

高雷诺数下机翼表面层流段长度对减阻量的影响

马玉敏,张彦军

(中国航空工业集团公司第一飞机设计研究院,西安 710089)

摘要:层流减阻技术是提高飞机经济性的重要手段,开展可应用于工程实践的层流减阻研究具有重要的意义。针对某民用飞机翼身组合体构型,采用数值模拟法分别研究雷诺数为 1.0×10^7 和 1.8×10^7 时全湍流以及机翼弦向保持 7%、15%、20%、30%、40% 层流段长度范围的减阻特性。结果表明:与全湍流情况相比,层流段长度的增加可以有效减小飞机阻力,增加升阻比;当层流段长度保持在 40% 时,飞机的减阻量可以达到 11.0% 左右,而升阻比可增加 12.3% 左右,且在较小雷诺数下有着更大的减阻收益;层流范围增加可有效减小摩擦阻力系数。

关键词:自然层流;层流减阻;层流段长度;摩擦阻力系数;升阻比;高雷诺数

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

Effect of Laminar Flow Extent on Wing Surface on Drag Reduction at High Reynolds Numbers

Ma Yumin, Zhang Yanjun

(The First Aircraft Institute, Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710089, China)

Abstract: Effect of laminar flow extent on drag reduction characteristic based on engineering practice is of significance for some civil plane, which can be the important means to improve the economy. It is simulated for the wing-body model at Reynolds numbers 1.0×10^7 and 1.8×10^7 , with the laminar flow extent being kept respectively 7%, 15%, 20%, 30%, 40% of the local chord of wing. Compared with the full turbulence state, the drag can be reduced by about 11.0% and the lift-drag ratio can be increased by about 12.3% when the laminar flow extent is kept with 40%, and drag reduction benefit can be obtained more at lower Reynolds number. The frictional drag coefficient is effectively decreased as the laminar flow extent is increased.

Key words: natural laminar flow; laminar drag reduction; laminar flow extent; frictional drag coefficient; lift-drag ratio; high Reynolds number

0 引言

飞机的性能和全寿命周期成本是飞机设计中需考虑的两个重要因素^[1],而这两个因素的好坏均可根据飞机的阻力大小来评价。亚音速飞机表面摩擦阻力和诱导阻力约占总阻力的 80%,其中摩擦阻力占到 50% 甚至更多^[2]。摩擦阻力的小幅减小即可带来巨大的经济效益,4 000 n mile 航程运

输机表面摩擦阻力减小 10% 可以节省燃油大约 9%^[3]。针对未来民用飞机设计的发展方向,NASA 的 ERA 项目(Environmentally Responsible Aviation Project)也特别提及了燃油效率、排污以及降噪等方面的目标^[4-6]。相同雷诺数下层流的摩擦阻力远小于湍流的摩擦阻力,因而尽可能地延迟转捩发生,扩大层流流动区域一直是研究的重点方向。

层流边界层的延长可通过壁面吸气技术或者保持有利压强(顺压)梯度来实现。全层流控制技术(Laminar Flow Control,简称 LFC)通过“吸气”来有效维持层流稳定,但需要吸气系统提供能量,

最终导致产生更多的维护成本;自然层流技术(Natural Laminar Flow,简称NLF)利用有效的顺压分布延缓转捩发生,在很多方面比LFC技术更占优势,但在三维带大后掠机翼中存在CF不稳定性(Cross Flow Instability)和接触线不稳定性^[1-2];混合层流流动控制技术(Hybrid Laminar Flow Control,简称HLFC)则综合了LFC和NLF技术的优点,可有效抑制CF波扰动增长,延长层流段的长度^[6-7]。

国内外对层流技术的研究文献已有很多。乔志德^[8]首次提出了利用弱激波形成足够顺压梯度的自然层流超临界翼型设计思想,并将设计的翼型通过试验进行了验证;杨青真等^[9]研究了雷诺数对超临界层流机翼的影响,分析了在高空无人机使用自然层流技术的可能性;邓磊等^[10]、何君奎等^[11]和黄江涛等^[12]分别采用多目标反设计方法、遗传算法、Delaunay图映射与FFD参数化方法等进行了层流翼型优化设计研究;国外的Jae M. Lee等^[1]、Karim Mazaheri等^[13]分别采用多学科优化方法、改进的遗传算法等进行了自然层流翼型及机翼设计技术研究;R. Fauci等^[14]对自行设计的跨声速层流机翼进行了风洞试验验证,机翼表面层流范围可达当地弦长的60%~70%;Mujeeb Malik等^[3]发现“湾流”III飞机加装自然层流翼套后,高雷诺数下可推迟转捩20%;NASA的亚音速固定翼飞机项目^[15]表明,在使用层流机翼的前提下,采用先进高升力前缘的巡航升力要远高于传统的克鲁格襟翼。

上述研究多数集中在层流翼型及层流机翼的设计与试验,以及采用层流技术以后所产生的效应。本文从另一方向考虑,针对某民用飞机翼身组合体构型,通过控制机翼上下表面的层流段长度,利用数值模拟方法来分析因此所带来的减阻收益,从而直观地了解机翼表面层流保持长度对阻力的影响,可为层流飞机的气动力设计提供参考。

1 数值方法及模型

1.1 数值方法验证

本文采用基于三维积分形式的雷诺平均N-S方程:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint Q dV + \iint f \cdot n dS = 0 \quad (1)$$

式中: V 为控制体体积; S 为控制体表面积; Q 为守恒量; f 为通过表面 S 的无粘通量和粘性通量之和; n 为控制体表面 S 的外法向单位矢量。

以有限体积法构造空间半离散格式,无粘通量项采用三阶Roe迎风差分格式离散,粘性通量项采用中心差分格式离散,利用多重网格技术加速收敛。

为了验证计算方法的准确性,首先对DLR-F4标模进行计算,并且与试验数据结果^[16-17]进行对比,其中计算马赫数为0.75,计算雷诺数为 3.0×10^6 ,迎角范围为 $-3^\circ \sim 2^\circ$,参考弦长为0.1412 m。

计算和试验的极曲线对比如图1所示,升力系数为0.5时机翼剖面的压力系数分布比较如图2所示,其中“CAL”为计算结果,其他三个为对应风洞的试验结果,可以看出计算结果与试验结果符合性较好,表明本文所使用的计算方法可靠、结果可信。

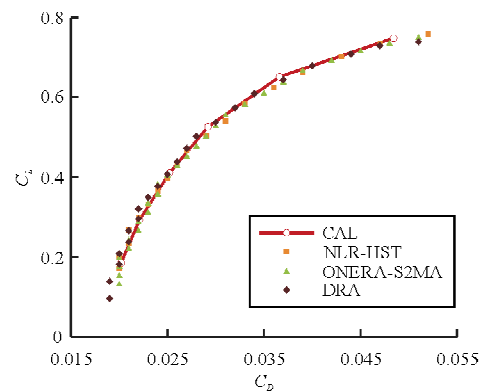
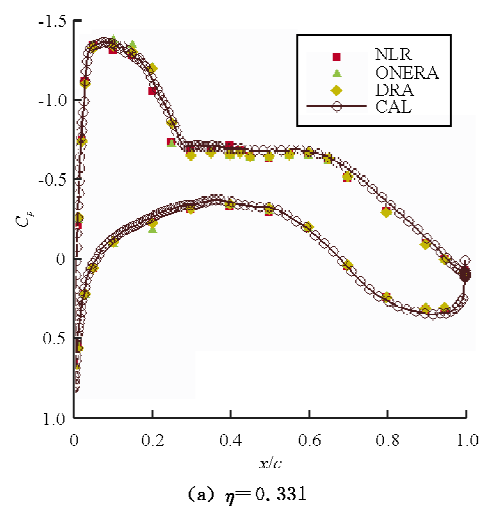
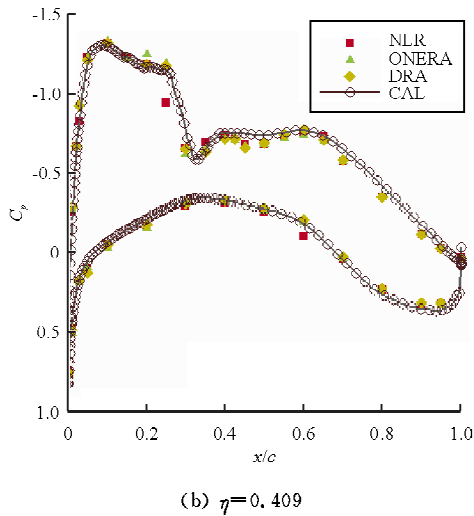


图1 DLR-F4极曲线

Fig. 1 Polar curves of DLR-F4



图2 DLR-F4 压力系数分布($C_L=0.5$)Fig. 2 Pressure coefficient distribution of DLR-F4 ($C_L=0.5$)

1.2 数值模型

本文采用平面形状为带后缘拐折的小后掠角大展弦比梯形机翼,使用层流翼型,机翼前缘后掠角为 17.5° ,展弦比为10.5,针对翼身组合体构型进行机翼表面层流段长度对减阻量影响的数值模拟研究。

翼身组合体网格示意图如图3所示,网格生成采用ICEM CFD软件完成,网格量为 9.0×10^6 ,机翼上、下翼面网格布置根据当地弦长的百分比划分,分别在7%、15%、20%、30%和40%处进行分块设置,以便设置所需层流范围区域。

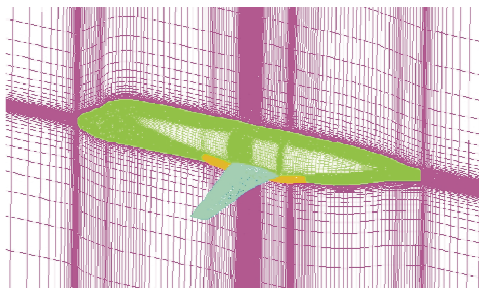


图3 翼身组合体构型及网格

Fig. 3 Wing-body model and mesh

各计算状态采用同一套网格,通过程序指令实现层流段长度的控制,不考虑网格等因素的影响,使得层流段长度为主要影响参数,保证研究结果的

准确性和可靠性。

2 计算结果分析

2.1 气动力特性

计算马赫数为0.75,雷诺数分别为 1.0×10^7 和 1.8×10^7 ,采用SA湍流模型,机翼表面层流区域范围按照机翼网格划分情况分别设定为机翼当地弦长的7%、15%、20%、30%和40%,并与全湍流状态进行比较分析。

固定升力系数为0.45时不同层流段长度下的飞机阻力系数比较如表1所示。

表1 阻力系数比较($C_L=0.45$)Table 1 Comparison of drag coefficient($C_L=0.45$)

Re	流动状态	C_D
1.0×10^7	全湍流	0.024 2
	7%层流	0.024 0
	15%层流	0.023 5
	20%层流	0.023 1
	30%层流	0.022 3
	40%层流	0.021 5
1.8×10^7	全湍流	0.023 0
	7%层流	0.022 8
	15%层流	0.022 3
	20%层流	0.021 9
	30%层流	0.021 2
	40%层流	0.020 5

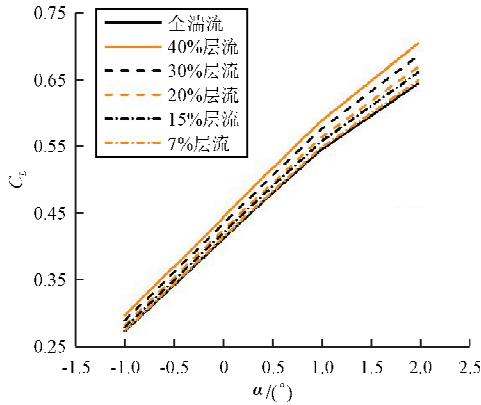
从表1可以看出:全湍流情况下雷诺数为 1.0×10^7 时的阻力系数为0.0242;当保持层流段长度为15%时,可减阻2.89%;当保持层流段长度为20%时,可减阻4.55%;当保持层流段长度为30%时,可减阻7.85%;而当保持层流段长度为40%时,可减阻11.16%。

同时,从表1可以看出:全湍流情况下雷诺数为 1.8×10^7 时的阻力系数为0.0230;当保持层流段长度为15%时,可减阻3.04%;当保持层流段长度为20%时,可减阻4.78%;当保持层流段长度为30%时,可减阻7.83%;而当保持层流段长度为40%时,可减阻10.87%。

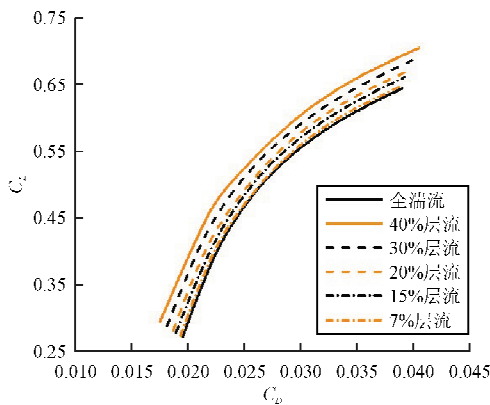
据此推算,当机翼表面层流段长度控制在

50%时,两个雷诺数下的减阻量可达到 15%左右。

两个雷诺数下不同层流段长度时的升力系数曲线和升阻极曲线比较如图 4~图 5 所示。



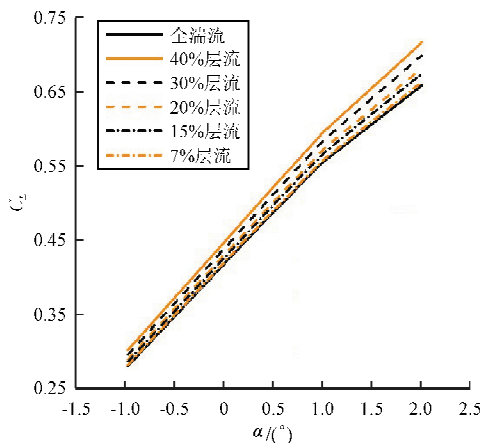
(a) 升力系数曲线



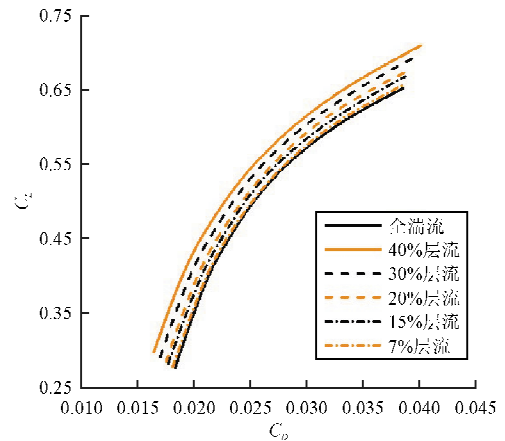
(b) 升阻极曲线

图 4 不同层流段长度气动力变化曲线($Re=1.0 \times 10^7$)

Fig. 4 Effect of laminar flow extent on aerodynamic performances($Re=1.0 \times 10^7$)



(a) 升力系数曲线



(b) 升阻极曲线

图 5 不同层流段长度气动力变化曲线($Re=1.8 \times 10^7$)

Fig. 5 Effect of laminar flow extent on aerodynamic performances($Re=1.8 \times 10^7$)

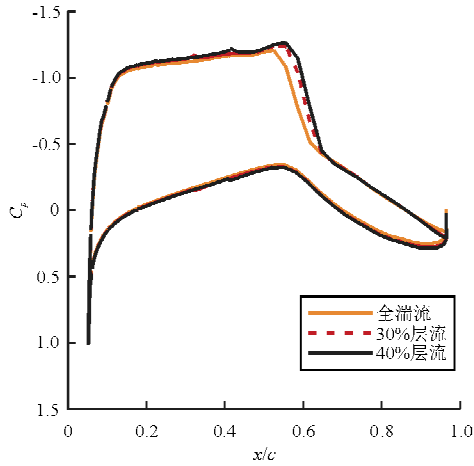
从图 4~图 5 可以看出:随着层流段长度的增加,同迎角下的升力系数、升阻比增加,同升力系数下的阻力系数逐渐减小;升力系数为 0.45 时,雷诺数为 1.0×10^7 下 7%层流段长度时升阻比比全湍流时增加了 0.83%,15%层流段长度时升阻比增加了 2.98%,20%层流段长度时升阻比增加了 4.76%,30%层流段长度时升阻比增加了 8.52%,40%层流段长度时升阻比增加了 12.35%;雷诺数为 1.8×10^7 下 7%层流段长度时升阻比比全湍流时增加了 0.92%,15%层流段长度时升阻比增加了 2.96%;20%层流段长度时升阻比增加了 4.84%,30%层流区长度时升阻比增加了 8.30%,40%层流段长度时升阻比增加了 12.27%。

综上所述,随着机翼表面层流段长度的增加,飞机阻力减小量逐渐增加,升阻比逐渐增大,且层流段长度大于 30%在较小雷诺数时具有更大的减阻收益。

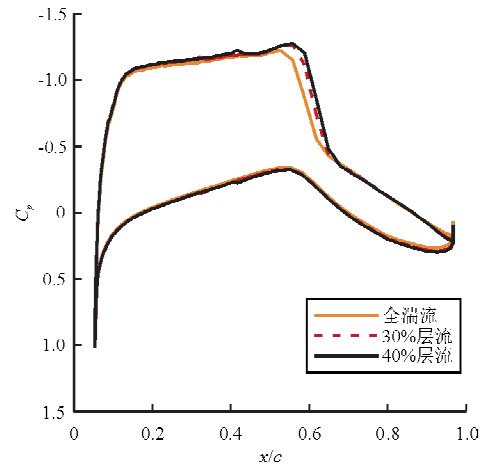
2.2 流场特性

截取机翼展向剖面位置 $y/b=60%$ 处,比较全湍流、机翼表面层流段长度 30%和 40%三种流动形态下该剖面的压力系数分布,如图 6 所示。施加层流控制后,层流机翼上表面顺压梯度范围延长,激波位置延后;下表面的压力分布变化则不是特别明显。

雷诺数 1.0×10^7 和 1.8×10^7 、迎角为 1° 时,全湍流状态以及机翼表面层流段长度分别为 30% 和 40% 时的表面压力分布云图和表面摩擦阻力系数分布云图,如图 7~图 8 所示。



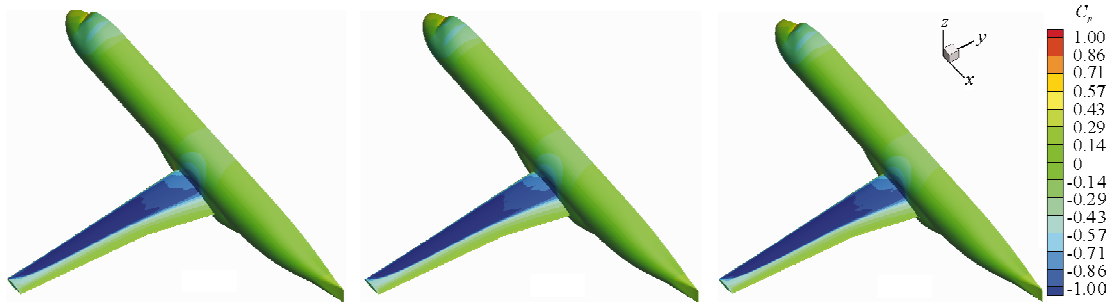
(a) $Re=1.0 \times 10^7$



(b) $Re=1.8 \times 10^7$

图 6 全湍流与 30% 和 40% 层流区机翼展向剖面 $y/b=60\%$ 处压力系数分布对比 ($\alpha=1^\circ$)

Fig. 6 Comparison of pressure distribution at $y/b=60\%$ position of the wing on laminar flow extent ($\alpha=1^\circ$)

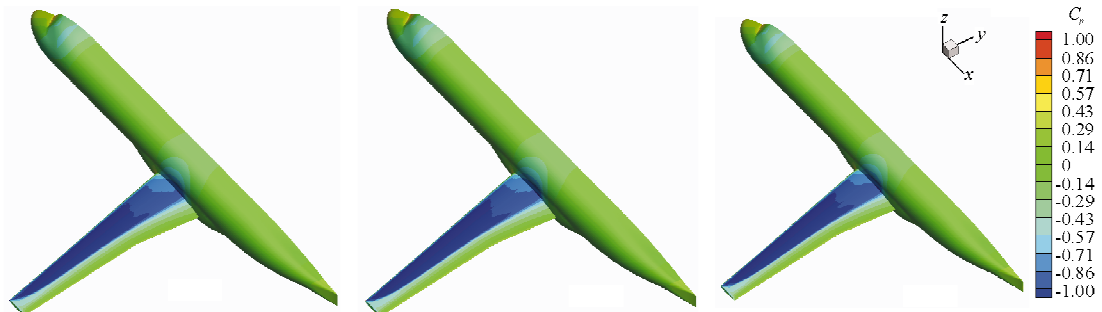


(a1) 全湍流

(a2) 30% 层流

(a3) 40% 层流

(a) $Re=1.0 \times 10^7$



(b1) 全湍流

(b2) 30% 层流

(b3) 40% 层流

(b) $Re=1.8 \times 10^7$

图 7 各流态表面压力系数分布比较 ($\alpha=1^\circ$)

Fig. 7 Comparison of surface pressure coefficient distribution on laminar flow extent ($\alpha=1^\circ$)

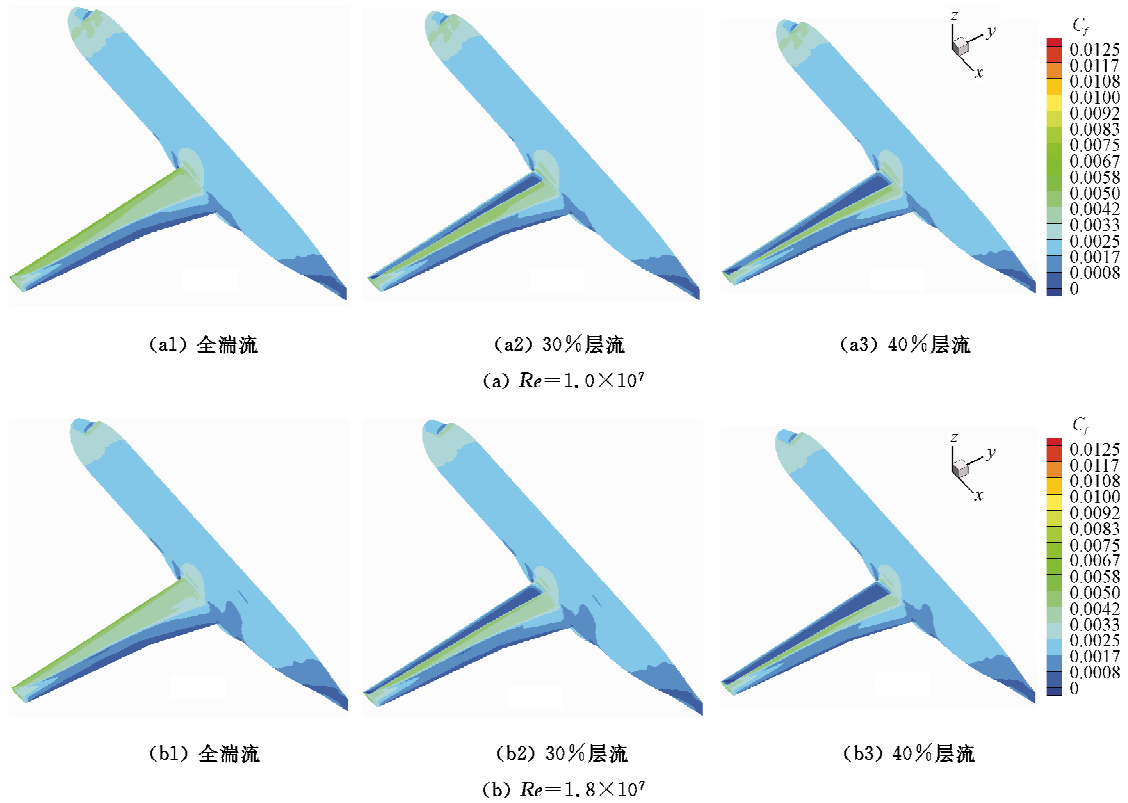


图 8 不同层流长度各流态表面摩擦阻力系数云图示意($\alpha=1^\circ$)

Fig. 8 Comparison of frictional drag coefficient distribution on laminar flow extent($\alpha=1^\circ$)

从图 7~图 8 可以看出:不同的层流控制范围,对表面压力系数分布和摩擦阻力系数分布的影响明显不同。

$y/b=60\%$ 处全湍流、机翼层流段长度 30%和 40%三种流动形态下摩擦阻力系数分布情况如图 9 所示。

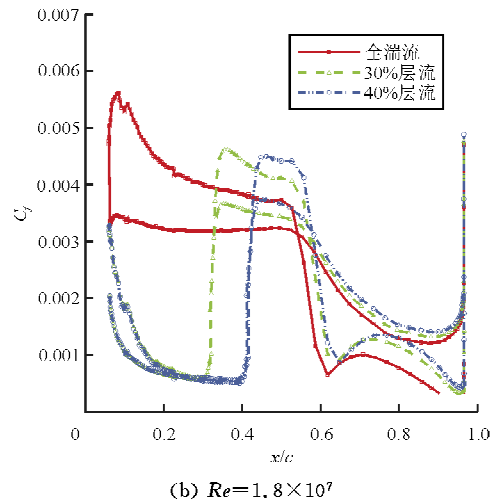
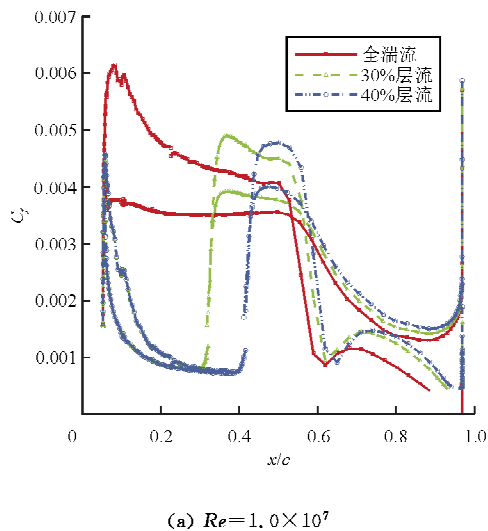


图 9 全湍流与 30%、40%层流区机翼展向剖面 $y/b=60\%$ 处摩擦阻力系数比较($\alpha=1^\circ$)

Fig. 9 Comparison of frictional drag coefficient at $y/b=60\%$ position of the wing on laminar flow extent($\alpha=1^\circ$)

从图 9 可以看出:相比于全湍流状态,对应于机翼表面层流段长度的控制范围,机翼前半部上下翼面的摩擦阻力系数均有明显下降,这与图 8 中摩擦阻力系数云图的分布规律是一致的。同时从图 9 可

以看出,在较小雷诺数时表面摩擦阻力系数更大。

3 结 论

机翼表面层流段长度不同,飞机减阻效果不同。层流段长度的增加可有效减小摩擦阻力系数,当层流段长度保持在40%时,飞机的减阻量可以达到11.0%左右,且在较小雷诺数时层流段长度的增加具有更大的减阻收益。

虽然目前民用飞机设计中,只有包括本田HA-420商务喷气机在内的中小型飞机以及波音787成功利用了层流技术,但是关于该技术的研究包含飞行试验在内却从未中断,相信随着现代工业以及材料、机械等学科技术的发展,层流技术的使用将更加完善,将会带来更大的经济效益。

参考文献

- [1] Jae M Lee, Daniel P Schrage, Dimitri N Mavris. Probabilistic inverse aerodynamic design and stability analysis response surface methodology for natural laminar flow wings from an aircraft system design point of view[C]. AIAA-2003-3789, 2003.
- [2] 朱自强, 吴宗成, 丁举春. 层流流动控制技术及应用[J]. 航空学报, 2011, 32(5): 765-784.
Zhu Ziqiang, Wu Zongcheng, Ding Juchun. Laminar flow control technology and application[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(5): 765-784. (in Chinese)
- [3] Mujeeb Malik, Wei Liao, Fei Li, Meelan Choudhari. DRE-enhanced swept-wing natural laminar flow at high reynolds numbers[C]. AIAA-2013-0412, 2013.
- [4] Richard L Campbell, Matthew L Campbell. Thomas streit progress toward efficient laminar flow analysis and design [R]. AIAA-2011-3527, 2011.
- [5] Ramy Rashad, David W Zingg. Toward high-fidelity aerodynamic shape optimization for natural laminar flow[R]. AIAA-2013-2583, 2013.
- [6] 李权, 段卓毅, 张彦军, 等. 民用飞机自然层流机翼研究进展[J]. 航空工程进展, 2013, 4(4): 399-406.
Li Quan, Duan Zhuoyi, Zhang Yanjun, et al. Progress in research on natural laminar wing for civil aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2013, 4(4): 399-406. (in Chinese)
- [7] 王菲, 额日其太, 王强, 等. 基于升华法的后掠翼混合层流控制研究[J]. 实验流体力学, 2010, 24(3): 54-58.
Wang Fei, Eriqitai, Wang Qiang, et al. Investigation of HLFC on swept wing based on sublimation technique[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2010, 24(3): 54-58. (in Chinese)
- [8] 乔志德. 自然层流超临界翼型的设计研究[J]. 流体力学实验与测量, 1998, 12(4): 23-30.
Qiao Zhide. Design of supercritical airfoils with natural laminar flow[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 1998, 12(4): 23-30. (in Chinese)
- [9] 杨青真, 张仲寅. 超临界层流机翼边界层及气动特性分析[J]. 航空学报, 2004, 25(5): 438-442.
Yang Qingzhen, Zhang Zhongyin. Analysis of the boundary layer and aerodynamic characteristics of a supercritical laminar wing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2004, 25(5): 438-442. (in Chinese)
- [10] 邓磊, 乔志德, 熊俊涛, 等. 多目标自然层流翼型反设计方法[J]. 航空学报, 2010, 31(7): 1373-1378.
Deng Lei, Qiao Zhide, Xiong Juntao, et al. Multi-objective inverse design of natural laminar flow airfoils[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(7): 1373-1378. (in Chinese)
- [11] 何君奎, 白俊强, 朱军. 基于遗传算法及转捩模型的层流翼型优化设计研究[J]. 航空计算技术, 2010, 40(3): 44-47.
He Junkui, Bai Junqiang, Zhu Jun. Optimization design of laminar flow airfoil based on genetic algorithm and transition model[J]. Aeronautical Computing Technique, 2010, 40(3): 44-47. (in Chinese)
- [12] 黄江涛, 高正红, 白俊强, 等. 应用 Delaunay 图映射与 FFD 技术的层流翼型气动优化设计[J]. 航空学报, 2012, 33(10): 1817-1826.
Huang Jiangtao, Gao Zhenghong, Bai Junqiang, et al. Laminar airfoil aerodynamic optimization design based on Delaunay graph mapping and FFD technique [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(10): 1817-1826. (in Chinese)
- [13] Karim Mazaheri, Peyman Khayatizadeh, Shervin Taghavi Nezhad. Laminar airfoil shape optimization using an improved genetic algorithm[C]. AIAA-2008-913, 2008.
- [14] Fauci R, Nicoli A, Imperatore B, et al. Wind tunnel tests of a transonic natural laminar flow wing[C]. AIAA-2006-3638, 2006.
- [15] Michelle M Bright, Andrea Korntheuer, Steve Komadina, et al. Development of advanced high lift leading edge technology for laminar flow wings[C]. AIAA-2013-0211, 2013.
- [16] Advisory Group for Aerospace Research and Development. A selection of experimental test cases for the validation of CFD codes[R]. AGARD-AR-303, 1994.
- [17] David W Levy, Tom Zickuhr, John Vassberg, et al. Summary of data from the first AIAA CFD drag prediction workshop[R]. AIAA-2002-0841, 2002.

作者简介:

马玉敏(1984—),男,硕士,工程师。主要研究方向:气动设计分析及计算。

张彦军(1980—),男,工程师。主要研究方向:气动设计。

(编辑:赵毓梅)