基于转捩模型的低雷诺数翼型优化设计研究

王科雷[1,2], 祝小平[2], 周洲[1,2], 许晓平[1,2]

(1.西北工业大学 航空学院,西安 710072; 2.西北工业大学 无人机特种技术重点实验室,西安 710065)

摘 要:以微小型无人机翼型研究为背景,开展了低雷诺数翼型的气动特性及优化设计研究。首先采用求解雷诺平均 N-S 方程的有限体积法,对典型低雷诺数下 NACA0012 翼型标模进行数值模拟,对比分析了 SA、SST k-ω 湍流模型、低雷诺数修正 SST k-ω 模型以及 k-k_L-ω 转捩模型的适用性和准确性。然后通过对低雷诺数下 NACA0012 翼型表面流场结构和流动特征的详细分析,提出了基于控制流动转捩位置改善翼型上边界层形态的低雷诺数翼型设计思想。最终基于转捩模型对 SD7037 翼型进行了多目标优化设计,设计结果表明优化后翼型气动性能得到了较大改善,最大升阻比可以提高约 58.23%,在 0°迎角下翼型上表面层流区域面积增大约 26.8%,在 4°迎角下翼型上表面流动转捩位置前移约 0.15 倍弦长,下游流动亦由优化前完全分离状态改变为实现流动再附,进一步验证了低雷诺数翼型设计思路的可靠性与可行性。

关 键 词:微小型无人机;低雷诺数;转捩模型;边界层;流场结构;流动特征;多目标优化设计
中图分类号:V211 **文献标志码**:A **文章编号**:1000-2758(2015)04-0580-08

自 1992 年以来,微小型无人机的设计和发展得到了越来越多的关注[1],在侦察监视、通讯中继、灾情防护、物质探测等军事及民事应用中均展现出广阔前景。微小型无人机的低速、小尺度决定了其飞行雷诺数处于航空领域中 $Re=10^4\sim10^6$ 的低雷诺数范围,制约微小型飞行器发展的因素很多,主要可以归纳为以下几个方面:①低雷诺数高升阻比气动设计与增升措施;②控制问题:包括飞行稳定性、抗阵风干扰以及微型化导航和控制系统;③动力、能源以及高效推进技术;④结构重量和微型化任务载荷。目前最为关键的技术瓶颈是低雷诺数空气动力学技术[2]。

低雷诺数条件下,黏性效应对翼型或机翼气动力影响较大,主要体现为层流分离泡现象[3]的出现,在设计和分析过程中必须重视。Windte 等人[4]使用雷诺平均 N-S 方程(RANS)方法对翼型 SD7003 绕流进行了研究,并与 Xfoil 及实验结果进行对比,指出 Xfoil 预估层流分离泡过薄的不足,分析了自由分离剪切层 K-H 扰动的不稳定性。王科雷等人[5]则基于某高空低速太阳能无人机低雷诺数翼型,对不同雷诺数下的翼型绕流流场结构发展变化及其流动机理进行了研究。

前人所进行的相关理论及实验研究均表示直接数值模拟和大涡模拟方法由于包含了更多的物理机制并能捕捉更多的流动尺度,在转捩预测方面具有明显优势,但受计算机技术的限制,并不适用于工程设计。而 RANS 方法简单有效,可以为完全层流和湍流提供足够精确的结果,但对于低雷诺数转捩流动数值模拟仍具有精准度问题,其中层流分离泡和转捩位置的预测更是两大难题,而湍流模型的可靠性及通用性也有待验证。Rumsey 和 Spalart[6]通过对比分析阐述了几种常用湍流模型各自的局限性。符松和王亮[7]则指出传统湍流模型及基于黏性层次的低雷诺数修正模式对于转捩流动的预测存在一定的巧合性,而含有更丰富物理背景的基于局部变量的转捩模式将是发展方向。显然地,能准确预估分离泡的发生和发展对于高效低雷诺数翼型设计非常重要。

而在低雷诺数翼型设计方面,传统的方法是尽量在翼面上保持附着层流流动,使之不产生分离流。

收稿日期:2015-03-10 **基金项目**:国家高技术(2013AA7052002)与国家自然科学基金(11302178)资助
作者简介:王科雷(1991—),西北工业大学博士研究生,主要从事飞行器总体设计及气动布局设计研究。

但对于厚度较大的翼型(6%及以上)而言,在 $3.0\times10^4<Re<7.0\times10^4$ 的飞行雷诺数范围内,翼型表面层流分离往往难以避免,此时仅保持最大限度附着层流的设计思想将不再适用。

针对上述问题,本文以 NACA0012 翼型为研究对象,首先结合相关实验结果对比分析了 SA 模型,SST k-ω 模型,经验修正 SST k-ω 模型以及 k-k_L-ω 转捩模型预估翼型表面边界层形态的能力;然后对不同雷诺数下的翼型表面流场结构特征进行了对比分析;最后提出适合微小型无人机应用雷诺数范围的低雷诺数翼型设计思想,并进一步通过优化算例对该思想进行了验证。

1　数值研究方法

1.1　湍流模型

本文针对 4 种湍流模型的适用性进行了对比分析,其中 SA 和 SST k-ω 湍流模型是工程上应用最广泛的 2 种湍流模型。而考虑到低雷诺数转捩流动特征,本文又采用低雷诺数修正 SST k-ω 模型和 k-k_L-ω 转捩模型。下面将分别简要介绍这 4 种湍流模型。

1) SA 湍流模型

SA 模型从经验和量纲分析出发,只需求解一个涡黏性相关量的输运方程,构造简单,鲁棒性好,对壁面网格质量依赖小[8]。

2) SST k-ω 湍流模型

SST k-ω 模型是一种得到广泛应用的两方程混合模型,它在近壁面区域保留了原始 k-ω 模型,在远离壁面的纯湍流区域使用标准 k-ε 模型计算,鲁棒性好。其 k 方程和 ω 方程可以写为[9]:

$$\mu_t=\frac{\rho a_1 k}{\max(a_1\omega;\Omega F_2)} \tag{1}$$

$$\frac{D\rho k}{Dt}=\frac{\partial}{\partial x_j}\left[(\mu+\sigma_k\mu_t)\frac{\partial k}{\partial x_j}\right]+\tau_{ij}\frac{\partial u_i}{\partial x_j}-\beta^*\rho\omega k \tag{2}$$

$$\frac{D\rho\omega}{Dt}=\frac{\partial}{\partial x_j}\left[(\mu+\sigma_\omega\mu_t)\frac{\partial\omega}{\partial x_j}\right]+\frac{\rho\gamma}{\mu_t}\tau_{ij}\frac{\partial u_i}{\partial x_j}-\beta\rho\omega^2+2(1-F_1)\rho\sigma_{\omega2}\frac{1}{\omega}\frac{\partial K}{\partial x_j}\frac{\partial\omega}{\partial x_j} \tag{3}$$

3) 低雷诺数修正 SST k-ω 湍流模型

低雷诺数湍流模式及其修正形式已成为解决工程实际中有壁面约束复杂湍流问题的有效方法,它既适用于充分发展的湍流流动,又适用于黏性效应起重要作用的近壁流动。它是以低雷诺数涡黏性模式中的阻尼函数来模拟转捩过程,具有较广的适用性[10]。低雷诺数修正 SST k-ω 湍流模型是将 k-ω 方程涡黏性系数 $\mu_t=\alpha^*\rho\kappa/\omega$ 中模式系数 α^* 构造为:

$$\alpha^*=\alpha_\infty^*\left(\frac{\alpha_0^*+\frac{Re_t}{R_k}}{1+\frac{Re_t}{R_k}}\right) \tag{4}$$

式中,$Re_t=\rho\kappa/\mu\omega$ 表示湍流雷诺数。

4) k-k_L-ω 转捩模型

k-k_L-ω 转捩模型是基于层流动能方程的涡黏性模型,它使用一个输运方程来描述转捩前层流流动中的速度波动动能(层流动能 k_L),与湍流动能 k_T 和比耗散率结合 ω,构成一个三方程输运方程组[11]:

$$\frac{\mathrm{d}k_T}{\mathrm{d}t}=P_{k_T}+R+R_{NAT}-\omega k_T-D_T+\frac{\partial}{\partial x_j}\left[\left(v+\frac{\alpha_T}{\alpha_k}\right)\frac{\partial k_T}{\partial x_j}\right] \tag{5}$$

$$\frac{\mathrm{d}k_L}{\mathrm{d}t}=P_{k_L}-R-R_{NAT}-D_L+\frac{\partial}{\partial x_j}\left(v\frac{\partial k_L}{\partial x_j}\right) \tag{6}$$

$$\frac{\mathrm{d}\omega}{\mathrm{d}t}=C_{\omega1}\frac{\omega}{k_T}P_{k_T}+\left(\frac{C_{\omega R}}{f_W}-1\right)\frac{\omega}{k_T}(R+R_{NAT})-C_{\omega2}\omega^2+C_{\omega3}f_\omega\alpha_T f_W^2\frac{\sqrt{k_T}}{d^3}+\frac{\partial}{\partial x_j}\left[\left(v+\frac{\alpha_T}{\alpha_\omega}\right)\frac{\partial\omega}{\partial X_j}\right] \tag{7}$$

1.2　数值方法

数值求解采用二维雷诺平均 N-S 方程的有限体积方法;控制方程中对流通量项采用二阶精度 Roe 迎风格式离散;黏性通量项采用中心差分格式离散;时间离散采用隐式 LU-SGS 方法。

2　数值计算结果及分析

2.1　湍流模型对比分析

以 NACA0012 翼型为研究对象,在不同的实验雷诺数[11-12]下,使用上述 4 种模型对该翼型绕流流场进行数值模拟和对比分析。计算网格采用 O 型结构化网格,计算域远场为 30 倍弦长。图 1 为各计算状态下 NACA0012 翼型的计算及实验压力分布对比。

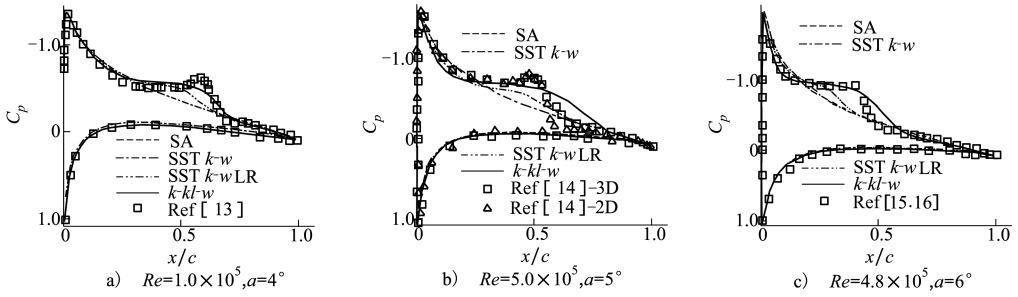


图 1 NACA0012 翼型压力分布对比

可以看出,在计算雷诺数下,SA 及 SST k-ω 湍流模型计算压力分布不存在压力平台区域,与实验不符。这是因为 SA 及 SST k-ω 湍流模型主要考虑的是全湍区域,在转捩区一般会高估涡粘性,使得转捩位置的预测比实际提前,抑制下游流动分离的发生,从而在翼型上表面压力分布中观察不到代表层流分离泡的压力平台。

而低雷诺数修正 SST k-ω 模型使用了 k-ω(湍动能-单位耗散率)的数值特性,并无任何物理背景。而其对于阻尼函数的构造准则也仅仅是模拟了黏性次层,并没有考虑到流动转捩的物理机制。因此可以看到这种模式对于转捩起始位置的预测总会提前,且捕捉到的层流分离泡过短,适用范围窄。

k-k_L-ω 转捩模型是近几年研究者们[17-19]新发展的基于局部变量构造的新型模式。通过“层流动能”来控制并预测转捩的开始和发展,避免使用含有来流湍流度的经验公式,并引入“分裂机制”来描述层流与湍流之间的相互作用,从而在雷诺应力中加入了扰动影响,具有一定的物理内涵。因此可以明显看到 k-k_L-ω 转捩模型捕捉到的分离泡区域压力值与实验值符合良好,转捩位置预测相对最为精准,虽然转捩后翼型表面流动发展略显缓慢,流动再附位置预测靠后,捕捉到的层流分离泡稍长,但总体上来说该模型表现突出且很有发展潜力。

通过上述对比研究可以看出,使用 k-k_L-ω 转捩模型可以相对准确地捕捉观察到翼型表面复杂流动现象及特征,转捩位置及分离泡预测能力及精度相对较高,在低雷诺数转捩流动数值求解中适用性较好。

2.2 低雷诺数流动特征探析

随着雷诺数的降低,翼型的气动性能会因边界层发生分离而急剧恶化[5]。以 $Re=5.0\times10^4$ 时 NACA0012 翼型边界层结构为例说明,低雷诺数条件下,在翼型上表面强逆压梯度的作用下,层流流动常常会发生分离及转捩,而转捩后湍流会向剪切层内带入较大的动量及能量交换。若该湍流可以克服逆压梯度的影响,则下游流动将再附于翼型表面,形成一个封闭的“分离-转捩-再附”结构的层流分离泡,如图 2b)所示 8°迎角下翼型表面流场结构;否则,翼型表面流场将始终保持分离流动,如图 2a)所示 4°迎角下翼型表面流场结构。其中方块代表层流分离,椭圆代表流动转捩,圆圈代表流动再附(下同)。这种翼型表面流动的完全分离状态及层流分离泡结构对翼型气动性能均有着显著影响。

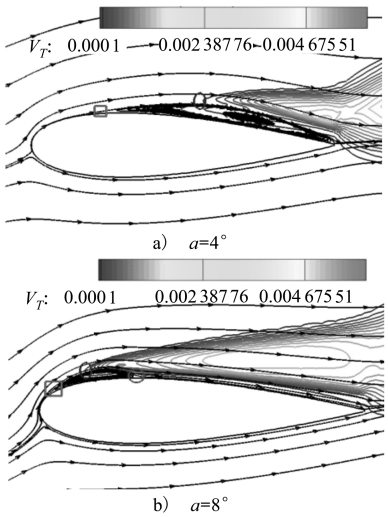


图 2 NACA0012 翼型流场结构示意

表 1 为 NACA0012 翼型在雷诺数为 5.0×10^4、1.0×10^5 以及 2.5×10^5 时不同迎角下的表面流动分离、转捩及再附位置随雷诺数及迎角变化对比,表中“/”表示该流动特征未发生。

表 1　NACA0012 流动特征位置对比

Reynolds Number	α/(°)	Separation	Transition	Reattachment
5.0×10^4	0	0.68	/	/
	4	0.22	0.61	/
	8	0.025	0.16	0.41
1.0×10^5	0	0.635	/	/
	4	0.2	0.55	0.738
	8	0.02	0.11	0.2
2.5×10^5	0	0.58	0.875	/
	4	0.2	0.465	0.52
	8	0.0175	0.065	0.1

可以看出,随着迎角增大,各雷诺数下的 NACA0012 翼型表面流场发展趋势较为一致,均由完全分离状态发展为层流分离泡结构,且该分离泡不断变小并向逐渐前缘移动。而在相同迎角下,随着雷诺数增大,翼型表面流场层流分离位置变化相对较小,流动转捩位置显著前移,这使得转捩后湍动能可以得到充分发展,促使分离流尽早再附,分离泡长度大大减小。

3　低雷诺数翼型优化设计研究

3.1　设计思想研究

通过上文研究可以看出,在低雷诺数条件下,翼型上边界层形态是决定气动特性优劣的关键因素。对于本文 $Re=6.0\times10^4$ 的设计状态,翼型表面流动极易发生分离,此时流动转捩位置将主要影响翼型上边界层形态,决定其为流动完全分离状态抑或是形成层流分离泡结构,以及分离泡的大小,从而决定翼型气动性能。

因此在设计过程中,需要通过控制上表面曲率发展,尽量在小角度扩大层流区域范围。而当流动分离不可避免时,应控制压力恢复段的曲率变化,在自由剪切层发生分离后,促使流动尽快转捩,同时使压力恢复段逆压梯度更为缓和,从而实现流动再附,生成对气动特性更有利的层流分离泡结构,尽量避免流动完全分离状态产生。

3.2　优化流程

结合实际需要,确定优化设计框架。优化方法的简略框架如图 3 所示。优化方法流程可以概括为以下部分:① 设计准则的确定;② 将几何参数设计问题表述为优化问题;③ 应用遗传算法进行优化;④ 按改进策略进行数值模拟;⑤ 验证分析优化设计构型,为实际应用提供参考。

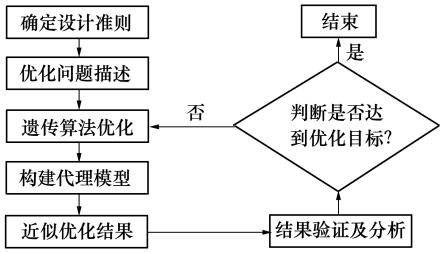


图 3　优化方法框架

开展翼型优化问题的表达,首先要对翼型几何外形进行参数化,本文采用改进的解析形状函数法[20]对 SD7037 翼型进行参数化建模,在建模过程中,依据经验主要对翼型上表面压力恢复段的曲率变化进行了严格意义上的控制,以期能改善翼型表面逆压梯度强度分布从而促使分离流转捩后能尽快实现再附。另外,在优化过程中,本文采用了稳健的 Kriging 代理模型[21]以提高优化效率,而在代理模型的建立过程中又引入更新和多轮优化思想。也就是说,在应用初始化后的代理模型进行一轮优化后,选取表现优异的点加入代理模型的样本点集,然后更新代理模型,进行误差分析,并重新开始新一轮优化。这种反复更新代理模型的方法可以逐步提升代理模型精度并挖掘优化设计潜力。图 4 为优化方法的改进策略流程图。

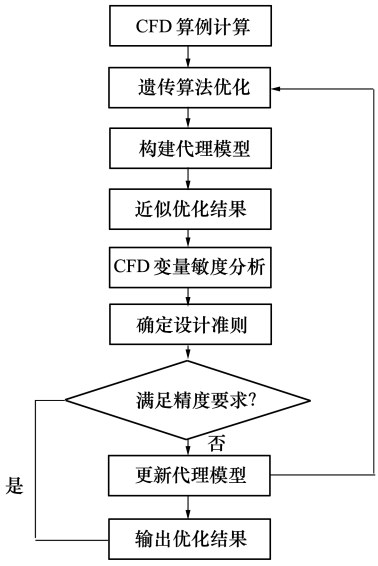


图 4　优化方法的改进策略流程

最后,本文采用多目标进化算法为搜索器进行优化。进化算法根据生物学中遗传与进化的原理,仿效基因、染色体等物质表达方式,遵循达尔文“物竞天择,适者生存”的选择机理,使随机生成的初始解通过复制、交叉和变异等遗传操作不断得到迭代进化,并逐步逼近最优解,它的鲁棒性强,通用性好,搜索能力强[22]。

3.3 优化结果

本文以 $Re=6.0\times10^4$ 为设计雷诺数,同时兼顾 $\alpha=0°$(权重系数 0.3)、$\alpha=4°$(权重系数 0.7)的气动性能,以翼型升阻比最大、层流分离泡最小为目标进行优化,在优化过程中翼型表面边界层内流动转捩位置及分离泡长度是重点关注对象。将优化后的翼型命名为 SD-M2,优化前后翼型外形对比如图 5 所示。



图 5 翼型优化前后外形对比

可以看出,相比于原始翼型,SD-M2 翼型最大厚度后上表面曲率变化更加缓和,翼型中部厚度明显减小,后半部正弯度增大,后缘厚度亦有所增加。

优化前后翼型气动力参数对比如图 6 所示。

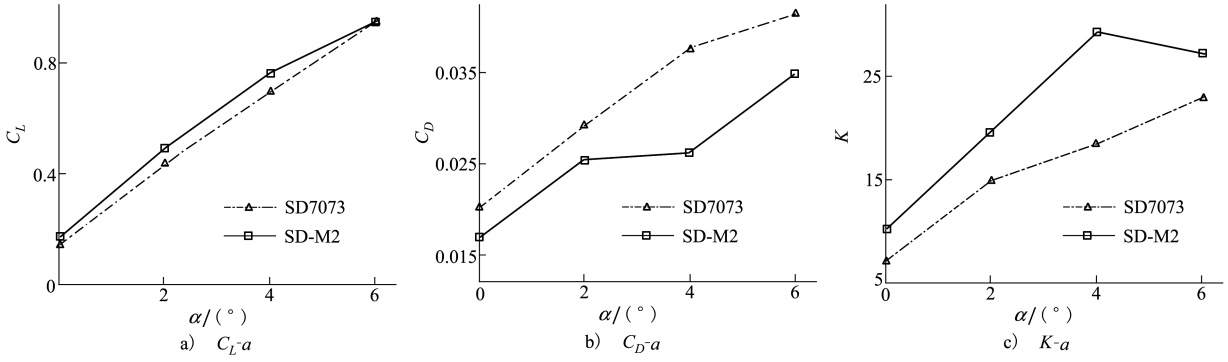


图 6 优化前后气动力参数对比

可以看到,相对于原始翼型,SD-M2 翼型的气动性能显著提升,升力增大而阻力减小:在设计状态 $\alpha=0°$ 和 $\alpha=4°$,SD-M2 翼型的升力系数较之原始翼型分别增大约 21.81% 和 10.02%;阻力系数分别减小约 16.71% 和 30.47%;升阻比分别增大约 46.96% 和 58.23%。而在非设计状态下,翼型升阻比较之原始翼型分别增大约 30.83%($\alpha=2°$)和 18.68%($\alpha=6°$)。

图 7 为优化前后翼型上表面附面层形态,即流动分离(separation)、流动转捩(transition)及流动再附(reattachment)位置对比,图中横坐标 $x/c=1.0$ 表示所述流动特征在翼型弦长内未发生。可以看出,当 $\alpha=0°$ 时,SD-M2 翼型上表面流动分离位置由 $x/c=0.56$ 后移至 $x/c=0.71$,层流区域增大,黏性阻力显著降低;当 α 为 4° 和 6° 时,原始翼型表面流动在分离后始终没有发生再附,而 SD-M2 翼型上表面流动分离与流动转捩位置均不同程度地前移,同时在

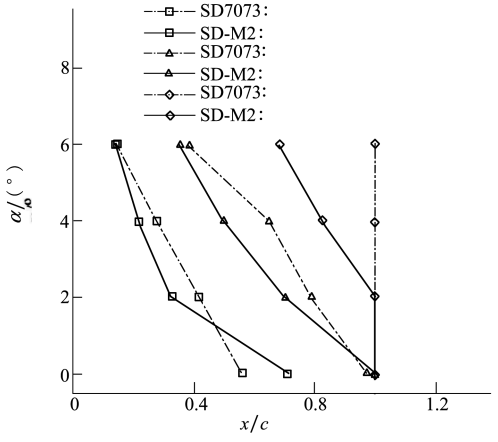
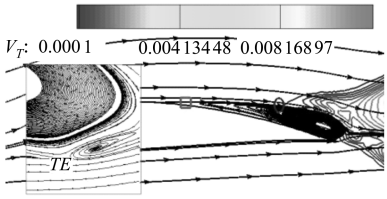


图 7 优化前后翼型上表面流动分离、转捩及再附位置对比

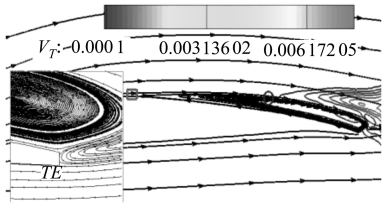
翼型弦长内发生流动再附,分别形成占翼型弦长 73.6% 和 54.0% 的层流分离泡结构,压力损失显著降低,升阻特性得到改善。这表明本文提出的低雷诺数设计思想可以实现,并在改善翼型低雷诺数气

动性能方面可以取得较好的成果。

值得注意的是,当 $\alpha = 2°$ 时,相对于原始翼型,SD-M2 翼型上表面流动分离涡结构显著增长,这会带来黏性阻力的增大。但同时翼型后缘厚度的增加使得后缘压力恢复值相对增大,对应地优化前后翼型后缘涡形态亦发生改变(如图 8 所示),翼型表面的分离涡结构高度相对降低,分离涡变得扁而平,压力损失反而相对减少,翼型总阻力降低。



a) 优化前流场示意



b) 优化后流场示意

图 8　2°迎角优化前后翼型流场结构对比

综合来看,优化后翼型的低雷诺数气动特性获得了较大改善,主要体现为小迎角下翼型上表面附着层流区域的增大,以及较大迎角下翼型上表面边界层内层流分离泡结构的形成,这在一定程度上验证了本文设计思想的可靠性及可行性。

4　结　论

1) 本文对比分析了 SA、SST k-ω、低雷诺数修正 SST k-ω 以及 k-k_L-ω 4 种模型数值模拟低雷诺数复杂流动的能力,其中全湍流模型并不具备模拟低雷诺数层流分离泡结构的能力;经过低雷诺数经验修正的 SST k-ω 模型对流动转捩起始位置的预测总会提前,且捕捉到的层流分离泡过短,适用范围窄;k-k_L-ω 转捩模型最适合于模拟低雷诺数复杂流动,其流动分离及转捩位置预测相对最为精准,但流动再附位置预测靠后,捕捉到的层流分离泡稍长。

2) 在低雷诺数条件下,翼型上表面层流流动易于发生分离,流场将处于流动完全分离状态,或将形成“层流分离-流动转捩-湍流再附”的层流分离泡结构,气动特性也会随之产生不同程度的恶化。此时,翼型上边界层形态将是决定翼型气动特性优劣的关键因素。

3) 在本文 $Re = 6.0\times10^4$ 低雷诺数条件下,翼型设计应在保持尽量大层流区域范围的前提下,促使流动在自由剪切层发生分离后尽快转捩,控制压力恢复段区域使逆压梯度更加缓和,从而实现流动再附,生成对气动特性更有利的层流分离泡,尽量避免流动完全分离状态的产生。

4) 依据本文提出的设计思想对 SD7037 翼型进行优化设计,通过对优化前后气动力参数及翼型表面流场结构形态的对比分析验证了该设计思想的可行性和实用性,具有一定参考价值和指导意义。

参考文献:

[1] Steven A. Palm-Size Spy Plane[J]. Mechanical Engineering, 1998, 11(3): 74-78

[2] 李锋, 白鹏, 石文, 李建华. 微型飞行器低雷诺数空气动力学[J]. 力学进展, 2007, 37(2): 257-268
Li Feng, Bai Peng, Shi Wen, Li Jianhua. Low Reynolds Number Aerodynamics of Micro Air Vehicles[J]. Advances in Mechanics, 2007, 37(2): 257-268 (in Chinese)

[3] Horton H P. Laminar Separation Bubbles in Two- and Three-Dimensional Incompressible Flow[D]. London: University of London, 1968

[4] Windte Jan, Scholz Ulrich, Radespiel Rolf. Validation of the RANS——Simulation of Laminar Separation Bubbles on Airfoils [J]. Aerospace Science and Technology, 2006, 10: 484-494

[5] 王科雷, 周洲, 甘文彪, 等. 太阳能无人机低雷诺数翼型气动特性研究[J]. 西北工业大学学报, 2014, 32(2): 163-168
Wang Kelei, Zhou Zhou, Gan Wenbiao, et.al. Studying Aerodynamic Performance of the Low-Reynolds-Number Airfoil of Solar Energy UAV [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2014, 32(2): 163-168 (in Chinese)

[6] Rumsey C L, Spalart P R. Tirbulence Model Behavior in Low Reynolds Number Regions of Aerodynamic Flow Fields [J]. AIAA Journal, 2009, 47(4): 982-993

[7] 符松, 王亮. 湍流转捩模式研究进展[J]. 力学进展, 2007, 37(3): 409-416
Fu Song, Wang Liang. Progress in Turbulence/Transition Modelling [J]. Advances in Mechanics, 2007, 37(3): 409-416 (in Chinese)

[8] Spalart P R, Allmaras S R. A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows [R]. AIAA-1992-0439

[9] 周宇. 工程湍流模型参数辨识研究[D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心研究生部, 2009
Zhou Yu. The Study of Parameter Estimation for Turbulence Model [D]. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center Graduate School, 2009 (in Chinese)

[10] Patel V C, Rodi W, Scheuerer G. Turbulence Models for Near-Wall and Low Reynolds Number Flows: A Review [J]. AIAA J, 1985, 23(9): 1308-1319

[11] Walters D K, Cokljat D. A Three-Equation Eddy-Viscosity Model for Reynolds-Averaged Navier-Stokes Simulations of Transitional Flows [J]. Journal of Fluids Engineering, 2008, 130(1): 1-14

[12] Joshua N.N., Counsil, Kiari, Gouni, Boulama. Low-Reynolds-Number Aerodynamic Performances of the NACA 0012 and Selig-Donovan 7003 Airfoils [J]. Journal of Aircraft, 2013, 50(1): 204-216

[13] Shan H, Li J, Liu C. Direct Numerical Simulation of Flow Separation Around a NACA0012 Airfoil[J]. Computers and Fluids, 2005, 34(9): 1096-1114

[14] Jones L E. Numerical Studies of the Flow around an Airfoil at Low Reynolds Number[D]. Southamplon, University of Southampton, 2008

[15] Kim D H, Yang J H, Chang J W, et al. Boundary Layer and Near-Wake Measurements of NACA0012 Airfoil at Low Reynolds Numbers[R]. AIAA-2009-1472

[16] Kim D H, Chang J W, Chung J. Low-Reynolds-Number Effect on Aerodynamic Characteristics of a NACA0012 Airfoil[J]. Journal of Aircraft, 2011, 48(4): 1212-1215

[17] Bradshaw P. Turbulence: the Chief Outstanding Difficulty of Our Subject [J]. Exp Fluids, 1994, 16: 203-216

[18] Walters D K, Leylek J H. Impact of Film-Cooling Jets on Turbine Aerodynamic Losses [J]. ASME J Turbomach, 2000, 122: 537-545

[19] Volino R J. A New Model for Free-Stream Turbulence Effects on Boundary Layers[J]. ASME J Turbomach, 1998, 120: 613-620

[20] Hager J O, Eyi S, Leek D. Multi-Point Design of Transonic Airfoils Using Optimization [R]. AIAA-1992-4225

[21] 穆雪峰, 姚卫星. 多学科设计优化中常用代理模型的研究 [J]. 计算力学学报, 2005, 22(5): 608-612
Mu Xuefeng, Yao Weixing. A Survey of Surrogate Models Used in MDO[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2005, 22(5): 608-612 (in Chinese)

[22] 崔逊学. 多目标进化算法及其应用[M]. 北京:国防工业出版社, 2006
Cui Xunxue. Multi-Objective Evolutionary Algorithms and Their Applications[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006 (in Chinese)

Studying Optimization Design of Low Reynolds Number Airfoil Using Transition Model

Wang Kelei[1,2], Zhu Xiaoping[2], Zhou Zhou[1,2], Xu Xiaoping[1,2]

(1.College of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi′an 710072, China
2.Science and Technology on UAV Laboratory, Northwestern Polytechnical University, Xi′an 710065, China)

Abstract: Based on the research of the micro air vehicle (MAV), the aerodynamic performances and optimization design of the low Reynolds number airfoil were numerically simulated and studied. To verify the accuracy and reliability respectively of the SA, SST k-ω turbulence model, low Reynolds corrected SST k-ω model and k-k_L-ω transition model, finite volume method was used to solve the 2D Reynolds-averaged Navier-Stokes equations for the numerical simulations of the fluid flow around NACA0012 in representative Reynolds numbers. Then the low Reynolds number flow characteristics of the fluid structures and flow mechanism around NACA0012 were studied. And at last an optimization mind for the low Reynolds number airfoil design was proposed, tested by a multi-objective optimization case of SD7037. The optimization results showed that 58.23% increment of lift to drag ratio, 26.8% increment of laminar flow area at $\alpha=0°$, 0.15c forward movement of transition position and the reattachment downstream can be achieved; this can verify the reliability and feasibility of the optimization mind.

Key words: airfoils, analysis of variance (ANOVA), angle of attack, boundary layers, computational fluid dynamics, computer simulation, design, drag coefficient, finite volume method, flow fields, flow separation, flowcharting, laminar flow, liftdrag ratio, micro air vehicle (MAV), multiobjective optimization, Navier-Stokes equations, optimization, pressure distribution, reliability, Reynolds number, turbulence models, two dimensional; flow characteristics; fluid structure, low Reynolds number, transition model