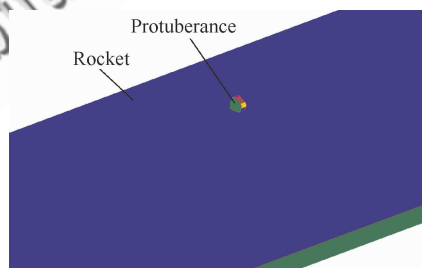


图 5 突起物的外形和在火箭上的位置

Fig. 5 Protuberance model and location on the rocket

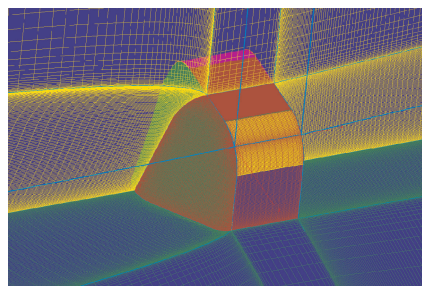


图 6 突起物附近的网格

Fig. 6 Computational grid around the protuberance

图 7 给出了突起物附近瞬态的流场结构。图 7(a)为突起物附近的 Q 等值面图,图 7(b)为马赫数着色的空间流线。根据图 7 的计算结果可见,计算捕捉到了典型的激波/边界层干扰导致的边界层分离和底部的柱状分离涡结构。

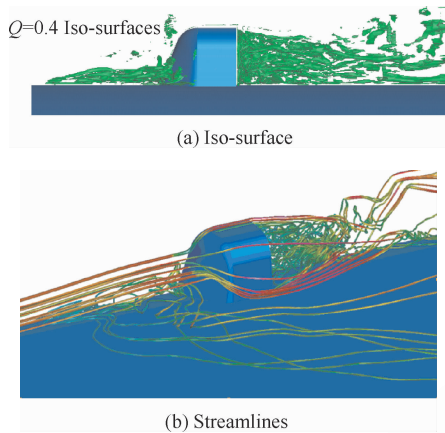


图 7 突起物附近的流场结构

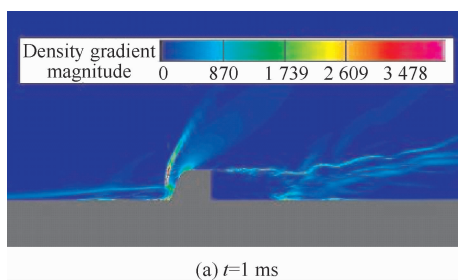
Fig. 7 Flow field around the protuberances

3.2 流场的脉动过程分析

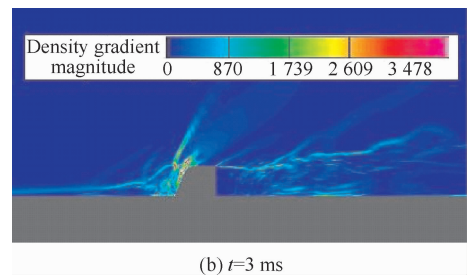
图 8 给出几个典型时刻流场的密度梯度云图。在 $t=1\text{ ms}$ 的时刻,突起物底部的剪切层首先失稳,由于剪切应力的作用,在突起物底部形成分离旋涡。突起物前缘形成的激波和膨胀波清晰可见,同时由于逆压梯度的作用,边界层发生分离,形成较大的分离旋涡。

$t=3\text{ ms}$ 时刻突起物底部的剪切层失稳,底部的分离涡逐渐破碎,随着剪切层向下游流动,突起物前端由于激波/边界层的相互作用,边界层的分离区扩大,低速气流在突起物前端逐渐堆积,导致激波位置明显前移,强度也明显减弱。

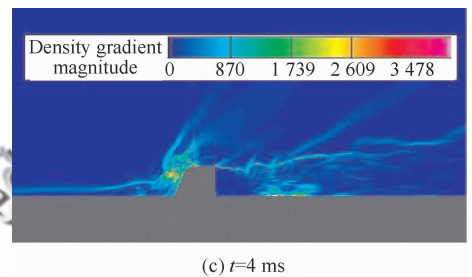
对比图 8 的 $t=3\text{ ms}$, 4 ms , 5 ms 这 3 个时刻的流场结构,可以清晰地看到在突起物的前端激波强度先减弱再到加强,同时激波位置前后移动的过程。



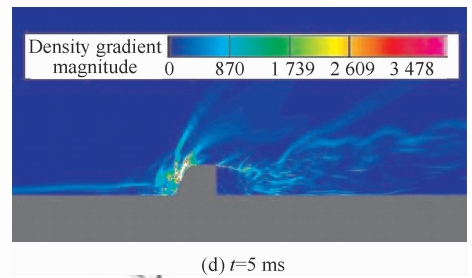
(a) $t=1\text{ ms}$



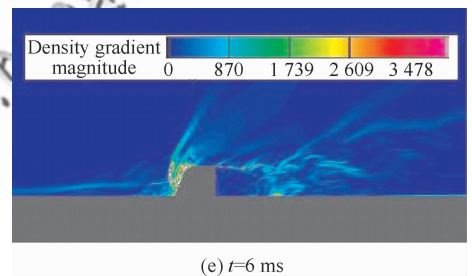
(b) $t=3\text{ ms}$



(c) $t=4\text{ ms}$



(d) $t=5\text{ ms}$



(e) $t=6\text{ ms}$

图 8 突起物附近流场的非定常变化过程

Fig. 8 Unsteady flow field around the protuberance

3.3 突起物压力脉动的原因分析

图 9 给出了突起物整体受力随时间的变化历程,图 9(a)为阻力系数 C_D 的变化曲线,图 9(b)为升力系数 C_L 的变化曲线,并分别做频谱分析。在做频谱分析时,为使幅值结果显示清晰,减去了对应量的平均值。由于未积分突起物与火箭接触面部分,突起物法向力整体表现为负值,且量值比轴向力低一个量级,突起物整体的受力脉动由阻力主导。

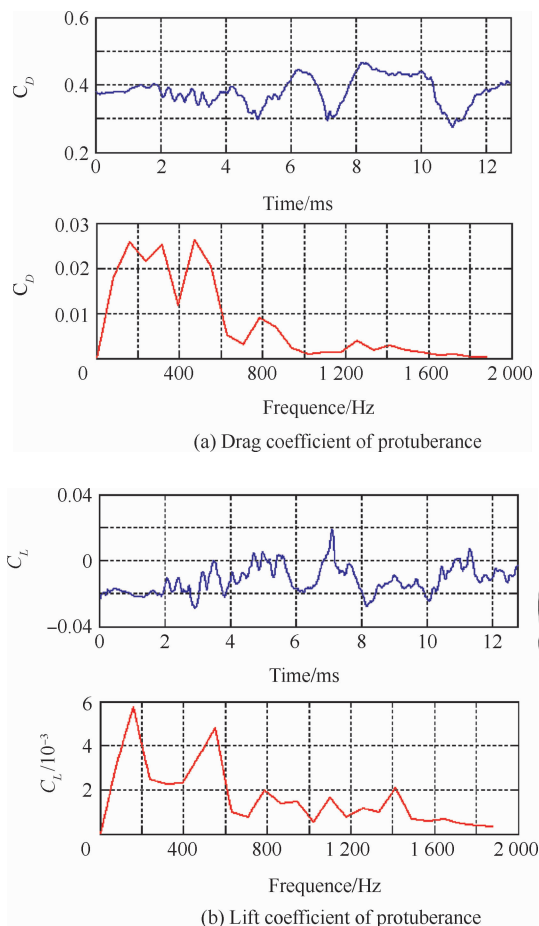


图 9 突起物整体受力和频谱分析

Fig. 9 Unsteady force and spectrum analysis of protuberance

为定量考察压力脉动情况,分析突起物压力脉动的主导因素,在对称面上沿流向布置一系列的压力测量点,考察测压点的压力随时间的非定常变化历程。图 10 为测压点(Point)的分布情况。根据图 10 可知,Point 6 和 Point 11 的频谱基本代表了底部分离涡的频率,而 Point 4 的频谱基本表征了激波/边界层干扰的非定常过程。

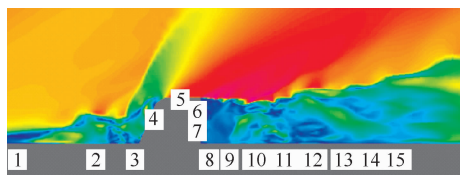


图 10 压力测量点分布图

Fig. 10 Distribution of sampling points

图 11 为突起物和采样点频谱分析,从图 11 可以看到,分离涡的脉动主频基本在 100 Hz 左右,而 Point 4 的频谱和突起物比较相近,表明突起物的受力脉动主要是由激波/边界层相互干扰的非定常过程所主导。事实上,对比图 9 的流场也可以看到,突起物整体受力主要由迎风面所受高压决定,随着突起物前部的脱体激波不断破坏和重新生成,激波位置也在前后激动,从而导致突起物迎风面压力不断变化。

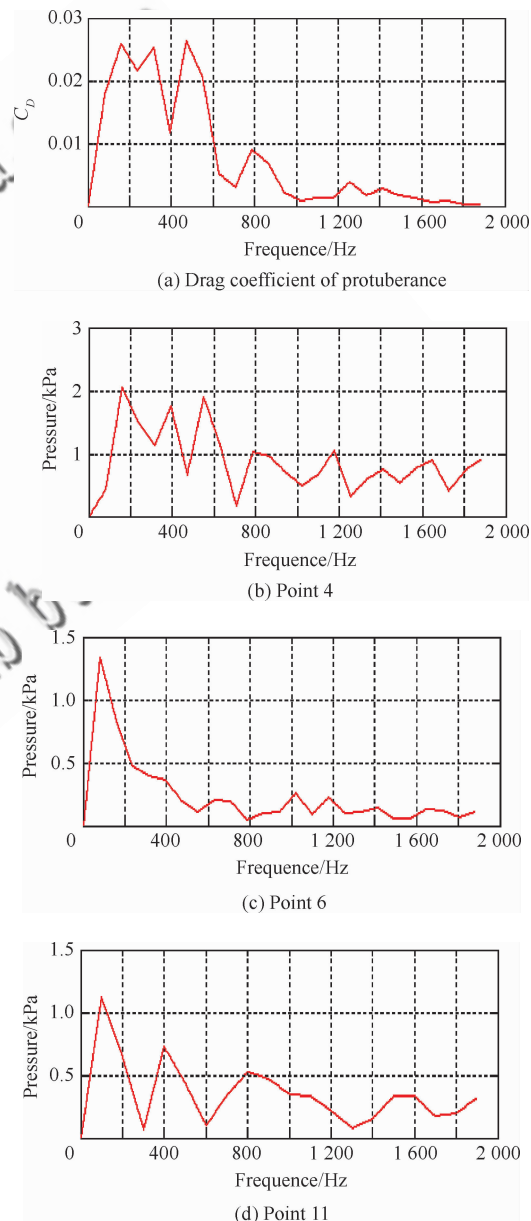


图 11 突起物和采样点频谱分析的比较

Fig. 11 Spectrum analysis of protuberance and sampling points

4 结 论

本文基于非定常计算流体力学(CFD)模拟技术,采用RANS/LES混合模型,数值模拟了火箭表面突起物外形在超声速流场中的复杂流动过程,其本质类似平板上的方柱台绕流,但又有所不同,本文对其复杂的流场结构进行了细致的刻画。数值模拟结果表明:

1) 在突起物周围存在高频变化的流场,这种高频变化的流场有可能对火箭内部设备的正常工作造成干扰。

2) 突起物前缘的激波/边界层干扰和突起物底部的非定常分离流动都有可能造成突起物及火箭表面的压力脉动,但本文的研究结果表明,对该外形,突起物前缘的激波/边界层干扰是导致压力脉动的主要因素。此结论对突起物外形的优化具有一定的指导意义。

参 考 文 献

- [1] Li S X. Complex flow field lead by shock wave and boundary layer. Beijing: Science Press, 2007: 11-15. (in Chinese)
李素循. 激波与边界层主导的复杂流动. 北京: 科学出版社, 2007: 11-15.
- [2] Roshko A. Experiments on the flow past a circular cylinder at very high Reynolds number. *Journal of Fluid Mechanics*, 1961, 10(3): 345-356.
- [3] Sedney R. A survey of the effects of small protuberance on boundary-layer flows. *AIAA Journal*, 1973, 11(16): 782-792.
- [4] Ozcan O, Holt M. Supersonic separate flow past a cylindrical obstacle on a flat plate. *AIAA Journal*, 1984, 22(5): 611-617.
- [5] Bookey P, Wyckjam C, Smits A. Experiments investigations of Mach 3 shock-wave turbulent boundary layer interactions. AIAA-2005-4899, 2005.
- [6] Estruch-Samper D, Bu X Q. Experimental investigation on hypersonic interference heating around surface protuberance. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2012, 33(9): 1578-1586. (in Chinese)
Estruch-Samper D, 卜雪琴. 高超声速下表面凸起干扰气动热实验研究. *航空学报*, 2012, 33(9): 1578-1586.

- [7] Li S X. An experimental study and analysis on complex shock wave/boundary layer interactive flows induced by protuberances at hypersonic speed. *Proceedings of the Eighth Asian Congress of Fluid Mechanics*, 1999: 69-74.
- [8] Herrin J L, Dutton J C. Base bleed experiments with a cylindrical after body in supersonic flow. *Journal of Spacecraft Rockets*, 1994, 31(6): 1021-1028.
- [9] Roshko A. Experiments on the flow past a circular cylinder at very high Reynolds number. *Journal of Fluid Mechanics*, 1961, 10(3): 345-356.
- [10] Shin J R, Cho D R, Won S H, et al. Hybrid RANS/LES study of base-bleed flows in supersonic mainstream. AIAA-2008-2588, 2008.
- [11] Nichols R H. Comparison of hybrid RANS/LES turbulence models on a circular cylinder at high Reynolds number. AIAA-2005-498, 2005.
- [12] Si F F. Study of the high speed main flow and thrust vectoring interaction. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2010. (in Chinese)
司芳芳. 推力转向喷流与高速主流干扰的数值模拟研究. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2010.
- [13] Yuan X X, Deng X B, Xie Y F, et al. Research on the RANS/LES hybrid method for supersonic-hypersonic turbulence flow. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2009, 27(6): 723-728. (in Chinese)
袁先旭, 邓小兵, 谢昱飞, 等. 超声速湍流流场的 RANS/LES 混合计算方法研究. *空气动力学学报*, 2009, 27(6): 723-728.
- [14] Kawai S, Fujii K. Compact scheme with filtering for large-eddy simulation of transitional boundary layer. *AIAA Journal*, 2008, 46(3): 690-700.
- [15] Franck S, Sebastien D, Philippe G, et al. RANS-LES simulation of supersonic base flow. AIAA-2006-898, 2006.

作者简介:

陈琦 男, 博士研究生。主要研究方向: 非定常计算空气动力学。

Tel: 0816-2463157

E-mail: chenqi@mail.ustc.deu.cn

陈坚强 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 计算流体力学及复杂流动数值模拟等。

Tel: 0816-2463009

E-mail: jq-chen@263.net

Study of Protuberances in Supersonic Flow with RANS/LES Method

CHEN Qi^{1,2}, SI Fangfang², CHEN Jianqiang^{2,*}, YUAN Xianxu², XIE Yufei²

1. State Key Laboratory of Aerodynamics, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China
2. Computational Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China

Abstract: The protuberances fixed on a supersonic aircraft such as aerofoil or rudder may cause complex shock wave/boundary layer interactions which can greatly affect the aerodynamic characteristics around the protuberances or even in the whole aircraft. Traditional computational fluid dynamics (CFD) numerical methods solving Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) equations cannot forecast the turbulence pulsating flow accurately. In this paper, a novel mixed RANS/LES (Large Eddy Simulation) model is developed based on the study of the merits and demerits of the B-L (Baldwin-Lomax) model and Smagorinsky model. Then it is applied to simulate the flow of the protuberances fixed on a rocket. Such flow phenomena as shock wave/boundary layer interaction, shear layer instability and separation vortex are depicted meticulously. The pressure pulsation process on the protuberance surface is obtained, and it is subsequently used to make a frequency spectrum analysis. Result indicates that the shock wave/boundary layer interaction rather than the bottom separation vortex is the main factor causing the pressure pulsation on the protuberance, and this pressure vibration may affect badly the normal operation of the equipment in the rocket.

Key words: RANS/LES method; protuberance; shock wave/boundary layer interaction; supersonic flow; numerical simulation

Received: 2012-09-07; **Revised:** 2012-10-15; **Accepted:** 2012-11-09; **Published online:** 2012-12-07 16:37

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20121207.1637.005.html

Foundation item: National Level Project

* **Corresponding author.** Tel.: 0816-2463009 E-mail: jq-chen@263.net