[19] 中华人民共和国国家知识产权局

[51] Int. Cl.
G06F 17/50 (2006.01)
F03D 1/06 (2006.01)
F03D 3/06 (2006.01)
F03D 11/00 (2006.01)

[12] 发明专利申请公布说明书

[21] 申请号 200910104463.1

[43] 公开日 2009 年 12 月 30 日

[11] 公开号 CN 101615216A

[22] 申请日 2009.7.28
[21] 申请号 200910104463.1
[71] 申请人 重庆大学
地址 400044 重庆市沙坪坝区沙正街 174 号
[72] 发明人 陈 进 陆群峰 程江涛
[74] 专利代理机构 北京同恒源知识产权代理有限公司
代理人 赵荣之
权利要求书 2 页 说明书 8 页 附图 3 页

[54] 发明名称

对翼型尾缘进行流线形增厚的方法

[57] 摘要

本发明公开了一种对翼型尾缘进行流线形增厚的方法，主要应用于风力机叶片改进领域，使用本发明提供的方法所设计的改造翼型，比原翼型具有更好的气动性能；在正常工作攻角范围内，改进过的翼型不仅升力系数提高，而且由于本发明提出的控制方程保证了翼型受压面的流线形特性，所以其阻力系数增大很小，具有很高的升阻比，同时失速也较晚，具有良好的社会价值和经济价值。

1.对翼型尾缘进行流线形增厚的方法，其特征在于：包括以下步骤：

1）对原始翼型的吸力面、前缘及压力面在压力面上的增厚起始点κ之前保持传统翼型形状，压力面从增厚起始点κ往后，通过翼型尾缘流线形增厚控制方程得到翼型压力面的增厚函数Δy，所述翼型尾缘流线形增厚控制方程如下：

$$\Delta y = \frac{(\xi - x)^{\frac{1}{2}} - (\xi - \kappa)^{\frac{1}{2}}}{(\xi - \kappa)^{\frac{1}{2}} - (\xi - 1)^{\frac{1}{2}}} * \tau$$

其中，Δy为所要得到的翼型压力面的增厚函数；x为翼型弦长方向的坐标，为自变量；τ为尾缘点的厚度；κ为尾缘增厚的起始点，$x \in [\kappa, 1]$；ξ为控制尾缘弯度的参数，$\xi > 1$，$\xi - 1$的值越小，尾缘处弯度越大；

2）在翼型的压力面上，通过在翼型弦长方向的坐标$x \in [\kappa, 1]$处加上对应的Δy值，至尾缘点形成厚度为τ的厚尾缘，改型后的翼型压力面仍保持流线形。

2.根据权利要求1所述的对翼型尾缘进行流线形增厚的方法，其特征在于：在步骤1）中，采用遗传算法对翼型尾缘流线形增厚控制方程进行优化，优化步骤包括：

1.1）将攻角i在$5^\circ \sim 10^\circ$的取值区间内的翼型平均升阻比作为目标函数，建立遗传算法优化设计模型的目标函数为：

$$f(x) = \frac{1}{6}\sum_{i=5}^{10}(Cl_i / Cd_i)$$

其中Cl_i，Cd_i分别为翼型在攻角为i时的升力系数和阻力系数；

1.2）设定遗传算法优化设计模型的初始种群大小$ch = 40$，最大进化代数$gen = 50$，代沟$ggap = 0.9$，交叉与变异概率分别设为$P_c = 0.7$，$P_m = 0.02$。

3.根据权利要求2所述的对翼型尾缘进行流线形增厚的方法，其特征在于：

在步骤2）中，基于遗传算法优化设计模型，以翼型尾缘流线形增厚控制方程的3个控制参数(τ,κ,ξ)为变量，以正常工作攻角下的平均升阻比为目标函数，通过进化迭代，得到合理的增厚函数。

4.根据权利要求3所述的对翼型尾缘进行流线形增厚的方法，其特征在于：所述进化迭代的次数为50次。

对翼型尾缘进行流线形增厚的方法

技术领域

本发明涉及风力机叶片改进领域，特别涉及一种对翼型尾缘进行流线形增厚的方法。

背景技术

风能作为一种可再生的清洁能源，已受到世界各国的普遍重视。风力发电是利用风能的主要途径，但是风力机的发电效率以及其较高的成本都对风力发电的发展造成了困难。当前风力发电机风轮功率的增加主要通过增加其叶片长度。然而当叶片长度增加到一定的程度，其风轮的质量也会较大的增加，从而导致整个风力机的载荷超出额定范围，并提高了其制造成本。风力机叶片的剖面翼型的性能对风力机的气动性能具有决定性的影响，高性能翼型的研究是风力机发展的一项基础性研究。所以，对翼型进行改进，从而提高风力机提取风能的效率是当前风力机研究的关键因素。然而，开发新翼型费时长，且成本较高，而翼型的尾缘部分对翼型的性能有较大的影响，适当对翼型尾缘进行改造对提高叶片的效率是一个简单易行的办法。

常用的尾缘改型方法是采用格尼（Gurney）襟翼，即在翼型尾缘沿桨叶展向加装一块适当高度的小平板。格尼襟翼能够提高翼型的升力系数的本质是因为有效增加了翼型在尾缘部分的弯度和厚度，从而增加了绕流翼型的环量，改善了翼型吸力面和压力面上的压力分布。然而，由于格尼襟翼改变了原有翼型在压力面上的流线形几何特征，阻碍了压力面上气流的顺畅流动，从而导致了翼型尾缘部分紊流加剧的可能性。所以，在格尼襟翼增加翼型升力系数的同时，其阻力系数也会有所增加，而最能体现翼型性能的升阻比数值（升力系数与阻力系数之比）并不一定能得到有效提高。众多研究结果表

明，格尼襟翼只是在翼型处于较大的攻角时才能使升阻比比原翼型有明显提升，而在攻角较小时，翼型的升力虽有增加，但升阻比反而下降。

另一种尾缘改型方法是增厚翼型尾缘。从制造技术考虑，风力机翼型的尾缘部分是钝的，作了加厚处理。如果能够找到一种合适的加厚尾缘的方法，使得翼型的升力系数提高，不但提升了风力机的发电效率，而且降低了叶片的制造难度。从强度方面考虑，加厚的风力机翼型也对提高叶片的抗弯性能有一定的作用。在专利号为 200610046477.9 的发明专利“钝尾缘翼型”中，沈阳航空工业大学的学者提出了一种尾缘厚度为 2%弦长的翼型，并取得了较好的效果。然而由于其并未提出系统的尾缘增厚的方案，对于不同的翼型采用怎样的加厚方式并不明确，实际实施存在较大困难。

有鉴于此，目前需要提出一种系统的尾缘流线形增厚的方案，通过该方案改型的翼型下翼面始终保持流线形特性，使亚声速下的风力机翼型气动性能得到很大的提高。

发明内容

有鉴于此，本发明提供了一种对翼型尾缘进行流线形增厚的方法，通过该方法进行改型后的翼型的下翼面始终保持流线形特性，使亚声速下的风力机翼型气动性能得到很大的提高。

本发明的目的是提供一种对翼型尾缘进行流线形增厚的方法，包括以下步骤：

1）对原始翼型的吸力面、前缘及压力面在压力面上的增厚起始点 κ 之前保持传统翼型形状，压力面从增厚起始点 κ 往后，通过翼型尾缘流线形增厚控制方程得到翼型压力面的增厚函数 Δy，所述翼型尾缘流线形增厚控制方程如下：

$$\Delta y = \frac{(\xi - x)^{\frac{1}{2}} - (\xi - \kappa)^{\frac{1}{2}}}{(\xi - \kappa)^{\frac{1}{2}} - (\xi - 1)^{\frac{1}{2}}} * \tau$$

其中，Δy 为所要得到的翼型压力面的增厚函数；x 为翼型弦长方向的坐标，为自变量；τ 为尾缘点的厚度；κ 为尾缘增厚的起始点，$x\in[\kappa,1]$；ξ 为控制尾缘弯度的参数，$\xi>1$，$\xi-1$ 的值越小，尾缘处弯度越大；

2）在翼型的压力面上，通过在翼型弦长方向的坐标 $x\in[\kappa,1]$ 处加上对应的 Δy 值，至尾缘点形成厚度为 τ 的厚尾缘，改型后的翼型压力面仍保持流线形。

进一步，在步骤 1）中，采用遗传算法对翼型尾缘流线形增厚控制方程进行优化，优化步骤包括：

1.1）将攻角 i 在 $5^\circ\sim10^\circ$ 的取值区间内的翼型平均升阻比作为目标函数，建立遗传算法优化设计模型的目标函数为：

$$f(x)=\frac{1}{6}\sum_{i=5}^{10}(Cl_i/Cd_i)$$

其中 Cl_i，Cd_i 分别为翼型在攻角为 i 时的升力系数和阻力系数；

1.2）设定遗传算法优化设计模型的初始种群大小 $ch=40$，最大进化代数 $gen=50$，代沟 $ggap=0.9$，交叉与变异概率分别设为 $P_c=0.7$，$P_m=0.02$。

进一步，在步骤 2）中，基于遗传算法优化设计模型，以翼型尾缘流线形增厚控制方程的 3 个控制参数 (τ,κ,ξ) 为变量，以正常工作攻角下的平均升阻比为目标函数，通过进化迭代，得到合理的增厚函数。

进一步，所述进化迭代的次数为 50 次。

本发明的有益效果是：

1.使用本发明提供的尾缘流线形增厚方法所设计的改造翼型，比原翼型具有更好的气动性能；在正常工作攻角范围内，采用本发明的方法增厚尾缘的翼型不仅升力系数提高，而且由于本发明提出的控制方程保证了翼型受压面的流线形特性，所以其阻力系数增大很小，具有很高的升阻比，同时失速也较晚；

2.改型后的翼型由于增大了尾缘厚度，这对提高叶片的抗弯强度也有积极的作用；

3.本方法可以应用到多种翼型，其应用范围广，实施难度低，具有良好的社会价值和经济价值。

本发明的其他优点、目标，和特征在某种程度上将在随后的说明书中进行阐述，并且在某种程度上，基于对下文的考察研究对本领域技术人员而言将是显而易见的，或者可以从本发明的实践中得到教导。本发明的目标和其他优点可以通过下面的说明书和权利要求书来实现和获得。

附图说明

为了使本发明的目的、技术方案和优点更加清楚，下面将结合附图对本发明作进一步的详细描述，其中：

图 1 为流线形增厚的尾缘翼型与原 FFA-W3-301 翼型之比较；

图 2 为流线形增厚的尾缘翼型与原 FFA-W3-301 翼型升力系数变化曲线；

图 3 为流线形增厚的尾缘翼型与原 FFA-W3-301 翼型升阻比变化曲线；

图 4 为流线形增厚的尾缘翼型与原 NACA63430 翼型之比较；

图 5 为流线形增厚的尾缘翼型与原 NACA63430 翼型升力系数变化曲线；

图 6 为流线形增厚的尾缘翼型与原 NACA63430 翼型升阻比变化曲线。

具体实施方式

以下将参照附图，对本发明的优选实施例进行详细的描述。应当理解，优选实施例仅为了说明本发明，而不是为了限制本发明的保护范围。

1-吸力面；2-前缘；3-压力面；4-尾缘；5-弦线；6 增厚起始点。

本发明的对翼型尾缘进行流线形增厚的方法，包括以下步骤：

1）对原始翼型的吸力面、前缘及压力面在压力面上的增厚起始点 K 之前保持传统翼型形状，压力面从增厚起始点 K 往后，通过翼型尾缘流线形增厚控制方程得到翼型压力面的增厚函数 Δy，所述翼型尾缘流线形增厚控制方程如下：

$$\Delta y = \frac{(\xi - x)^{\frac{1}{2}} - (\xi - \kappa)^{\frac{1}{2}}}{(\xi - \kappa)^{\frac{1}{2}} - (\xi - 1)^{\frac{1}{2}}} * \tau$$

其中，Δy 为所要得到的翼型压力面的增厚函数，x 为翼型弦长方向的坐标，为自变量。τ 为尾缘点的厚度；κ 为尾缘增厚的起始点。$x \in [\kappa, 1]$；ξ 为控制尾缘弯度的参数，$\xi > 1$，$\xi - 1$ 的值越小，尾缘处弯度越大；可以看出，整个控制方程只包含了 3 个比较直观的控制参数：(τ, κ, ξ)，这对翼型改型的优化工作十分有利；

遗传算法（Genetic Algorithm）是模拟达尔文生物进化论的自然选择和遗传学机理的生物进化过程的计算模型，是一种通过模拟自然进化过程搜索最优解的方法，由于遗传算法的整体搜索策略和优化搜索方法在计算过程中是不依赖于梯度信息或其它辅助知识的，而只需要影响搜索方向的目标函数和相应的适应度函数，所以遗传算法提供了一种求解复杂系统问题的通用框架，它不依赖于问题的具体领域，对问题的种类有很强的适用性，所以广泛应用于许多领域。

在本发明中，便采用遗传算法对翼型尾缘流线形增厚控制方程进行优化，控制变量选为上述三个控制参数，记做 $X = (\tau, \kappa, \xi)$，考虑到控制参数的实际意义，可以设定控制变量的变化范围 $X_{\max} = (0.04, 1, 1.5)$，$X_{\min} = (0, 0.6, 1.02)$。并使：

$$X_{\min} \le X \le X_{\max}$$

优化步骤包括：

1.1）对风力机翼型而言，由于叶片剖面翼型的升力与阻力系数之比对提高风轮效率和对整个风力机组工作性能的影响关系极大，所以风力机翼型最重要的性能指标就是其在正常工作风况下的升阻比，风力机翼型运行状态下的攻角一般为 $5^\circ \sim 10^\circ$ 之间，所以将攻角 i 在 $5^\circ \sim 10^\circ$ 的取值区间内的翼型平均升阻比作为

目标函数，建立遗传算法优化设计模型的目标函数为：

$$f(x)=\frac{1}{6}\sum_{i=5}^{10}(Cl_i/Cd_i)$$

其中Cl_i，Cd_i分别为翼型在攻角为i时的升力系数和阻力系数；

1.2）设定遗传算法优化设计模型的初始种群大小$ch=40$，最大进化代数$gen=50$，代沟$ggap=0.9$，交叉与变异概率分别设为$P_c=0.7$，$P_m=0.02$。

2）基于以上的翼型尾缘流线形增厚的遗传算法优化设计模型，以翼型尾缘流线形增厚控制方程的3个控制参数为变量，以正常工作攻角下平均升阻比为目标函数，通过50次进化迭代，得到合理的增厚函数，通过在翼型的压力面的$x\in[\kappa,1]$处加上对应的Δy值，就可以使翼型尾缘处增厚，并且保证改型后的翼型压力面仍保持流线形。

实施例一

选择FFA-W3-301翼型为原始翼型，针对原始翼型进行尾缘流线形增厚设计。在设计过程中，选择控制方程中的三个参数(τ,κ,ξ)为控制变量，以$5^\circ\sim10^\circ$攻角下的升阻比平均值作为目标函数，根据如上所述的遗传算法模型进行优化设计。由FFA-W3-301翼型为原始翼型分别得到了如图1所示的流线形增厚尾缘翼型。

由FFA-W3-301翼型为原始翼型优化所得的三个参数为：

$(\tau,\kappa,\xi)=(0.012,0.68,1.12)$

即此流线形增厚的尾缘的厚度为1.2%弦长，增厚起始点为弦长方向68%处。

参照图1，虚线所绘为FFA-W3-301原始翼型，由吸力面1，前缘2，压力面3，尾缘4组成。经本发明提出的尾缘流线形增厚方法所设计的改造翼型的1，2，3部分保持原翼型原状，其尾缘4从尾缘增厚起始点κ=68%弦长处开始增厚，尾缘处的增厚厚度为τ=1.2%弦长，如图中实线所绘。

实施例二

选择 NACA63430 翼型为原始翼型，针对原始翼型进行尾缘流线形增厚设计。在设计过程中，选择控制方程中的三个参数(τ,κ,ξ)为控制变量，以$5^{\circ}\sim10^{\circ}$攻角下的升阻比平均值作为目标函数，根据如上所述的遗传算法模型进行优化设计。由 NACA63430 翼型为原始翼型分别得到了如图 4 所示的流线形增厚尾缘翼型。

由 NACA63430 翼型为原始翼型优化所得的三个参数为：

$(\tau,\kappa,\xi)=(0.02,0.85,1.15)$

即此流线形增厚的尾缘的厚度为 2%弦长，增厚起始点为弦长方向 85%处。

参照图 4，虚线所绘为 NACA63430 原始翼型，由吸力面 1、前缘 2、压力面 3、尾缘 4 组成。经本发明提出的尾缘流线形增厚方法所设计的改造翼型的 1，2，3 部分保持原翼型原状，其尾缘 4 从尾缘增厚起始点κ=85%弦长处开始增厚，尾缘处的增厚厚度为τ=2%弦长，如图中实线所绘。

采用 Fluent 软件对于经本发明提出的尾缘流线形增厚方法所设计的两种改造翼型的气动性能进行了计算分析。参照图 2，为雷诺数$\mathrm{Re}=2\times10^{6}$时，由 FFA-W3-301 为原始翼型改造的尾缘流线形增厚的翼型（增厚起始于 68%弦长处，尾缘厚度 1.2%弦长）与原翼型的升力系数随攻角的变化曲线之比较；

参照图 5，为雷诺数$\mathrm{Re}=2\times10^{6}$时，由 NACA63430 为原始翼型改造的尾缘流线形增厚的翼型（增厚起始于 85%弦长处，尾缘厚度 2%弦长）与原翼型的升力系数随攻角的变化曲线之比较。可见经本发明提出的尾缘流线形增厚方法所设计的两种改造翼型比原翼型的升力特性都得到了较大的提高，且失速较晚。

参照图 3 和图 6，为雷诺数$\mathrm{Re}=2\times10^{6}$时，经本发明提出的尾缘流线形增厚方法所设计的两种改造翼型与原翼型的升阻比随攻角的变化曲线。由于两

种改造翼型的尾缘保持了流线形特性，所以其阻力系数比升力系数的增大幅度小很多，故而在$0^{\circ}\sim10^{\circ}$的正常工作攻角范围内，两种改造翼型的升阻比比原翼型更大，气动性能得到了较大的提高。

最后说明的是，以上实施例仅用以说明本发明的技术方案而非限制，尽管参照较佳实施例对本发明进行了详细说明，本领域的普通技术人员应当理解，可以对本发明的技术方案进行修改或者等同替换，而不脱离本技术方案的宗旨和范围，其均应涵盖在本发明的权利要求范围当中。

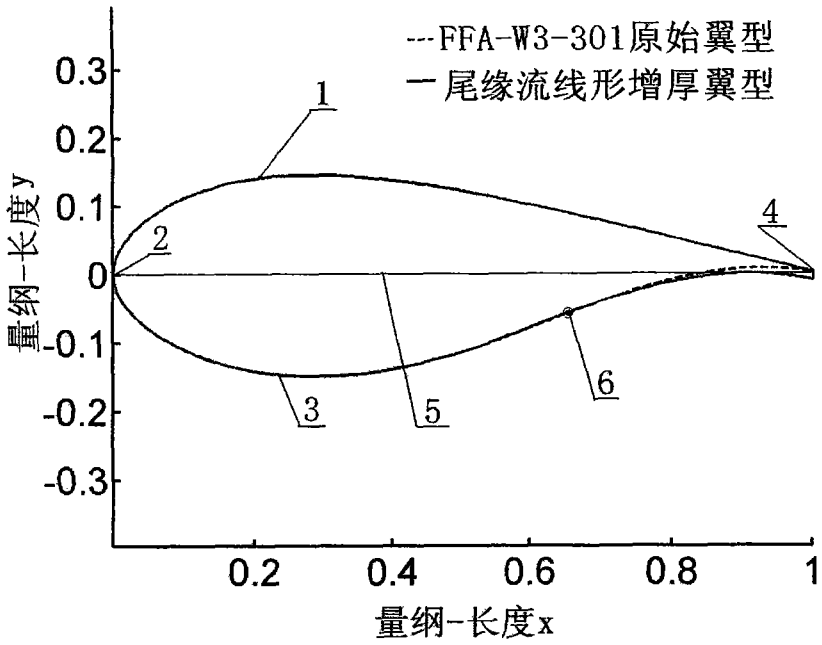
---FFA-W3-301原始翼型
一尾缘流线形增厚翼型
0.3
0.2
0.1
0
-0.1
-0.2
-0.3
量纲-长度y
1
2
3
4
5
6
0.2
0.4
0.6
0.8
1
量纲-长度x

图1

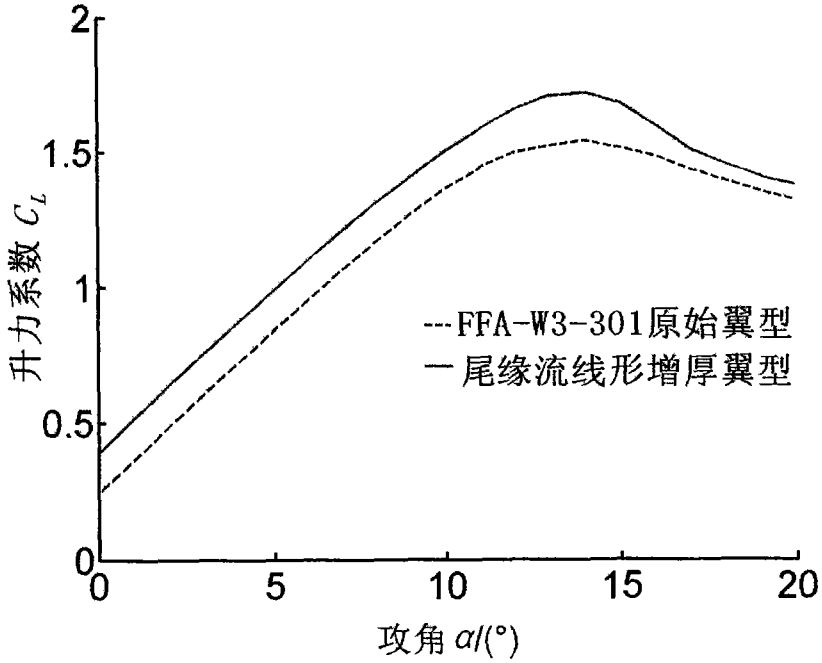
2
1.5
1
0.5
0
升力系数 C_L
---FFA-W3-301原始翼型
一尾缘流线形增厚翼型
0
5
10
15
20
攻角 αl(°)

图2

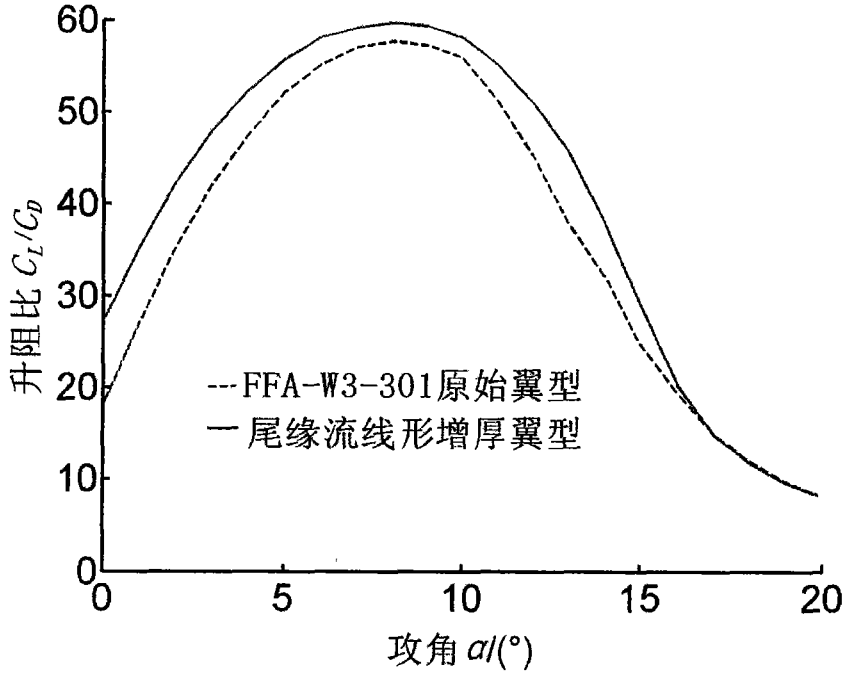
60
50
40
30
20
10
0
升阻比 C_L/C_D
0
5
10
15
20
攻角 α/(°)
---FFA-W3-301原始翼型
—尾缘流线形增厚翼型

图 3

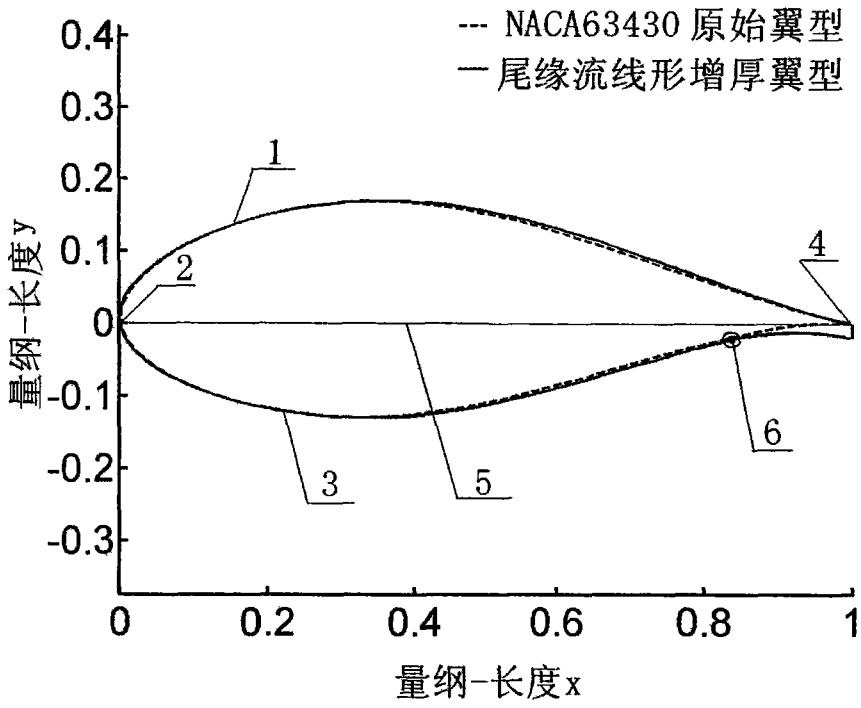
--- NACA63430 原始翼型
—尾缘流线形增厚翼型
0.4
0.3
0.2
0.1
0
-0.1
-0.2
-0.3
量纲-长度y
0
0.2
0.4
0.6
0.8
1
量纲-长度x
1
2
3
4
5
6

图 4

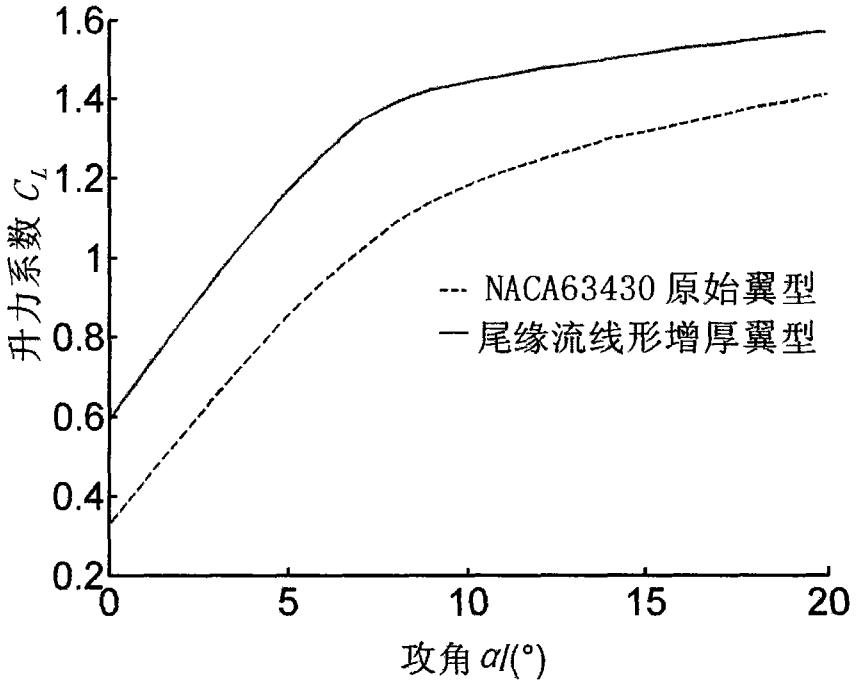
1.6
1.4
1.2
1
0.8
0.6
0.4
0.2
升力系数 C_L
0
5
10
15
20
攻角 α/(°)
--- NACA63430 原始翼型
— 尾缘流线形增厚翼型

图 5

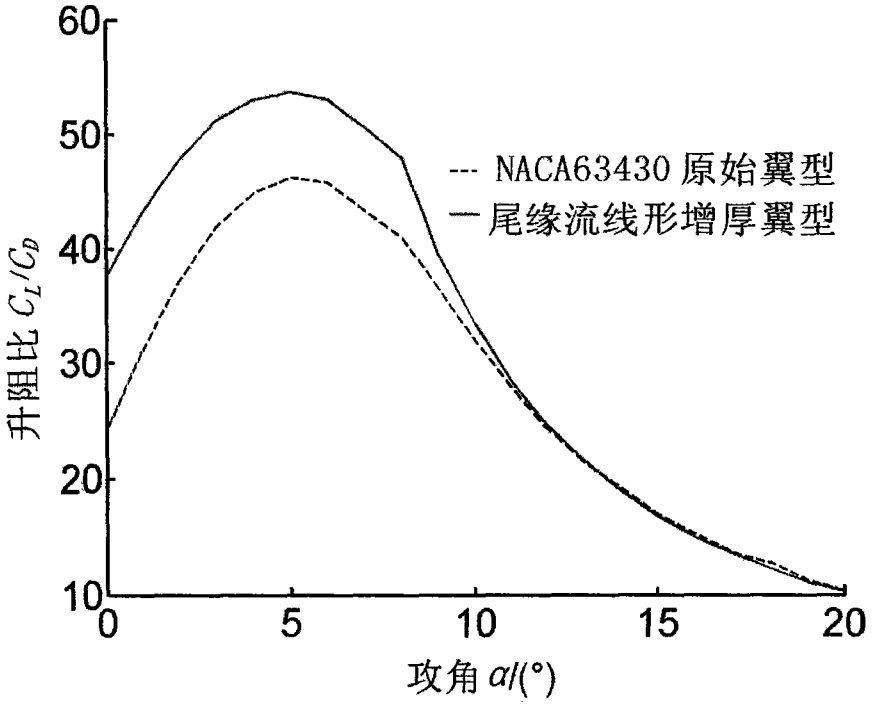
60
50
40
30
20
10
升阻比 C_L/C_D
0
5
10
15
20
攻角 α/(°)
--- NACA63430 原始翼型
— 尾缘流线形增厚翼型

图 6