

文章编号:1000-8055(2013)11-2536-07

超声速湍流边界层中横向声速喷流的 混合 LES/RANS 模拟

陈 逸, 刘卫东, 孙明波, 范晓樯, 梁剑寒
(国防科学技术大学 航天与材料工程学院, 长沙 410073)

摘 要: 通过对超声速湍流边界层中横向声速喷流的计算, 对一种混合大涡/雷诺平均 Navier-Stokes (LES/RANS) 模拟方法进行了测试, 该方法采用一个依赖于到壁面的距离及当地湍流参数的混合函数结合两方程 $k-\omega$ SST (shear stress transport) 湍流模型和混合尺度亚格子模型来封闭湍流项. 计算结果表明: 混合模拟方法能够捕捉到喷流/湍流边界层相互干扰的非定常大尺度结构, 且对分离区长度、壁面静压峰值和膨胀区静压分布的计算精度要高于 RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes) 方法.

关 键 词: 超声速湍流边界层; 横向声速喷流; 混合大涡/雷诺平均 Navier-Stokes 模拟方法;
 $k-\omega$ 剪切应力输运湍流模型; 混合尺度亚格子模型; 喷流/湍流边界层相互干扰;

中图分类号: V435.12

文献标志码: A

Hybrid LES/RANS simulation of transverse sonic injection in supersonic turbulent boundary layer

CHEN Ti, LIU Wei-dong, SUN Ming-bo,
FAN Xiao-qiang, LIANG Jian-han

(College of Astronautics and Material Engineering,
National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: A hybrid large eddy simulation/Reynolds-averaged Navier-Stokes (LES/RANS) method was tested by computing transverse sonic injection in supersonic turbulent boundary layer. The method combined two-equation $k-\omega$ SST (shear stress transport) turbulence model and a mixed-scale sub-grid scale model for turbulence closure depending on wall distance and a blending function of local turbulent parameters. The results show that the hybrid method can capture the unsteady large scale structures of the jet/turbulent boundary-layer interaction. Also, it provides better predictions of separation region length, wall static pressure peak value and static pressure distribution in the expansion regions than the RANS method.

Key words: supersonic turbulent boundary layer; transverse sonic injection;
hybrid large eddy simulation/Reynolds-averaged Navier-Stokes (LES/RANS)
method; $k-\omega$ shear stress transport (SST) turbulence model;
mixed-scale sub-grid scale model; jet/turbulent boundary-layer interaction

超声速湍流边界层中的横向声速喷流流动是
超燃冲压发动机中存在的典型流动现象之一, 例

如: 燃烧室内的燃料多采用横向喷注, 进气道内也
常采用壁面开孔喷流进行边界层控制, 深入理解

收稿日期: 2012-11-24

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20131105.1002.017.html>

基金项目: 国家自然科学基金(10802096)

作者简介: 陈逸(1983-), 男, 湖北荆州人, 助理研究员, 博士, 主要研究方向为高超声速推进技术.

这类流动的物理本质对研究超燃冲压发动机部件性能优化有着重要的意义. 超声速湍流边界层中的横向声速喷流流动既包含了高雷诺数湍流边界层这类附着流动, 又包含了大尺度分离区、混合层等自由剪切流动, 流动的时空尺度范围很宽、非定常效应很强. 采用雷诺平均 Navier-Stokes (Reynolds-averaged Navier-Stokes, RANS) 方法难以准确捕捉这类流动的细节, 而采用大涡模拟 (large eddy simulation, LES) 方法能够很好地再现流动的物理过程. 然而, 当存在高雷诺数湍流边界层时, LES 计算量仍然难以承受. 所以很多研究者发展了多种 LES 和 RANS 的混合算法 (hybrid LES/RANS)^[1-7], 这类方法的基本思想是在近壁耗散区采用 RANS 对湍流进行模拟, 而在主流输运区切换成 LES. 目的是结合 RANS 方法和 LES 方法的优点, 在采用 LES 充分捕捉主流中大尺度涡结构的同时, 通过 RANS 的模化作用降低 LES 在近壁区的网格量需求.

本文采用一种加权平均型混合 LES/RANS 模拟方法对 $Ma=1.98$ 来流中的横向声速喷流流动进行了计算, 考察这种方法对于喷流类问题的计算能力, 并对流场非定常演化过程进行分析.

1 数学模型与数值方法

1.1 数学模型

选用 Choi 和 Edwards 等人发展的 LES/RANS 混合算法^[7]进行计算, 这类方法的构造思想是将湍流模型和亚格子模型计算得到的湍流黏度通过加权平均的方式相结合来模拟湍流的作用, 权重通过混合函数计算得到, 而混合函数的值则依赖于流场当地到壁面的距离, 这样, 通过恰当设计混合函数就可以使湍流模型主要在近壁区起作用, 亚格子模型主要在输运区起作用. 本文湍流模型选为两方程 $k-\omega$ SST 湍流模型^[8], 亚格子模型为 Lenormand 等人发展的代数模型^[9], 流动控制方程见文献^[5-7]. 湍流黏度的计算公式为

$$\mu_t = \Gamma \mu_t^{\text{RANS}} + (1 - \Gamma) \mu_t^{\text{SGS}} \quad (1)$$

其中 μ_t^{RANS} 和 μ_t^{SGS} 分别由湍流模型和亚格子模型给出. 混合函数 Γ 的值在区间 $[0, 1]$ 内, 其构造方式为

$$\Gamma = \frac{1}{2} \left\{ 1 - \tanh \left[5 \left[\frac{\kappa}{\sqrt{C_\mu}} \eta^2 - 1 \right] - \phi \right] \right\} \quad (2)$$

其中常数 ϕ 用于调节 RANS 区和 LES 区之间过渡带的位置, 本文仿照文献^[7]取 $\phi=2.297$, 其他变量定义为

$$\eta = \frac{d}{\alpha_1 \chi} \quad \chi = \sqrt{\frac{\nu}{C_\mu \omega}} \quad (3)$$

其中 d 为到壁面的最近距离, 常数 $C_\mu = 0.09$, 常数 α_1 和来流条件有关, 可以按照文献^[7]给出的方法计算, 对于本文的算例而言 $\alpha_1 = 36.8$. 在下文中, 将上述混合算法简称为 hybrid 方法.

控制方程通过有限差分方法离散, 并将物理域坐标 (x, y, z) 变换成计算域坐标 (ξ, η, ζ) .

1.2 数值方法

LES 计算通常要求采用高精度格式以保证对湍流涡结构的分辨率, 本文选用加权基本无振荡 (weighted essentially non-oscillatory, WENO) 格式^[10]对流场的原始变量 $\rho, u, v, w, T, k, \omega$ 进行 5 阶重构获取网格界面左右变量. 通过低扩散通量分裂方法 (low-diffusion flux-splitting scheme, LDFSS)^[11]迎风分裂求解界面黏性通量. 使用 2 阶中心格式求解黏性通量. 采用 2 阶双时间法进行时间积分^[12], 内迭代采用 LU-SGS (lower-upper symmetric Gauss-Seidel) 方法^[13].

2 计算问题及边界条件

本文选用 Gruber 的声速喷流试验^[14]为算例, 该试验中来流雷诺数较高、逆压梯度较强, 存在明显的流动分离及旋涡运动, 计算难度较大. 试验中喷孔为直径 $D=6.35 \text{ mm}$ 的圆孔, 由于本文的主要目的是考察 hybrid 方法对于喷流类问题的计算能力, 为了便于做网格, 将圆孔转换为等面积的正方形孔, 喷流的方向和平板垂直. 计算域几何构型见图 1, 流向在喷孔上下游的长度均为 $12D$, 而展向在喷孔两侧的宽度均为 $6D$, 计算域高 $16D$. 建立平面直角坐标系, 原点 O 位于喷孔

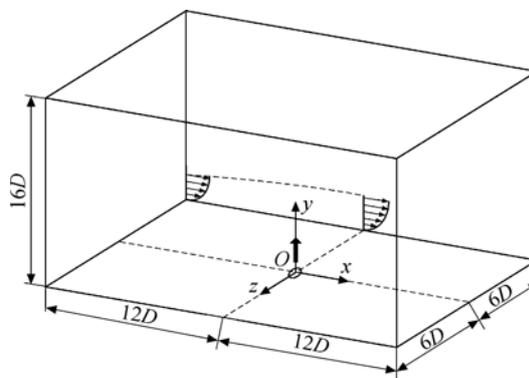


图 1 Gruber 的声速喷流试验计算域几何构型
Fig. 1 Computational domain geometry model of sonic jet in Gruber's experiment

中心, x 轴位于平板内指向流动下游, y 轴垂直于平板, z 轴和 x, y 轴组成右手系. 网格在流向、法向及展向数目为 $320 \times 180 \times 140$, 流向和展向向喷孔加密, 法向向壁面加密, 保证近壁附近第 1 层网格的 $y^+ \approx 1.5$, 喷孔上均匀布置 10 个网格.

来流及喷流均为空气, 工作参数见表 1, 其中 T_0 和 p_0 分别为总温和总压, 试验中测得关闭喷流时喷口处的边界层厚度 $\delta = D$, 即 6.35 mm.

表 1 自由来流及喷流条件
Table 1 Freestream and jet condition

	Ma	T_0/K	p_0/kPa
自由来流	1.98	302	317
喷流	1.00	300	902

计算域下游边界及顶部对物理量采用 2 阶外推, 壁面给定无滑移绝热壁条件, 展向两侧边界给定周期性边界条件, 上游边界给定超声速入口边界条件, 边界层的时均参数采用如下方式获得: 采用二维 RANS 方法计算自由来流流经平板时形成的湍流边界层的自由增长过程, 取边界层厚度为 6.35 mm 处为喷口位置, 往该位置上游反推 12D 的距离, 取当地参数为计算区域入口的时均边界条件, 在本文的计算中, 计算区域入口处的边界层时均厚度约为 5.52 mm.

Hybrid 方法和 LES 方法类似, 当计算区域入口为湍流时, 不能仅仅给定时均参数, 还要给定湍流脉动参数以保证入口边界层能量的合理性^[15], 本文采用文献[15]中的回收/调节 (recycling/rescaling) 方法生成入口湍流脉动参数, 其做法是将边界层下游未受到喷流扰动的某位置 (称为回收平面) 的湍流脉动参数提取出来经过相似率变换后作为入口湍流脉动叠加至入口时均参数上. 本文将回收平面选取在 $x = -5D$ 处, 此时入口至回收平面的距离约为入口边界层厚度的 8 倍, 可以保证入口湍流脉动的充分发展.

3 计算结果及分析

3.1 入口边界层的时均参数

计算域入口处壁面的时均理论静温与来流静温的比值可以按照绝热壁温公式估算, 为 1.706, 而入口当地时均摩擦速度和来流速度的比值可以根据 Coles 公式估算得到, 为 0.0422, 采用 hybrid 方法得到值分别为 1.707 和 0.0408, 两者误差分别为 0.06% 和 -3.3%, 可以看到 hybrid 方法对

于这两个参数的计算精度较高.

图 2 给出了入口的平均流向速度分布及试验数据^[16], 可以看到: hybrid 方法得到的结果和 RANS 给定的时均剖面基本吻合, 这说明回收/调节方法并不会显著改变入口平均参数, 计算得到的速度分布和试验结果稍有偏差. 图 3 给出了入口的无量纲平均雷诺切应力的分布及试验数据^[16], 需要指出的是, 无量纲平均雷诺切应力包括 RANS 模化的部分和 LES 求解的部分, 并仍然进行时间及展向平均. 从图中可以看到 hybrid 方法计算得到的无量纲平均雷诺切应力总体趋势和试验数据吻合, 但稍微偏大, 而在近壁区域 ($y/\delta < 0.2$), 由于试验测量难度较大, 文献中没有给出相应的数据.

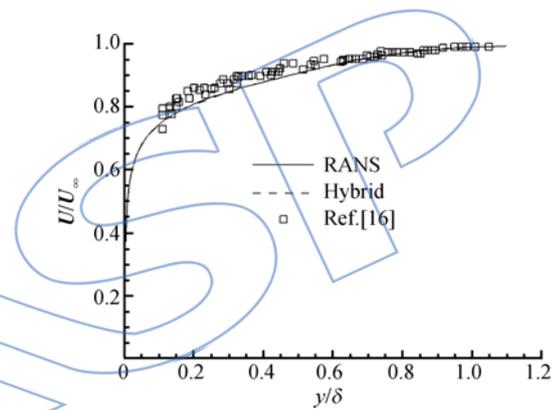


图 2 入口平均流向速度分布

Fig. 2 Mean streamwise velocity distribution at inlet

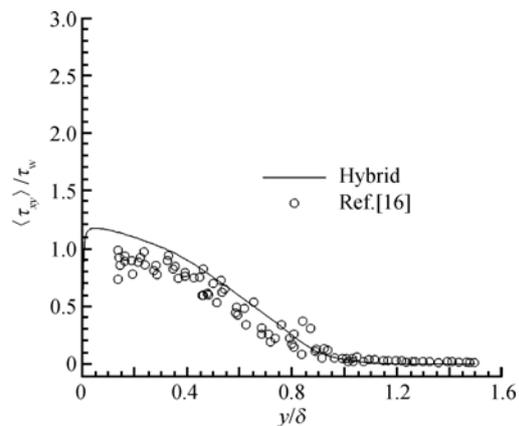


图 3 入口无量纲平均雷诺切应力分布

Fig. 3 Non-dimensionalized Reynolds-averaged shear stress distribution at inlet

3.2 开启喷流时的流场结构

由于回收/调节方法的出发点是湍流边界层相似率, 而相似率的前提是入口平面与回收平面

之间的湍流边界层均为附着状态, 所以需要保证在计算过程中, 回收平面的边界层流动状态保持附着而不受到下游分离区的影响. 文献[6]指出在有逆压梯度流动的计算中, 如果回收平面在来流边界层的大尺度结构及能量特性合理化之前, 下游的分离区逐步向上游延伸而破坏回收平面的流动状态, 进一步会导致计算的失败, 为了解决这一问题, 在计算压缩拐角流动时采用了分区初始化的方法, 本文采取类似的方法, 在喷孔上游部分区域采用由 hybrid 方法加回收/调节方法计算得到的充分发展的湍流边界层为初场, 而在下游采用 RANS 方法计算得到的结果为初场, 分区初始化给出的初场中心平面的马赫数云图见图 4. 在初场的基础上迭代 6 倍通流时间(流体微团以自由来流的速度贯穿所选的计算区域的时间, 在下文中记为 t_c)用以消除过渡段, 使流动达到统计定常状态, 此后继续计算 5 倍的 t_c 用以获取计算结果做时间平均.

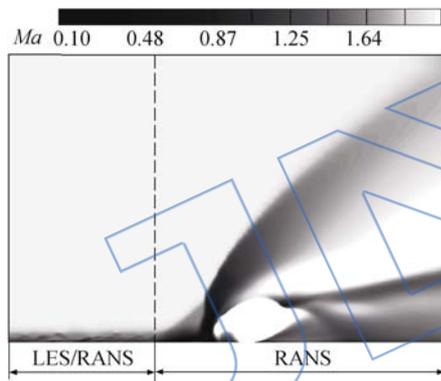
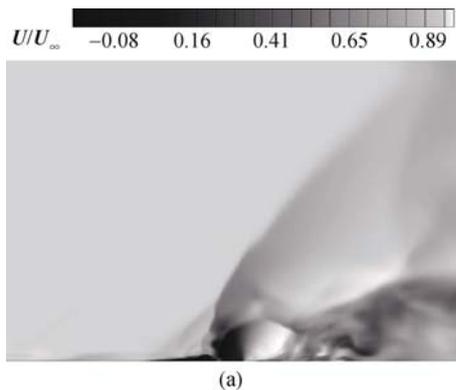


图 4 初场中心平面的马赫数云图

Fig. 4 Mach number contour of center plane of initial field

图 5 给出了 $x-y$ 中心平面上随时间推进的来流速度无量纲化的干扰区瞬时流场的流向速度云图快照, 每相邻两幅图像时间间隔为 $0.1t_c$, 可以看到, 喷孔前缘的分离区、分离激波、喷流激波和



(a)



(b)



(c)



(d)



(e)



(f)

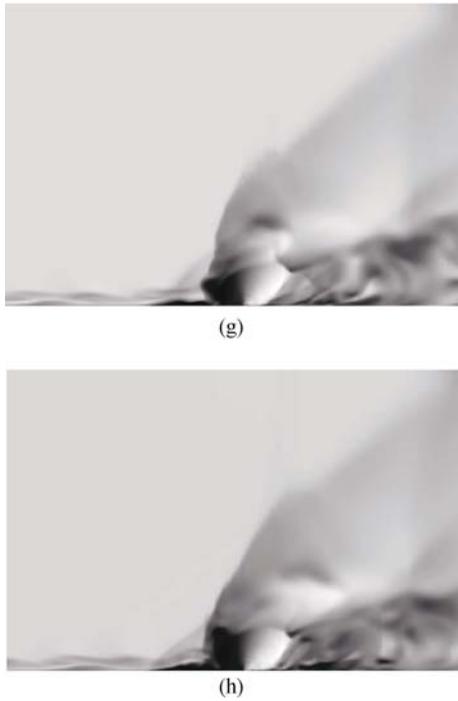


图 5 $x-y$ 中心平面上干扰区瞬时流场的流向速度云图快照

Fig. 5 Snapshots of streamwise velocity in interaction region in stantaneous flowfield of $x-y$ center plane

下游的喷流尾迹均呈现了高度非定常的状态,在来流湍流边界层的撞击下,分离激波和喷流激波的波面发生了显著的扭曲变形,来流边界层中的大涡结构会将分离区中的低速区卷吸、扬起,随后融入喷流的主流,被带向下游. 可以认为,本文采用的 hybrid 方法及回收/调节方法可以捕捉到湍流边界层与喷流相互作用流场的非定常效应.

图 6 给出了与图 5 对应时刻 $y/\delta=0.2$ 的 $x-z$

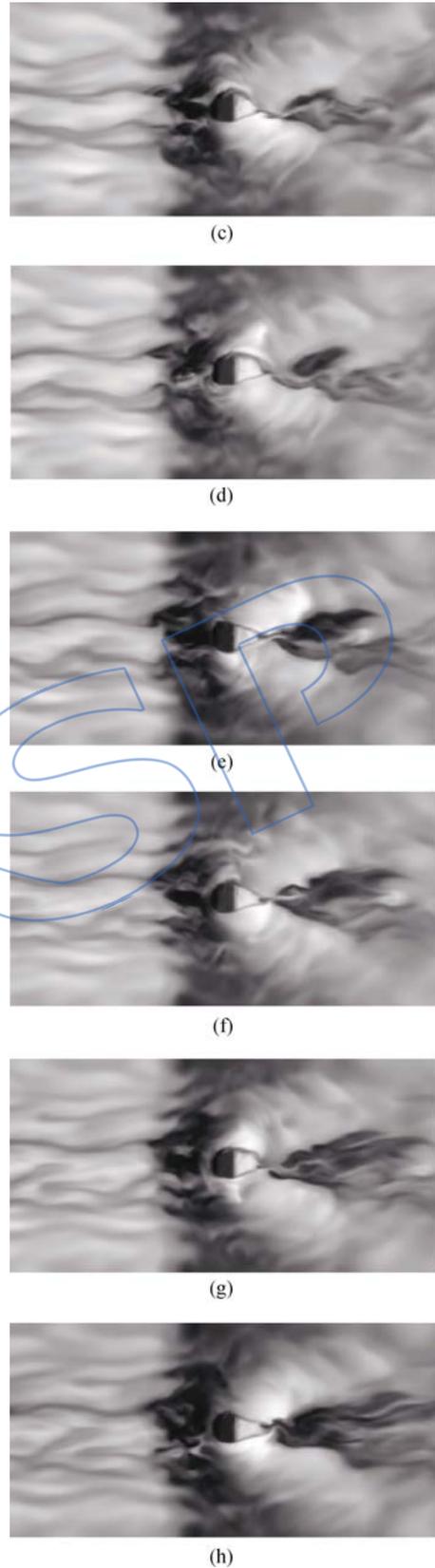
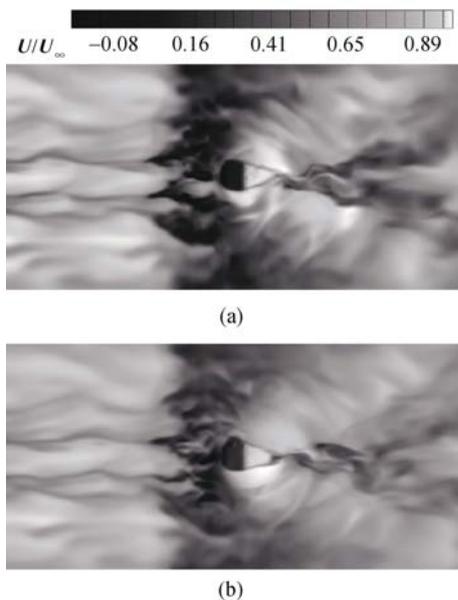


图 6 $x-z$ 中心平面上干扰区瞬时流场的流向速度云图快照

Fig. 6 Snapshots of streamwise velocity in interaction region instantaneous flowfield of $x-z$ plane

中心平面上的来流速度无量纲化的干扰区瞬时流场的流向速度云图快照, 可以看到: 来流边界层中的条带结构对分离区的撞击使得分离区(流向速度为负值的区域)的形状发生了剧烈的变化, 在高能条带的撞击点处, 分离区呈现缩小的趋势, 而在低能条带撞击点的位置, 分离区则呈现向上游扩大的趋势, 条带中的流体与分离区接触后则迅速破碎掺混.

3.3 试验结果的对比

图 7 给出了时均流场中心线上的壁面压力, 可以看到: RANS 方法和 hybrid 方法均捕获了喷孔前缘的分离区和膨胀区, 但 RANS 方法计算得到的分离区较大, 而膨胀区的压力低谷比试验测量值要靠前, 而 hybrid 方法预测得到的分离区起始位置及膨胀区的压力低谷位置要更加准确. 在紧靠喷孔的上游处, 两者计算得到的压力峰值均低于试验测量值, 相比之下, hybrid 方法更加接近. 在紧靠喷孔下游的膨胀区, RANS 计算得到的压力稍低于试验值, 而 hybrid 方法吻合很好; 在之后的尾迹区内, 两者对于压力恢复位置的预测都比试验结果推迟.

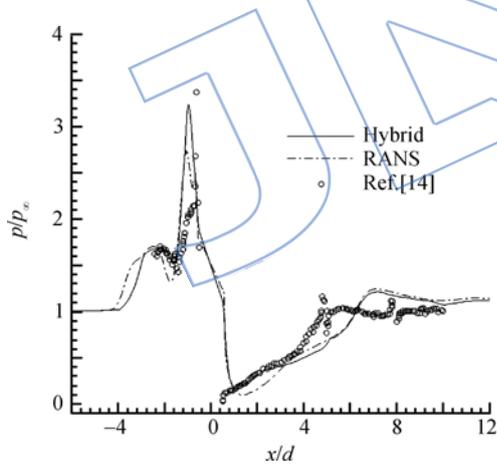


图 7 中心线上的壁面压力
Fig. 7 Wall pressure of center line

图 8 给出了喷孔下游流向 8 个位置上的展向壁面静压分布, 每条横直线代表 $p/p_\infty = 1$, (p_∞ 为来流静压), 可以看到在大部分区域内 hybrid 方法的时均结果和 RANS 方法差别不大, 总体而言 hybrid 方法对于喷孔下游膨胀区的捕捉要稍好于 RANS 方法.

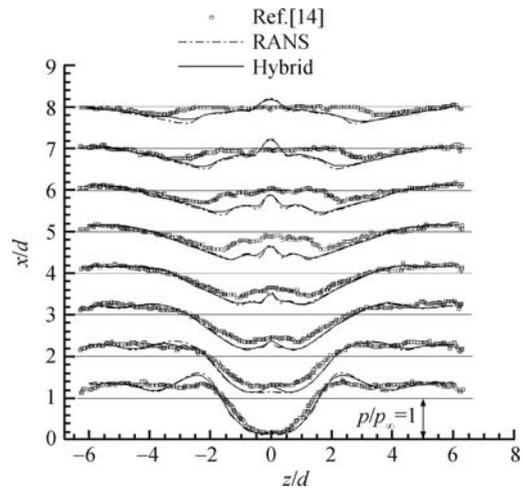


图 8 展向壁面静压分布
Fig. 8 Transverse wall static pressure distribution

4 结 论

本文对一种加权平均的混合 LES/RANS 模拟方法进行了测试, 采用这种方法对 $Ma = 1.98$ 来流中的横向声速喷流进行了计算, 结果表明:

- 1) 所采用的混合算法对于湍流边界层的绝热壁温、壁面摩擦速度、边界层的平均流向速度分布及无量纲雷诺切应力有较高的预测精度.
- 2) 采用回收/调节方法生成入口湍流脉动参数能够激励起湍流边界层的大尺度结构, 使得湍流边界层的脉动特性和湍动能水平合理化, 计算得到的分离区大小合理, 并且流场能够反映出喷流和湍流边界层相互干扰流场的非定常特性.

3) 总体而言, 混合 LES/RANS 方法计算得到的时均壁面中心线压力和展向压力分布要优于 RANS 给出的结果, 说明这种方法对于喷流/湍流边界层干扰流场演化过程捕捉的更加准确.

在进一步的工作中, 需要研究更为复杂的激波/边界层干扰流场, 考察混合 (LES/RANS) 模拟方法对于燃料喷射、混合等问题的计算能力.

参考文献:

[1] 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[R]. Louisiana; The 1st Air Force Office of Scientific Research (AFOSR) International Conference on DNS/LES, 1997.

[2] Strelets M. Detached eddy simulation of massively separated flows[R]. AIAA-2001-0879, 2001.

[3] Speziale C G. Turbulence modeling for time-dependent RANS and VLES: a review[J]. AIAA Journal, 1998, 36

- (2):173-184.
- [4] Batten P, Goldberg U, Chakravarthy S. Sub-grid turbulence modeling for unsteady flow with acoustic resonance [R]. AIAA-2000-0473, 2000.
- [5] Fan T C, Tian M, Edwards J R, et al. Validation of a hybrid Reynolds-averaged/large-eddy simulation method for simulating cavity flameholder configuration [R]. AIAA-2001-2929, 2001.
- [6] Xiao X D, Edwards J R, Hassan H A. Inflow boundary conditions for LES/RANS simulations with applications to shock wave/boundary layer interactions [R]. AIAA-2003-79, 2003.
- [7] Choi J I, Edwards J R, Baulre R A. Compressible boundary layer predictions at high Reynolds number using hybrid LES/RANS methods [R]. AIAA-2008-4175, 2008.
- [8] Menter F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications [J]. AIAA Journal, 1994, 32(8):1598-1605.
- [9] Lenormand E, Sagaut P, Comte P, et al. Sub-grid scale models for large-eddy simulations of compressible, wall-bounded flows [J]. AIAA Journal, 2000, 38(8):1340-1350.
- [10] Jiang G, Shu C W. Efficient implementation of weighted ENO schemes [J]. Journal of Computational Physics, 1996, 126(1):917-923.
- [11] Edwards J R. A Low-diffusion fluxing-splitting scheme for Navier-Stokes calculations [J]. Computer and Fluids, 1997, 26(6):635-659.
- [12] Dubuc L, Cantariti F, Woodgate M, et al. Solution of unsteady Euler equations using an implicit dual-time step method [J]. AIAA Journal, 1998, 36(8):1417-1424.
- [13] Jameson A, Yoon S. Lower-upper implicit schemes with multiple grids for the Euler equations [J]. AIAA Journal, 1987, 25(7):929-935.
- [14] Gruber M R, Nejad A S, Dutton J C. An experimental investigation of transverse injection from circular and elliptical nozzles into a supersonic crossflow [R]. Ohio: Wright-Patterson Air Force Base, wright Lab TR 96-2102, 1996.
- [15] 陈逸, 刘卫东, 范晓楠, 等. “回收/调节”方法在混合 LES/RANS 模拟方法中的应用 [J]. 航空动力学报, 2011, 26(6):1215-1222.
CHEN Ti, LIU Weidong, FAN Xiaoqiang, et al. Application of recycling/rescaling method in hybrid LES/RANS simulation method [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(6):1215-1222. (in Chinese)
- [16] Luker J J, Bowersox R D W, Buter T A. Influence of curvature-driven favorable pressure gradient on supersonic turbulent boundary layer [J]. AIAA Journal, 2000, 11(5):1351-1359.