

三角柱体对机翼根部马蹄涡的影响

Effect of Triangular Cylinder Application on the Wing-body Junction Flow

李明 祝魁 朱建勇 马驰 王建明 / Li Ming Zhu Kui Zhu Jianyong Ma Chi Wang Jianming
(沈阳航空航天大学, 沈阳 110136)
(Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

摘要:

在现有文献的基础上,采用 $k-\omega$ SST 湍流模型和 SIMPLE 数值模拟算法,进一步探讨增加宽度比的三角柱体对于角区马蹄涡的影响。结果显示当三角柱体宽度在一定范围内增加时,马蹄涡的控制效果得到进一步提高。定义的涡强系数(基于涡心位置及马蹄涡的涡量)能很好地表征马蹄涡的强度。当三角柱体宽度与机翼厚度相同时,即宽度比为 $b/T=1$ (b 为三角形宽度, T 为机翼最大厚度)时涡强系数降到原来的 27%。文中的三角柱体的高度仅为机翼厚度的 $1/20$, 和当地边界层的厚度相当。此种三角柱既能控制马蹄涡,又不会引起流场的整体剧烈变化。

关键词:角区流动;马蹄涡;三角柱体;流动控制;涡强系数

中图分类号:V211

文献标识码:A

[Abstract] Based on the early paper, effects of cylinder's width ratio on the turbulent junction flow were discussed. The result indicates the triangular cylinder can control horseshoe vortices better with suitable increasing width ratio. A new vortex strength coefficient is defined (it is based on the position of vortex core and the vortex intensity). When width of triangular cylinder and thickness of wing are equal, the vortex strength coefficient is 27% of the baseline. Height of the triangular cylinder is only $1/20$ of wing thickness and approaches the thickness of boundary layer. The triangular cylinder can control horseshoe vortices effectively, and will not cause serious change of whole flow field.

[Key words] junction flow; horseshoe vortex; triangular cylinder; flow control; vortex strength coefficient

0 引言

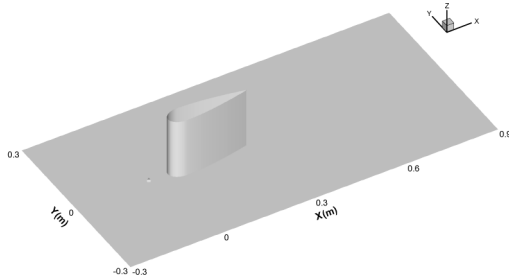
角区结构普遍存在于现代流体工程中,特别是存在于航空飞行器及动力装置中,譬如飞机上机翼与机身的连接处、航空发动机中整流支板与机匣、压气机或涡轮的叶片与轮毂处等。受粘性作用与逆压梯度的影响,边界层流动在平面或曲面上发展遇到障碍物会产生三维分离,从而在角区流场中出现复杂的马蹄涡系^[1-3]。而一般马蹄涡系会加大对角区固壁的侵蚀、增加叶轮机的诱导振动、也会使角区流动气动噪音增强。研究角区流动不管是在理论基础中还是在实际的工程应用上,都具有较高的学术价值^[4]。有很多控制方法能削弱马蹄涡的强度,如在机翼上游平板上布置空腔结构^[5]、漩涡

发生器^[6]、粗糙元^[7]、利用文氏管引射马蹄涡^[8]、三角翼结构^[9]、整流片^[10]或采用后掠叶形^[11]等。文献[12]提出在前缘布置小的三角形柱体控制马蹄涡,有一定的控制效果,本文拟参考此文献,对其宽度进行优化,得到控制效果更好的三角柱。

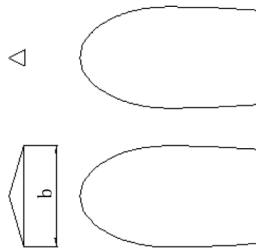
1 计算模型

图1为机翼—平板结构的流场计算域尺度及坐标系(X, Y, Z),来流速度 U_∞ 从左至右沿 X 轴吹入,在 X 轴两侧对称地布置 Rood 翼型叶片^[13],机翼的上游母线和平板交点设为坐标原点,机翼高为 0.2m,弦长为 0.255m,厚度 T 为 0.06m。文献[12]中得出了放置干扰柱体的较佳位置在机翼前 $X/T=-1$ 处,本文参考此控制参数,在机翼前缘处放置高度

为 $0.05T$ 的三角形柱体,如图 1(a)所示;其俯视效果如图 1(b)所示。数值试验中通过改变三角形柱体的宽度 b 来实现不同的流动控制工况,其中 b 分别取 $b/T=3/20$ 、 $b/T=2/3$ 、 $b/T=1$ 和 $b/T=4/3$, $b/T=3/20$ 即为文献[12]中最优参数。把不加三角柱的流态称为基态,加三角柱的流态称为控制流态。



(a) 示意图



(b) 俯视图

图 1 模型图

文中设定进口速度为 $U_\infty = 27\text{m/s}$,出口边界条件设为压力出口 (pressure-outlet),计算模型选择三维压力基隐式定常求解器,并选用 SST $k-\omega$ 湍流模型, SIMPLE 算法,各参数离散采用二阶迎风格式。 X_v 和 Z_v 代表马蹄涡涡心的坐标,定义涡量系数 $C_v = \frac{\Omega T}{U_\infty}$, 涡强系数 $C_{vs} = \frac{\Omega_v T_v}{U_\infty}$, 其中 T 为机翼厚度, Ω 为涡量, Ω_v 为涡心涡量。定义压力系数 $C_p = \frac{p-p_a}{0.5 \times \rho \times U_\infty^2}$, 其中 p 是平板壁面静压强, p_a 是参考压强,以计算域入口 $(-0.3, -0.3, 0.2)$ 为参考点, ρ 是空气密度。

2 结果与分析

2.1 计算结果验证

壁面处采用边界层网格,选取网格数在 50 ~ 550 万之间的几组流场,其机翼的阻力系数随网格数的关系如图 2 所示,可以看到当网格数达到 400 万时阻力系数基本稳定,达到 0.023 1。因此,计算域总网格数最终确定为 400 万左右,如图 3 所示。

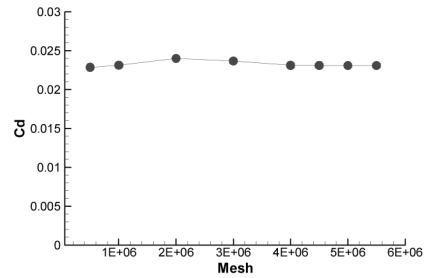


图 2 不同网格数下机翼的阻力系数

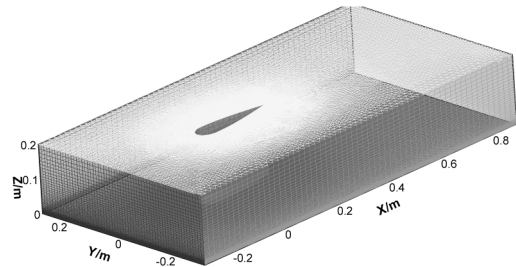


图 3 计算域网格

图 4 是基本流态下机翼前缘的平板壁面上的压力系数与文献[13]对比的结果,其中下半部分压力系数为文献[13]的结果,上半部分压力系数为本文计算的结果。两者在距离机翼较远的位置的压力分布基本完全一致,但在靠近机翼比较近的区域两者的差别比较大,本文计算的等压线出现弯折的区域应该是马蹄涡涡心轴线对应的位置,此处应该出现压力的“dip”^[14-15],因此,基本上可以认为本文中得到的结果更符合物理实际。由此说明本文中的网格设置和模型选择比较可靠。

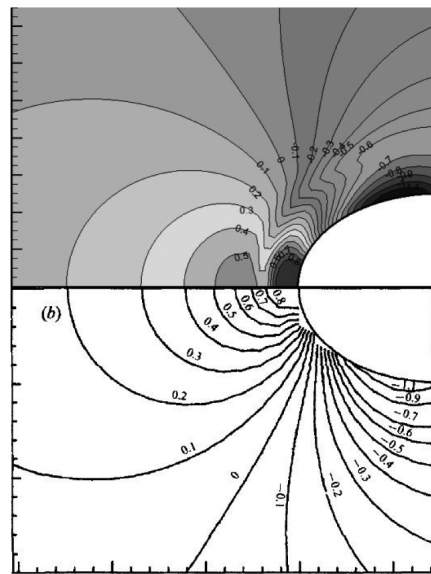


图 4 $Z/T=0$ 平面内基本流态压力系数与文献^[12]对比

2.2 三角形柱体宽度比的作用

本文计算了平面 $Y/T=0$ 内基态的涡量系数,如图 5(a) 所示,基于文献[12]的三角柱控制态的涡量系数,如图 5(b) 所示,进一步增加三角柱宽度控制态的涡量系数如图 5(c) ~ (e) 所示。文献[12]中的三角柱属于小柱体,小柱体的存在使得基态涡核涡量系数为 31 的马蹄涡在控制态时涡核涡量不变,但马蹄涡的空间尺度明显减小,因此,马蹄涡得到一定的控制。文献[12]的控制效果还有进一步提升的空间,当三角柱的宽度进一步增加时,对马蹄涡的控制效果能进一步提高。当三角柱宽度增加到 $b/T=2/3$ 、1 和 $4/3$ 时,马蹄涡涡心的涡量减小到 23,而且马蹄涡集中在更小的空间范围,马蹄涡涡心更靠近平板壁面(图 5(c) ~ (e))。马蹄涡是平板上边界层三维分离的结果,三角柱影响马蹄涡

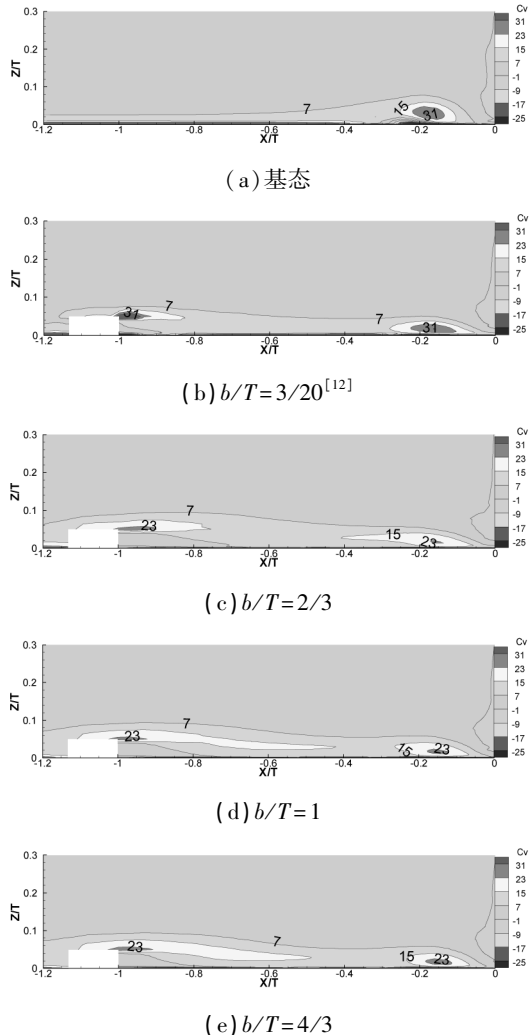


图 5 在 $Y/T=0$ 平面内三角柱体处于不同宽度下机翼根部马蹄涡涡量系数图

是通过三角柱顶部形成的漩涡结构把边界层外的高动量流体引入平板边界层内的低能流体中,如图 5(b) ~ (e) 所示,从而增加了流体抵抗分离的能力。

文中涡强系数 C_{vs} 的定义见“计算模型”部分,其定义考虑到了涡心的纵坐标(衡量马蹄涡的空间尺度),也考虑到了涡心的涡量。由于计算壁面的剪切力的精确度比较差,文中的涡强系数应该比文献[6]、[7]中用涡心下的壁面剪切力表征马蹄涡的强度更确切。表 1 列出了基本流态与控制流态的涡强系数的定量分布,增加三角柱(无论是大柱还是小柱)后涡心的流向位置与高度位置都向机翼坐标原点靠近,其中 $b/T=1$ (三角柱宽度与机翼厚度相等)的涡强系数最小,仅是基态时的 27%。同时,要增大文献[12]中干扰柱的宽度,但增大程度要适当,达到与机翼厚度相同宽度时较好。

表 1 涡心位置与涡强系数

Case	b/T	X_v/T	Z_v/T	C_{vs}
基态	0	-0.188	0.038	1.197
文献[12]	3/20	-0.161	0.017	0.532
	2/3	-0.161	0.016	0.376
	1	-0.160	0.014	0.323
	4/3	-0.161	0.017	0.442

2.3 三角形柱体对平板压力的影响

图 6 为基态、文献[12]对应参数和效果较好的 $b/T=1$ 的控制态时平板表面的压力系数分布。在基本流态下(图 6a),在横坐标 $X/T=-0.4$ 至 $X/T=0$ 附近出现了一块较大的压力梯度区域,使得边界层分离,在机翼前产生了较强的马蹄涡。基态与控制态的压力系数范围一致,基态时机翼前的等压线比控制流态的等压线更密集,说明基态的逆压梯度更大,必然导致更强的马蹄涡。在文献[12]条件(图 6b)下,沿 X 轴压力系数由 0.5 升至 1 需要经历 $X/T=-0.4$ 至 $X/T=0$ 。而 $b/T=1$ 时,沿 X 轴压力系数由 0.5 升至 1 需要经历 $X/T=-0.5$ 至 $X/T=0$ (图 6c)。因此,宽三角柱的机翼前逆压梯度降低,马蹄涡进一步减弱。

需要指出的是本文中的三角柱体的高度仅为机翼厚度的 $1/20$ (矮柱体),与当地边界层的厚度相当,此种三角柱既能实现控制马蹄涡,又不会引起流场的整体剧烈变化,故此矮柱体是有一定工程实际意义的。

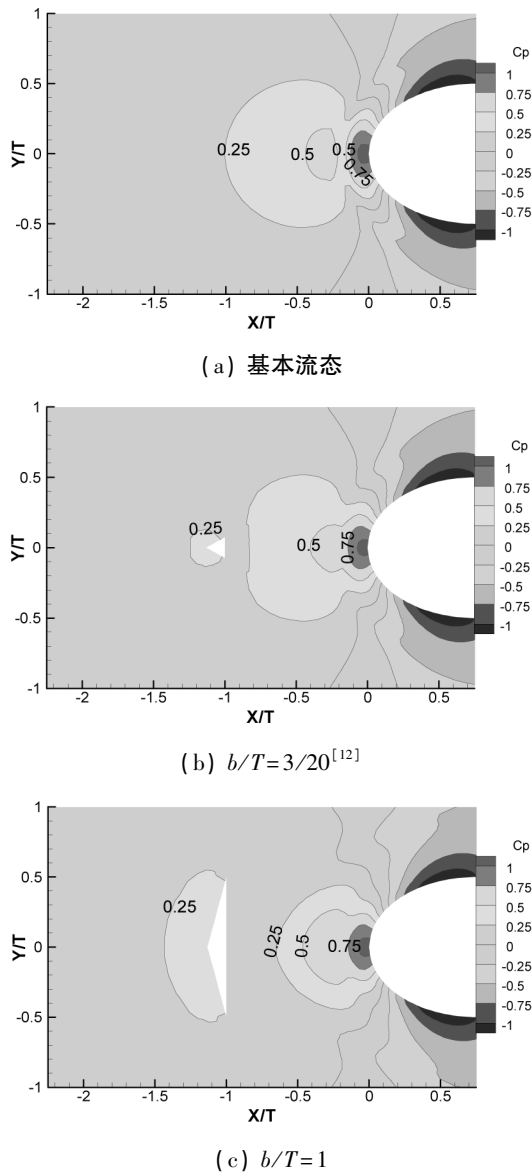


图6 具有较优控制参数的三角柱扰动体下机翼根部压力系数图

3 结论

在机翼—平板角区的机翼上游平板上放置三角形柱体来削弱马蹄涡系,利用数值模拟技术来计算涡量分布,获得如下结论:

(1) 本文所提出的不同三角形柱体结构都能使马蹄涡的强度得到一定程度的削弱。

(2) 综合了马蹄涡涡心处涡量以及涡心距平板间距离的涡强系数 C_{ω} 适合作为衡量马蹄涡强度的参数。当三角形柱体宽度与机翼厚度相同时,三角形柱体的涡强系数是基本流态的 27%,其对马蹄涡的控制效果最好。工程中,可以通过适当增加文献

[12]中的前部干扰柱的宽度实现更好的马蹄涡控制效果。

(3) 机翼前增加三角柱能够有效减小局部的逆压梯度,当三角形柱体宽度与机翼厚度相同时压力梯度最小。

参考文献:

- [1] Baker C J. The oscillation of horseshoe vortex system [J]. J Fluids Eng, 1991, 113(4): 89-95.
- [2] Ishii J, Honami S. A three-dimensional turbulent detached flow with a horseshoe vortex [J]. ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1986, 108(1): 125-130.
- [3] Sieverding C H. Recent progress in the understanding of basic aspects of secondary flows in turbine blade passage [J]. ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1985, 107(2): 248-257.
- [4] Simpson R L. Junction flows [J]. Annu Rev Fluid Mech, 2001, 33: 415-43.
- [5] Kang K J, Kim T, Song S J. Strengths of horseshoe vortices around a circular cylinder with an upstream cavity [J]. J Mech Sci Technol, 2009, 23: 1773-1778.
- [6] 王建明, 刘炜, 祝魁, 等. 旋涡发生器对叶片根部马蹄涡的影响 [J]. 航空动力学报, 2012, 27(7): 1479-1483.
- [7] 王建明, 祝魁, 王虎斌, 等. 上游粗糙元对叶片根部马蹄涡的影响 [J]. 沈阳航空航天大学学报, 2013, 30(1): 1-4.
- [8] 王建明, 刘炜, 徐志晖, 等. 文氏效应在叶片根部马蹄涡控制中的应用 [J]. 航空动力学报, 2011, 11: 2617-2622.
- [9] Gupta A K. Hydrodynamic modification of the horseshoe vortex at a vertical pier junction with ground [J]. Phys. Fluids, 1987, 30(4): 1213-1215.
- [10] Devenport W J, Simpson R L, Dewitz M B, et al. Effects of a leading-edge fillet on the flow past an appendage-body junction [J]. AIAA J, 1992, 30(9): 2177-2183.
- [11] 张华, 吕志咏. 后掠翼身干扰区流动特性及改善措施研究 [J]. 空气动力学学报, 2000, 18(4): 467-472.
- [12] 张华, 穆罕默德·亚民·尤尼斯, 胡波, 等. 应用小干扰柱体控制角区马蹄涡结构的实验研究 [J]. 实验力学, 2011, 26(6): 680-685.
- [13] Devenport W J, Simpson R L. Time-dependent and time-averaged turbulence structure near the nose of a wing-body junction [J]. J Fluid Mech, 1990, 210(1): 23-55.
- [14] Baker C J. The laminar horseshoe vortex [J]. J Fluid Mech, 1979, 95(2): 347-367.
- [15] Baker C J. The turbulent horseshoe vortex [J]. J Wind Eng Ind AeroD, 1980, 6: 9-2.