

LES/RANS 混合方法对超声速底部流动的应用

高瑞泽 阎超

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 为克服大涡模拟(LES, Large Eddy Simulation)对近壁区域使用的局限,近年来 LES/RANS(Reynolds Averaged Navier-Stokes)混合方法成为研究热点,利用 LES 与 RANS 两者自身的优点克服对方的不足,有效实现计算精度和效率的统一. 基于 LES/RANS 混和方法,采用 Smagorinsky-BL(Baldwin-Lomax)模型和新型 Vreman-BL 模型,对超音速底部流动这一难题进行了模拟,分析了其流场结构. 计算结果表明:得到的速度型、底面压力分布与实验值吻合,优于雷诺平均方法的结果.

关键词: 湍流; 大涡模拟; 近壁流动; 混合方法

中图分类号: O 357.5

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2011)09-1095-05

LES/RANS hybrid method for supersonic axisymmetric base flow

Gao Ruize Yan Chao

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: To overcome the limitation of large eddy simulation(LES) for wall problem, LES/RANS hybrid method was investigated in recent years, which not only combined the advantages of LES and RANS but also avoided the disadvantages of each other. Base flow is a difficult problem in CFD. Based on LES/RANS hybrid method, Smagorinsky-BL model and a new Vreman-BL model were applied to an axisymmetric base flow at supersonic conditions. The obtained base flow structure was analyzed in comparison with experimental data. The results show that predictions of velocity, pressure distribution, velocity and pressure distributions of base flows using hybrid method compare well with experimental data.

Key words: turbulence; large eddy simulation; wall flow; hybrid

超声速圆柱底部的分离流动是航空航天飞行器的流场中经常出现的流动现象,也简称底部流动. 由于超声速底部流动十分复杂,包含膨胀波、自由剪切层、分离涡、激波等多种流动结构,使得研究较为困难,探索、发现和认识其流动规律并采取措施减小底部阻力,成为多年来人们研究的热点问题.

风洞实验中,由于存在洞壁干扰和支架干扰,底阻不容易测准,而且成本较高^[1]. 数值计算方面,早期研究者使用 RANS(Reynolds Averaged Navier-Stokes)方法,虽然可获得部分底部流动信息,但由于大涡结构与激波的相互干扰,导致流动

呈现高频非定常性,传统 RANS 无法正确计算,这一问题,欧洲、日本等都有报道^[2]. 而且 RANS 获得的数据十分有限,即便是包含最多物理机制的雷诺应力模型^[3]也无法准确获取人们感兴趣的流场信息.

由于 LES(Large Eddy Simulation)和 RANS 都各自存在优势和局限性,控制方程的形式也高度相似,研究者自然想到,如果能有一种方法使两者有机结合,取长补短,利用自身的优点克服对方的不足,就可以有效实现计算精度和效率的统一. 近年来兴起的 LES/RANS 混合方法就是这种统一的体现:采用湍流模型高效且可靠地模拟小尺度运

动占主导地位的近壁流动区域,用 LES 直接计算大尺度运动占优的分离区域,是当前计算资源有限条件下的合理选择和切实可行方法^[4].

研究者发展了种类繁多的基于 RANS 湍流模式理论和 LES 亚格子模型的混合模型方法,大致可分为两类^[5]:

1) 文献[6]对于大分离流动倡导的脱体涡模拟(DES, Detached Eddy Simulation)方法,DES 方法同平衡律、两层模型方法都被划归为近壁面模型方法^[7];

2) 以文献[8-10]为代表,针对现有的 LES 亚格子模型的缺陷提出的 LES/RANS 混合方法,希望在 LES 与 RANS 之间建立桥梁.这类方法本身种类也较多,为了避免与 DES 类方法混淆,这类方法无特殊说明,文中将简称 Hybrid 方法.

更多混合方法及细化的分类在综述文献[11]中有详细描述.

1 模型描述

LES/RANS Hybrid 方法的动机是缓解壁面处网格过密问题,及网格过密导致的当地时间步过小问题. Hybrid 方法种类较多,本节介绍的 Hybrid 方法是基于文献[9,12]思想的直观处理方法:在流场近壁流动区域利用 RANS 的可靠湍流模型计算,而边界层外的复杂湍流利用 LES 计算,通过以壁面距离为变量的 LES/RANS 交界面混合函数实现光滑过渡.

在靠近 RANS 和 LES 的交界面处,物理量由 RANS 相关项和 LES 亚格子项组合而成^[12]

$$[Q_{Hybrid}] = \Gamma(\eta)Q_{LES} + (1 - \Gamma(\eta))Q_{RANS} \quad (1)$$

混合函数 $\Gamma(\eta)$ 定义^[12]为

$$\Gamma(\eta) = \frac{1}{2} + \frac{\tanh\left[\frac{C_1(0.2\eta - C_2)}{0.2(1 - 2C_2)\eta + C_2}\right]}{2\tanh C_1} \quad (2)$$

其中, $\eta = d_{wall}/d_{blend}$, d_{wall} 表示当前网格到最近壁面的距离, d_{blend} 为交接面到壁面的位置,一般由预先进行的 RANS 计算得到的边界层厚度给定;参数 C_1 控制 LES 和 RANS 混合区的宽度;参数 $C_2 = 0.2$, 当 η 逐渐增大时,函数值从 0 到 1 变化,混合函数值取得 0.5 时 LES 和 RANS 效果均等. 当常数 $C_1 = 4$ 时,函数形态如图 1 所示.

由于单靠 LES 求解近壁湍流区需要大量的网格,混合界面不适合在边界层之内取得.

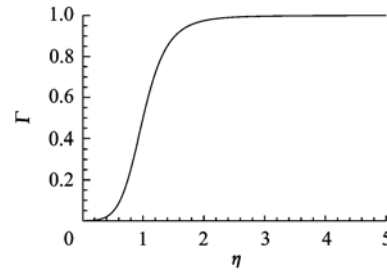


图 1 界面混合函数示意图

2 控制方程

对 N-S 方程采用 Favre 平均后,忽略某些脉动相关量,整理可得笛卡尔坐标系下可压缩湍流的雷诺平均 N-S 方程,即 RANS 方程,详细推导过程参见文献[13],本文只给出最后得到的方程形式.

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\bar{\rho} \bar{u}_i) &= 0 \\ \frac{\partial}{\partial t}(\bar{\rho} \bar{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\rho} \bar{u}_i \bar{u}_j) &= -\frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} + \frac{\partial \bar{\tau}_{ij}}{\partial x_j} - \frac{\partial \bar{\tau}_{ij}^T}{\partial x_j} \\ \frac{\partial(\bar{\rho} \bar{E})}{\partial t} + \frac{\partial((\bar{\rho} \bar{E} + \bar{p}) \bar{u}_j)}{\partial x_j} &- \frac{\partial(\bar{u}_i \bar{\tau}_{ij})}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{q}_j}{\partial x_j} = \\ -\frac{\partial Q_j}{\partial x_j} - \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{1}{\gamma - 1} \frac{\mu_i^{RANS}}{Pr_i} \frac{\partial \bar{c}^2}{\partial x_j} \right) - \bar{u}_i \frac{\partial \bar{\tau}_{ij}^T}{\partial x_j} \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

其中, μ_i^{RANS} 为湍流粘性系数; $\tau_{ij}^T = -\overline{\rho u''_i u''_j}$ 为雷诺应力; 带上凹线的变量表示该量是可以直接求解,由平均量 $\bar{\rho}, \bar{u}, \bar{p}$ 等表达而无需模化的大尺度量.

类似的,笛卡尔坐标系下, Favre 滤波的 LES 方程的张量形式为

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\bar{\rho} \bar{u}_i) &= 0 \\ \frac{\partial}{\partial t}(\bar{\rho} \bar{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\rho} \bar{u}_i \bar{u}_j) &= -\frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} + \frac{\partial \bar{\tau}_{ij}}{\partial x_j} - \frac{\partial \bar{\tau}_{ij}^{sgs}}{\partial x_j} \\ \frac{\partial(\bar{\rho} \bar{E})}{\partial t} + \frac{\partial((\bar{\rho} \bar{E} + \bar{p}) \bar{u}_j)}{\partial x_j} &- \frac{\partial(\bar{u}_i \bar{\tau}_{ij})}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{q}_j}{\partial x_j} = \\ -\frac{\partial Q_j}{\partial x_j} - \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{1}{\gamma - 1} \frac{\mu_i^{LES}}{Pr_i} \frac{\partial \bar{c}^2}{\partial x_j} \right) - \bar{u}_i \frac{\partial \bar{\tau}_{ij}^{sgs}}{\partial x_j} \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

其中, μ_i^{LES} 为亚格子涡粘系数; τ_{ij}^{sgs} 为亚格子应力,需要模化. 两者形式上的高度近似给使用混合方法提供了方便.

在 Hybrid 方法的 RANS 部分中,使用了 BL (Baldwin-Lomax) 零方程模型^[14],该模型是对湍流边界层的内层和外层采用不同的混合长假设.

在 LES 方法中,亚格子模型需要正确地模拟能量耗散和传递,本文采用的亚格子模型包括 Smagorinsky 涡粘性模型和 Vreman 涡粘模型。

经可压缩修正的 Smagorinsky 模型表示为

$$\tau_{ij}^{sgs} - \frac{1}{3}\tau_{kk}^{sgs} = -2\mu_t^{LES} \left(S_{ij} - \frac{1}{3}\delta_{ij}S_{kk} \right) \quad (5)$$

亚格子涡粘性系数记为 $\mu_t^{LES} = (C_s \Delta)^2 \rho S = \ell_s^2 \rho S$. C_s 为 Smagorinsky 常数。

同样作为涡粘模型,Vreman 模型的涡粘性系数为

$$\mu_t^{LES} = c \sqrt{Z / (\alpha_{ij}\alpha_{ij})} \quad (6)$$

其中, $c = 2.5 C_s^2$,其他各项意义为

$$\left. \begin{aligned} \alpha_{ij} &= \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \\ \beta_{ij} &= \Delta_m^2 \alpha_{mi} \alpha_{nj} \\ Z &= \beta_{11}\beta_{22} - \beta_{12}^2 + \beta_{11}\beta_{33} - \beta_{13}^2 + \\ &\quad \beta_{22}\beta_{33} - \beta_{23}^2 + (c_c \Delta \text{div} \bar{u})^4 / c^2 \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

3 结果与分析

自由来流马赫数 $Ma = 2.46$,基于圆柱直径 D 的雷诺数 $Re = u_\infty D / \nu = 2.858 \times 10^6$, $D = 63.5 \text{ mm}$, $C_s = 0.24$, $C_1 = 0.0886$. 壁面采用无滑移边条,远场采用无反射边条. 混合位置为 $d_{blend} / D = 0.056$.

空间离散格式采用 Roe 格式,并使用五阶 WENO 方法进行插值,粘性项使用 4 阶精度. 时间推进方法采用 LU-SGS (Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel) 双时间步方法,在定常计算收敛的流场基础上进行非定常续算,直到流场充分发展后取时间平均进行统计,计算时间步为 $\Delta t = 0.005$. 全场共 260 万网格点,如图 2 所示.

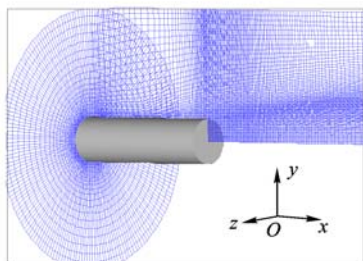


图2 底部流动计算网格示意图

结果图中采用 Smagorinsky 模型和 Vreman 模型得到的结果,分别依次以 sm、vm 标明. RANS (SA)为文献[2]中结果.

给出使用 Smagorinsky-BL 模型得到的结果图 3、图 4 作为示意. 由图 3 可见,超声速流动围绕的圆柱表面形成边界层,在圆柱底部后面的大折角引起分离,在圆柱的中轴线后部形成回流区,也称

为分离泡,分离泡使流动急剧地转向,在底部后面形成强膨胀波和图 3 中的低压区. 一般认为,分离泡的大小决定了离开底部流动的折角和膨胀波强度,小分离区的底阻更大.

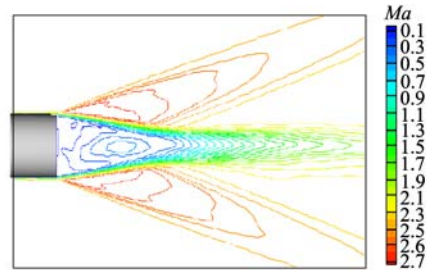


图3 z=0 面平均等马赫线图

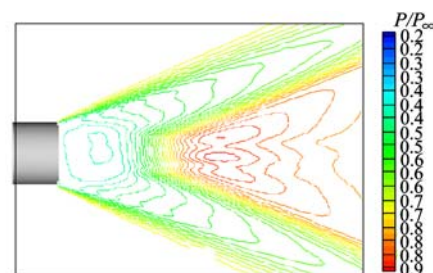


图4 z=0 面平均等压力图

膨胀波后压力降低,气流速度增大,图 5 ~ 图 13 分别是沿着对称面中心线站位 $x/R = 0.63$, 1.26 和 1.89 处的速度型图,从图 6 可见气流速度明显超过了自由来流速度. 流动马赫数较高,可压缩性较强,底部流动存在自由剪切层,转角处的膨胀波束影响了剪切层的初始湍流结构. 图 5 即显示了在圆柱底面后部的回流区存在速度回流,轴向速度为 0 处,表示这里是剪切层再附点. 再附点处,流线曲率很大,剪切层遇到了强逆压梯度. 由于剪切层再附,流动被迫在对称面的中心线处转向,沿着对称轴(x 轴)流动,形成图 4 中清晰的再附激波,Hybrid 结果得到的速度型均远好于 RANS 结果.

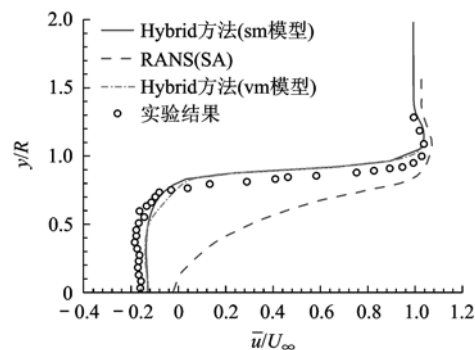


图5 $x/R = 0.63$ 处平均轴向速度型

图 11 为底部表面时均压力分布对比图,从图中可见,粘性过大的 RANS 得到的底部中轴线压力系数明显偏低,而 Hybrid 结果得到的压力系数

与实验符合较好,但都稍高于实验值.

图 12 是圆柱底面后方沿圆柱中心轴的轴向时均速度分布,由于后面高压区引起的强回流和下游的流动,回流速度的最大值和尾迹流下游的流速稍大. 图 13 中可见圆柱边缘处拖出的剪切层和底部附近细微的涡结构.

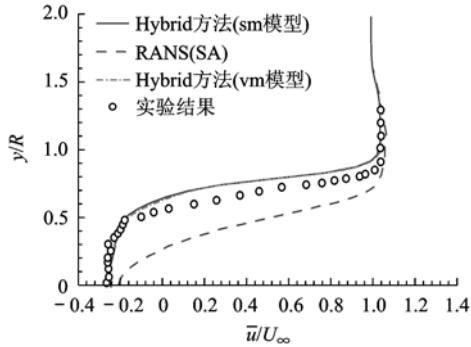


图 6 $x/R = 1.26$ 处平均轴向速度型

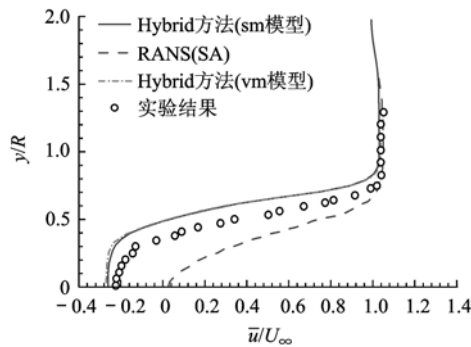


图 7 $x/R = 1.89$ 处平均轴向速度型

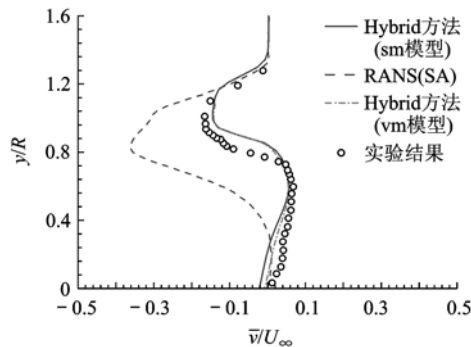


图 8 $x/R = 0.63$ 处平均径向速度型

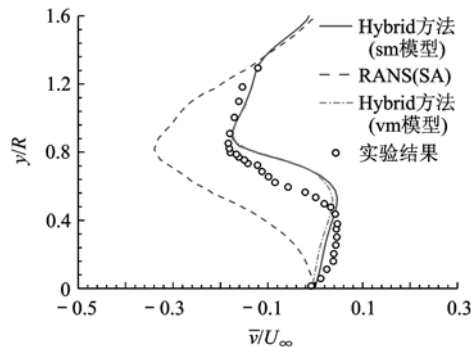


图 9 $x/R = 1.26$ 处平均径向速度型

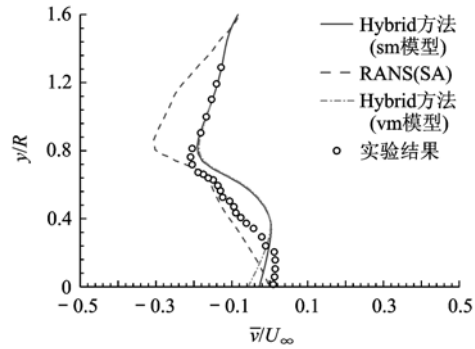


图 10 $x/R = 1.89$ 处平均径向速度型

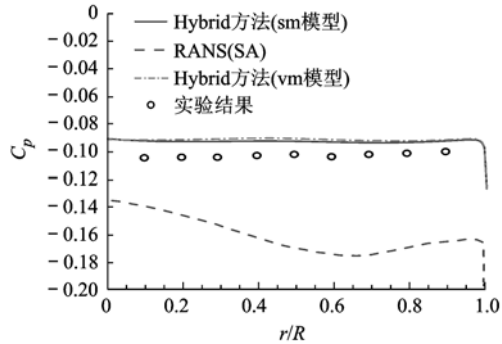


图 11 底部表面时均压力分布对比图

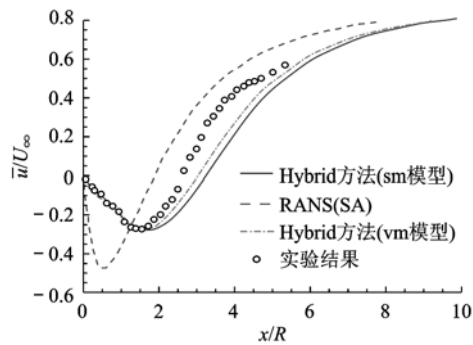


图 12 沿圆柱中心轴轴向时均速度分布对比图

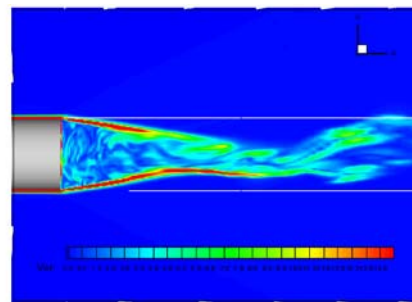


图 13 底部流动 $z = 0$ 平面瞬时涡量云图

4 结论

本文基于 LES/RANS Hybrid 方法,使用两种模型计算了超声速底部流动,都可以较准确预测 RANS 不易算准的平均量,并提供了充分而准确的瞬时量. 表明 Hybrid 方法是计算超声速底部流动的有效方法,Vreman-BL 模型也可用于混合方法研究.

此外,相对于纯粹 LES 或者 MILES 计算比较

苛刻的网格要求 $(\Delta x^+, \Delta y^+, \Delta z^+) = (100, 1, 10)$, Hybrid 方法只要满足近壁面法向第一层高度 Δy^+ , 其他方向要求满足 RANS 要求即可, 本例中甚至达到了 $(\Delta x^+, \Delta y^+, \Delta z^+) = (800, 1, 1000)$, 这对工程中的 LES 应用提供了有效的解决办法。

参考文献 (References)

- [1] 薛帮猛, 杨永. 基于两方程湍流模型的 DES 方法在超音速圆柱底部流动计算中的应用[J]. 西北工业大学学报, 2006, 24(5): 544 - 547
Xue Bangmeng, Yang Yong, Technical details in applying DES method to computing supersonic cylinder-base flow[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2006, 24(5): 544 - 547 (in Chinese)
- [2] Fujii K. Progress and future prospects of CFD in aerospace-wind tunnel and beyond [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2005, 41(6): 455 - 470
- [3] Chuang C C, Chieng C C. Supersonic base-flow computation using higher-order closure turbulence models[J]. AIAA Journal of Spacecraft and Rocket, 1996, 33(3): 374 - 380
- [4] 肖志祥, 符松. RANS/LES 方法在 LAST 中的研究与应用 [C]//第 14 届全国计算流体力学会议. 贵州: [s. n.], 2009: 140 - 146
Xiao Zhixiang, Fu Song. Studies and applications on RANS/LES methods in LAST [C]//14th National Conference on CFD. Guizhou: [s. n.], 2009: 140 - 146 (in Chinese)
- [5] Xiao X D. Large-eddy simulation/Reynolds-averaged Navier-Stokes hybrid schemes for high speed flows [D]. Raleigh: Department of Mechanical and Aerospace Engineering, North Carolina State University, 2002
- [6] Spalart P R, Jou W H, Strelets M, et al. Comments on the feasibility of LES for wings, and on a hybrid RANS/LES approach [C]//Liu C, Liu Z. 1st AFOSR Int Conf on DNS/LES. Columbus, OH: Greyden Press, 1997: 137 - 147
- [7] Piomelli U, Balaras E. Wall-layer models for large-eddy simulations [J]. Annu Rev Fluid Mech, 2002(34): 349 - 374
- [8] Speziale C. Computing non-equilibrium flows with time-dependent RANS and VLES [C]//Proceedings of the 15th International Conference on Numerical Methods in Fluid Dynamics. Monterey: Springer-Verlag, 1996: 123 - 129
- [9] Fan C C, Xiao X D, Edwards J R, et al. Hybrid large-eddy/Reynolds-averaged Navier-Stokes simulations of shock-separated flows [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2004; 41(6): 897 - 906
- [10] Georgiadis J N, Iwan J, Alexander D, et al. Hybrid Reynolds-averaged Navier-Stokes/large-eddy simulations of supersonic turbulent mixing [J]. AIAA Journal, 2003, 41(2): 218 - 229
- [11] Frohlich J, von Terzi D. Hybrid LES/RANS methods for the simulation of turbulent flows [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2008, 44(5): 349 - 377
- [12] Kawai S. Computational analysis of the characteristics of high speed base flows [D]. Tokyo: School of Engineering, University of Tokyo, 2005
- [13] Georgiadis N J. A hybrid numerical method for turbulent mixing layers [R]. NASA/TM-2001-210811, 2001
- [14] Baldwin B S, Lomax H. Thin-layer approximation and algebraic model for separated turbulent flows [R]. AIAA paper 78-257, 1978
- [15] Farhangi S, Yu T, Rojas L, et al. Gas-gas injector technology for full flow stage combustion cycle application [R]. AIAA 99-2757, 1999
- [16] Hueter U, Hutt J J. NASA's Next generation launch technology program-next generation space access roadmap [R]. AIAA 2003-6941, 2003
- [17] Vaidyanathan A, Gustavsson J, Segal C. Oxygen/Hydrogen-planar-laser-induced fluorescence measurements and accuracy investigation in high-pressure combustion [J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(4): 864 - 874
- [18] Lian C, Merkle C L. Contrast between steady and time-averaged unsteady combustion simulation [R]. AIAA 2010-371, 2010
- [19] Marshall W M, Pal S, Woodward R D, et al. Benchmark wall heat flux data for a GO2/GH2 single element combustor [R]. AIAA 2005-3572, 2005
- [20] Lin J, West J S, Williams R W, et al. CFD code validation of wall heat fluxes for a GO2/GH2 single element combustor [R]. AIAA 2005-4524, 2005
- [21] 杜正刚, 高玉闪, 李茂, 等. 同轴双剪切气-气喷嘴数值模拟 [J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(6): 683 - 686
Du Zhenggang, Gao Yushan, Li Mao, et al. Numerical simulation of dual shear coaxial gas-gas injector [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(6): 683 - 686 (in Chinese)
- [22] 杜正刚, 李茂, 金平, 等. 大流量气气喷嘴响应面法优化设计 [J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(4): 395 - 398
Du Zhenggang, Li Mao, Jin Ping, et al. Large mass flowrate gas-gas injector optimization design with response surface methodology [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(4): 395 - 398 (in Chinese)
- [23] Shang M, Chen Y, Paul L. Investigation of chemical kinetics integration algorithms for reacting flows [R]. AIAA 95-0806, 1995

(编辑: 李 晶)

(编辑: 张 嵘)

(上接第 1094 页)