流向细纹平板边界层湍流减阻机理研究

陈哲,李新亮,梁贤

中国科学院力学研究所,高温气体动力学国家重点实验室(筹),北京海淀区 100190

摘要 本文针对 Mach 2.25 平板边界层湍流,以直接数值模拟(DNS)为手段进行了流向条纹壁减阻研 究。计算发现,当流向条纹间距为 100 个壁面尺度时,具有最佳减阻效果。而减阻效果随条纹高度 增加而加强,当条纹高度达到 30 个壁面尺度时减阻效果相当明显。当全平板施加条纹壁时,由于抑 制了壁面吹吸扰动的吸收性,流动不发生转捩。在转捩区及充分发展湍流区施加条纹壁虽不能完全 抑制转捩,但仍有较好的减阻效果。

关键词 流向细纹, 平板边界层, 减阻

引 言

减阻是湍流研究的重要问题,在工程应用 中具有大价值。Walsh^[1-2]发现肋条细纹能够明 显降低湍流边界层的阻力。此外关于肋条细纹 减阻进行了大量的实验,理论数值研究^[3-9]。 Grueneberge等^[4]对纵向和横向肋条细纹的阻力 特性进行了实验研究,研究表明,当细纹间距 为 $s^+ = 17$,细纹高度为 $h^+ = 8.5$ 时,可以达到 最大的减阻效果,大约为10%。Walsh^[5]表明V 型肋条细纹最大能够减少大约8%的阻力。 Robinson^[6]研究了肋条细纹对超音速湍流边界 层的影响。Choi^[7]通过直接数值模拟研究了肋条 细纹减阻的机理。

但是,大量关于减阻的研究主要是针对不可压缩流动和低速运动的流体,针对高速流体 (超/高超声流动)有待进一步进行研究。关于 高速流体的湍流减阻研究对于超/高超声飞行器 具有重要意义。

本文作者以直接数值模拟(DNS)为研究 手段,对 Mach2.25 的流向细纹平板边界层减阻 机理进行了研究。结果表明,流向细纹能后明 显的减少阻力,并且当条纹间距为 100 时,其 减阻效果最好。第一部分对计算参数,壁面形 状和计算方法进行了说明,第二部分描述了 Mach2.25 流向细纹平板边界层的各种计算工 况。第三部分,分析了减阻的机理并进行小结。

1. 计算参数、壁面形状及计算方法

计算参数见表 1,本文计算了 Mach 2.25 的 工况。其计算参数来自文献^[10-12]。

壁面采用图 1 所示的条纹壁,壁面形状函数如下:

$$h(x,z) = h_w(x)\sin(2\pi z / \lambda_w) \tag{1}$$

其中 h_w为条纹高度,为流向坐标的函数。

 λ_w 为条纹间距。数值计算采用 7 阶精度的 WENO 格式计算对流项,8 阶中心差分格式计 算粘性项,3 阶 Runge-Kutta 方法进行时间推进。



图1壁面形状(流向细纹)示意图

2. Mach 2.25 情况

计算域如图 2 所示,计算域的起始位置为 距平板前缘 4Inch 处,入口采用该处的层流剖面 参数,在 4.5-5 Inch 区间加入壁面吹吸气扰动使 流动转捩到充分发展湍流。首先对无壁面控制 情况(平直板)进行了直接数值模拟(DNS),计 算网格为 2193×72×256,以充分发展湍流区的 壁 面 尺 度 度 量 的 网 格 尺 度 为 $\Delta x^{+} = 14.1, \Delta y_{w}^{+} = 1.1, \Delta z^{+} = 6.6$ 。







图 3 Mach 2.25 无壁面控制(平直板)的摩擦阻力系数 分布

从中可以看出, x<5 为感受性阶段,转捩区 5<x<6.5 为转捩区, x>7 为充分发展湍流区。本 研究采用三种控制方案: a. 全平板采用条纹壁 面进行控制; b. 从转捩区开始进行条纹壁面控 制; c. 在充分发展湍流段采用条纹壁面控制。 方案 a 主要是检验条纹壁面对感受性的影响, 方案 b 考察条纹壁面对转捩的影响,方案 c 研究 条纹壁面对充分发展湍流的影响。

A. 全平板采用条纹壁控制

在全平板采用流向细纹控制后,发现阻力 系数会明显降低。 图4给出了无控制情况、间 距为 170 个壁面尺度的细纹以及 100 个壁面尺 度的细纹 (细纹高度均为 30 个壁面尺度), 其 计算网格为 2193×72×128, 壁面尺度对应为 ($\Delta x^+ = 14.1, \Delta y_w^+ = 1.1, \Delta z^+ = 13.2$)。从中可以看 出,间距为 100 个壁面尺度的细纹起到了很好的 抑制转捩作用,流动没有发生转捩,摩擦系数大 为降低。 图 5 给出了间距为 100 个壁面尺度的 细纹展向网格加密到 256 的计算结果,可以看 出,随着网格加密,摩擦阻力曲线变化不大,显 示了该计算的网格收敛性。

对于流向细纹壁,本文采用下式来定于摩 擦阻力系数,该定义考虑了由于流向细纹带来 的壁面实际面积的变化。

$$C_f = \frac{1}{\frac{1}{2}\rho_{\infty}U_{\infty}^2 S_0} \int_S \tau_{ij} n_j ds \qquad (2)$$



图 4 平板摩擦阻力系数分布图(无控制, $\lambda^+ = 170$ 及 $\lambda^+ = 100$ 条纹壁)



图 5 展向网格加密后的结果

图 6 和图 7 为速度梯度张量第二不变量 Q=50 的等值面图。可以看出在无壁面控制的情 况下, x=5.5~6 区间产生发卡涡结构,随后发展 为湍流斑并转捩到湍流。在施加间距为λ⁺ =170 条纹壁控制的情况下,发卡涡出现的位置大幅 推迟,显示了转捩的推迟。而施加间距为 λ⁺ =100的条纹控制时,计算域内未出现发卡 涡结构,显示了转捩被完全抑制。



图 6. 速度梯度张量第二不变量 Q=50 的等值面图 (a 无壁面控制, b λ⁺ = 170 条纹壁, c. λ⁺ = 100 条纹
壁) 显示区域 5.5<x<7.

表 2 全平板施加条纹壁控制计算工况

Case	h_w^+	$\lambda^{\scriptscriptstyle +}$	网格	$C_f(x=8.8)$
M2-N	无	无	256	0.00245
M2-1	30	100	128	0.000263
M2-2	30	100	256	0.000207



图 7. 速度梯度张量第二不变量 Q=50 的等值面图 (a 无壁面控制, b λ⁺ =170条纹壁, c. λ⁺ =100 条纹壁) 显示区域 8<x<9.

B. 从转捩区开始采用条纹壁控制

壁面形状函数如下: $h(x,z) = h_w(x)\sin(2\pi z / \lambda_w)$

$$h_{w}(x) = \begin{cases} 0 & 4 < x < 5 \\ (-2x^{3} + 33x^{2} - 180x + 325) & h_{w}, 5 < x < 6 \\ h_{w} & x > 6 \end{cases}$$

条纹壁从扰动区后(x>5)开始施加,高度 从 0 开始光滑过渡到 $h_w^+ = 30$ 。

图 8 为无控制及施加该条纹壁控制情况下的摩擦阻力曲线。图中给出了展向采用 384 网

格(Δz⁺ = 4.4)及 512 网格(Δz⁺ = 3.3)的计 算结果。从中可以看出最密网格与次密网格计 算出的摩擦阻力系数非常接近,意味着基本实 现了网格收敛。表 3 给出了从转捩区开始施加 条纹壁面控制的计算工况及减阻效果,从中可 以看出,在转捩段开始控制仍能达到 28%的减 阻效果。



图 8. 无控制及条纹壁(从 x=5 开始施加)情况下的摩 擦阻力曲线

表 3 从转捩区开始施加条纹壁控制工况

Case	h_w^+	λ^+	网格	$C_{f}(x=8.8)$	效果
M2-N	无	无	256	0.00245	-
M2-3	30	100	256	0.000792	-
M2-4	30	100	384	0.00125	-
M2-5	30	100	512	0.001758	28%





图 9. 无控制及条纹壁(从 x=7 开始施加)情况下的摩 擦阻力曲线

为了进一步验证在充分发展段施加条纹壁 面控制的效果,本文计算了从 x=7 开始施加条 纹壁面控制的工况。条纹壁面高度从 x=7 开始 由 0 光滑增加至 x=8 处的 h⁺_w = 30 并在其下游保 持不变。图 7 给出了该计算工况的摩擦阻力系 数分布。受计算资源制约,计算在展向采用 256 网格。从图 9 可以看出,与从转捩段(x=5)开始 施加控制的工况相比,在充分发展湍流段,两 者的摩擦阻力系数基本相同。因而可以认为, 如果考察充分发展段的减阻效果(即,不考虑 推迟转捩效果),从转捩段开始控制与从充分发 展段开始控制效果相同。

3. 流向条纹减阻机理分析

按照 Wang & Zhong 的理论^[13],壁面形状的 改变等效于壁面上的速度扰动,当壁面变形高 度较小时(不超过边界层厚度的1/35),壁面形 状改变等效于如下扰动:

$$u\Big|_{y=0} = -h(x,z)\frac{\partial u}{\partial y}\Big|_{y=0}$$

$$v\Big|_{y=0} = -h(x,z)\frac{\partial v}{\partial y}\Big|_{y=0}$$

$$w\Big|_{y=0} = -h(x,z)\frac{\partial w}{\partial y}\Big|_{y=0}$$
(3)

图 10 为按照上式计算出的波纹壁等效的壁 面速度扰动(工况 M2-2),从中可以看出,流 向波纹壁造成的速度扰动以流向速度扰动为 主。由于波纹壁的存在,造成了壁面上流向速 度强制形成高-低速条带结构,该条带结构会破 坏湍流区原有的近壁条带,从而起到减阻效果。

4 结 论

本文针对 Mach 2.25 平板边界层湍流,以直 接数值模拟(DNS)为手段进行了流向条纹壁减 阻研究。计算发现,当流向条纹间距为 100 个 壁面尺度时,具有最佳减阻效果。而减阻效果 随条纹高度增加而加强,当条纹高度达到 30 个 壁面尺度时减阻效果相当明显。当全平板施加 条纹壁时,由于抑制了壁面吹吸扰动的吸收性, 流动不发散转捩。在转捩区及充分发展湍流区 施加条纹壁虽不能完全抑制转捩,但仍有较好 的减阻效果。



图 10 波纹壁等效的流向速度扰动 (a. 流向扰动, b 法向扰动, c 展向扰动)

参考文献

1. Walsh M J. Riblets as a viscous drag reduction technique. *AIAA Journal*, 1983, 21(4): 485-486.

2. Walsh M J. Turbulent Boundary Layer Drag Reduction Using Riblets. AIAA-82-0169, 1982.

 Dean, B, Bhushan, B. Shark-skin surfaces for fluid-drag reduction in turbulent flow: a review. PHILOSOPHICAL TRANSACTIONS OF THE ROYAL SOCIETY A-MATHEMATICAL PHYSICAL AND ENGINEERING SCIENCES 368(1929): 4775-4806,2010
 Grueneberger R, Hage W. Drag characteristics of longitudinal and transverse riblets at low dimensionless spacings, EXPERIMENTS IN FLUIDS, 50(2),363-373,2011

5. Walsh M J. Drag characteristics of V-Groove and transverse curvature riblets. In Viscous Drag Reduction(ed . G. R. Hough). American Institute of Aeronautics and Astronautics.1980.

6. Robinson S K. Effects of riblets on turbulenct in a supersonic boundary layer. AIAA-88-2526, 1988.

7. Choi K S. Near – wall structure of a turbulent boundary layer with riblets. J.Fluid Mech. 208, 417, 1989.

 Choi, Moin, Kim, Direct numerical simulation of turbulent flow over riblets. J.Fluid Mech 255, 503-539, 1992

 Benhamza M. E., Belaid F. Computation of turbulent channel flow with variable spacing riblets. MECHANIKA. vol.5, 36-41, 2009
 Gao Hui, Fu Dexun, Ma Yanwen, Li Xinliang, Direct numerical simulation of supersonic boundary layer, Chinese Physics Letters, 22(7),2005: 1709-1712

11. Li Xinliang, Fu Dexun and Ma Yanwen, Direct numerical simulation of a spatially evolving supersonic turbulent boundary layer at Ma=6, *Chinese Phys. Lett.* 23 No 6 ,2006, 1519-1522
12. LI Xin-Liang, FU De-Xun, MA Yan-Wen and GAO Hui, Acoustic Calculation for Supersonic Turbulent Boundary Layer Flow, CHIN. PHYS. LETT. Vol. 26, No. 9, 094701, 2009

13. Xiaowen Wang and Xiaolin Zhong, Receptivity of a Hypersonic Flat-Plate Boundary Layer to Three-Dimensional Surface Roughness JOURNAL OF SPACECRAFT AND ROCKETS, Vol. 45, No. 6, 2008

NUMERICAL INVESTIGATION OF TURBULENCE DRAG REDUCTION BY USING STREAMWISE RIBLETS

CHEN zhe, LI Xinliang, LIANG Xian

State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, CAS, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China

Abstract: Turbulent drag reduction with streamwise riblets are studied by using direct numerical simulation (DNS). The numerical model is flat-plate boundary layers with streamwise riblets, and the free-stream Mach number is 2.25. The numerical simulations show that the streamwise riblets on the wall can reduce the drag significantly, and when the spanwise space of riblets is 100 wall-units, the drag effects is the best.

Key words streamwise riblets, boundary layers, drag reduction