



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 102052266 B

(45) 授权公告日 2013. 11. 06

(21) 申请号 201010609829. 3

CN 101615216 A, 2009. 12. 30, 全文.

(22) 申请日 2010. 12. 29

审查员 吴雨亭

(73) 专利权人 南京航空航天大学

地址 210016 江苏省南京市御道街 29 号

(72) 发明人 王珑 王同光 吴永健 吴江海

(74) 专利代理机构 南京经纬专利商标代理有限公司 32200

代理人 彭英

(51) Int. Cl.

F03D 11/00 (2006. 01)

(56) 对比文件

CN 1843844 A, 2006. 10. 11, 说明书第 2 页倒数第 6 行至第 3 页第 9 行, 图 1, 2.

US 4858852 A, 1989. 08. 22, 全文.

CN 1963192 A, 2007. 05. 16, 全文.

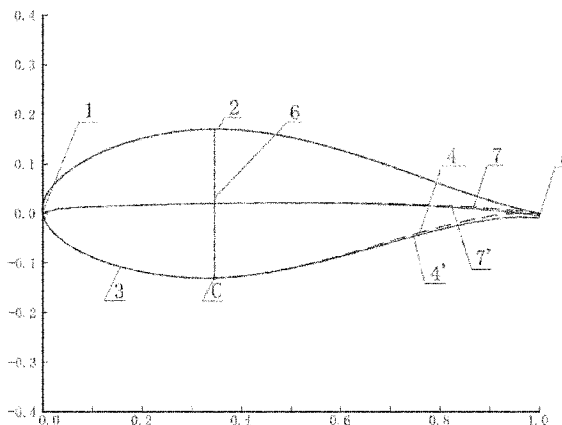
权利要求书 1 页 说明书 5 页 附图 3 页

(54) 发明名称

基于尖尾缘翼型设计的后加载钝尾缘翼型

(57) 摘要

本发明提供了一种基于尖尾缘翼型设计的后加载钝尾缘翼型,其在保持尖尾缘翼型的前缘(1)、吸力面(2)和前部压力面(3)形状不变的前提下,将钝尾缘厚度与尖尾缘翼型的最大厚度建立对应关系;同时将最大厚度以后的弯度曲线(7)作为变量,采用尾缘集中加载的曲线梁小挠度理论来控制弯度曲线的变形率,再结合曲线连续光滑和钝尾缘厚度等初始条件,通过数学方法解得新翼型的弯度分布函数,进而得到新的钝尾缘翼型几何外形。本发明翼型尽可能多的保留了原翼型的几何特征,还适当改善了翼型尾缘的后加载特性,提高了翼型的气动性能;其基于理论分析和数学方法,具有性能可靠、通用性强、易于实现的特点。



1. 一种基于尖尾缘翼型设计的后加载钝尾缘翼型,包括前缘、吸力面、压力面和钝尾缘,所述尖尾缘翼型以及钝尾缘翼型皆分别通过翼型最大厚度线分界成前部翼型和后部翼型,其特征在于:所述压力面包括前部压力面和后部压力面,且前部压力面和后部压力面的分界点为翼型最大厚度线与压力面的交点 C ;所述钝尾缘翼型的前缘、吸力面以及前部压力面与尖尾缘翼型的相应部分形状一致,所述钝尾缘通过尖尾缘翼型的尾缘点垂直向下延伸一定的偏移量形成,钝尾缘厚度 δ 在翼型最大厚度的 2.5%-3.5% 之间选取;所述钝尾缘翼型的后部翼型的弯度分布函数 $f_2(x)$ 为:

$$f_2(x) = f_1(x) - \Delta y(x),$$

其中:

$$\begin{cases} f_1(x) = a_0 + a_1x + a_2x^2 + a_3x^3 + a_4x^4 \\ \Delta y(x) = \frac{|\delta|}{m^3 \left[\frac{1}{3}(mT' + 2T) + \frac{1}{12}m(mT'' - T') \right]} \left[\frac{1}{2}mTx^2 + \frac{1}{6}(mT'' - T)x^3 + \frac{1}{24}(mT''' - T'')x^4 \right] \\ T = (1 + a_0^2)^{\frac{3}{2}} \\ T' = 6a_1a_2(1 + a_1^2)^{\frac{1}{2}} \\ T'' = 3(4a_2^2 + 6a_1a_3)(1 + a_1^2)^{\frac{1}{2}} + 12a_1^2a_2^2(1 + a_1^2)^{-\frac{1}{2}} \end{cases},$$

式中:坐标系是以尖尾缘翼型的弦线为 X 坐标、最大厚度线为 Y 坐标建立的; $f_1(x)$ 是尖尾缘翼型的后部翼型弯度曲线的 4 阶方程, a_0, a_1, a_2, a_3, a_4 为表达式系数; x 为尖尾缘翼型的后部翼型弯度分布离散点对应的水平无量纲坐标; $\Delta y(x)$ 为尖尾缘翼型的后部翼型弯度曲线的 4 阶增量方程; m 为翼型最大厚度位置与翼型钝尾缘之间的无量纲水平间距, T, T', T'' 为泰勒级数展开的前三个导数项; δ 为钝尾缘厚度。

基于尖尾缘翼型设计的后加载钝尾缘翼型

技术领域

[0001] 本发明涉及一种风力机叶片专用的后加载钝尾缘翼型，尤其是一种基于尖尾缘翼型而设计出的钝尾缘翼型，属于翼型设计 and 应用领域。

背景技术

[0002] 翼型是现代风力机设计的基础所在。采用具有良好气动性能的翼型，能极大地提高风力机的输出功率、提高整机可靠性、降低制造和维护成本。目前，国内外用于风力机叶片的翼型，主要还是基于传统航空翼型的设计思路或对传统航空翼型进行改进而来的。但风力机翼型和传统航空翼型有着明显差别，最主要是风力机翼型的钝尾缘，有别于航空翼型的尖尾缘。

[0003] 围绕风力机钝尾缘翼型问题，国内外学者进行了一系列研究工作，主要进展有格尼(Gurney)襟翼、Wortmann 的直接截取法、K. J. STANDISH 等的对称加厚方法和夏商周等的下弧面光顺的尾缘改进方法。格尼(Gurney)襟翼，在特定的条件下，能有效地改变了翼型吸力面和压力面上的压力分布，提高了翼型的升力系数。但在大多数情况下，格尼襟翼虽然增加了升力，但会使阻力上升更快，升阻比下降。同时，在与翼型的连接及结构强度上也会带来问题。Wortmann 的直接截取法和 K. J. STANDISH 等的对称加厚方法，虽然能使翼型的前缘抗污染和弯扭性能有所改善，但对翼型的原始外形改变太大，使翼型吸力面的顺压梯度区更加平缓，造成了性能的不确定性。夏商周等的下弧面光顺的尾缘改进方法、美国专利提出的“Divergent trailing-edge airfoil”(美国专利:US4858852)和国内专利“钝尾缘翼型”(专利申请号:200610046477.9)都通过事先经验给定钝尾缘厚度和压力面增厚起始点位置的取值范围，采用样条曲线加以光顺连接形成钝尾缘翼型，这种方法在特定条件下取得了良好的效果。

[0004] 上述钝尾缘翼型改进过程都是基于一个假设，就是事先要给定压力面增厚起始点位置和尾缘厚度，这恰恰是钝尾缘翼型改进的难点所在。首先，翼型压力面增厚起始点位置和钝尾缘厚度随翼型厚度和种类不同而变化，特别是翼型压力面增厚起始点位置，由于其变化范围包括了大部分弦长位置，给出取值范围并没有实际的可操作性；其次，压力面增厚起始点位置和钝尾缘厚度基于经验给出，无法有效控制压力面的弯度分布，而弯度对翼型的性能有着至关重要的影响，其改变的不确定会极大的降低原翼型的优秀气动性能；再次，对同一叶片的多个截面翼型，如果压力面增厚起始点位置和钝尾缘厚度选取不协调，还会破坏新翼型的流线外形，给叶片的放样过程造成困难。

[0005] 因此，需要提出新的翼型尾缘增厚思路，其既要建立与原翼型参数的可靠对应关系；同时还要尽量维持原翼型弯度特性和弯度的可控制性，以保证新翼型的性能可靠。

发明内容

[0006] 本发明针对现有技术的不足，提供一种基于尖尾缘翼型设计的后加载钝尾缘翼型，其在保持尖尾缘翼型的前缘、吸力面、最大厚度和前部翼型的压力面形状不变的条件

下,将钝尾缘厚度与尖尾缘翼型的最大厚度建立对应关系;进一步将最大厚度以后的弯度曲线作为变量,采用尾缘集中加载曲线梁小挠度理论模型来控制弯度曲线的变形率,再结合曲线的连续光滑和钝尾缘厚度等初始条件,通过数学方法解得新翼型的弯度分布函数,进而得到新的钝尾缘翼型几何外形。本发明所述的钝尾缘翼型尽可能多的保留了原翼型的外形特征,同时还适当改善了翼型的后加载特性,其基于理论分析和数学方法,具有性能可靠、通用性强和易于实现等特点。

[0007] 为实现以上的技术目的,本发明将采取以下的技术方案:

[0008] 一种基于尖尾缘翼型设计的后加载钝尾缘翼型,包括前缘、吸力面、压力面和钝尾缘,所述钝尾缘翼型通过翼型最大厚度线分界成前部翼型和后部翼型,所述钝尾缘翼型的前缘、吸力面以及前部翼型的压力面与尖尾缘翼型的相应部分形状一致,所述钝尾缘通过尖尾缘翼型的尾缘点垂直向下延伸一定的偏移量形成,钝尾缘厚度 δ 在翼型最大厚度的 2.5%-3.5% 之间选取。

[0009] 所述后部翼型的弯度分布函数 $f_2(x)$ 为:

[0010]

$$f_2(x) = f_1(x) - \Delta y(x)$$

[0011] 其中:

[0012]

$$\left\{ \begin{array}{l} f_1(x) = a_0 + a_1x + a_2x^2 + a_3x^3 + a_4x^4 \\ \Delta y(x) = \frac{|\delta|}{m^3 \left[\frac{1}{3}(mT' + 2T) + \frac{1}{12}m(mT'' - T') \right]} \left[\frac{1}{2}mTx^2 + \frac{1}{6}(mT' - T)x^3 + \frac{1}{24}(mT'' - T'')x^4 \right] \\ T = (1 + a_0^2)^{\frac{3}{2}} \\ T' = 6a_1a_2(1 + a_1^2)^{\frac{1}{2}} \\ T'' = 3(4a_2^2 + 6a_1a_3)(1 + a_1^2)^{\frac{1}{2}} + 12a_1^2a_2^2(1 + a_1^2)^{-\frac{1}{2}} \end{array} \right.$$

[0013] 式中:坐标系是以尖尾缘翼型的弦线为 X 坐标、最大厚度线为 Y 坐标建立的; $f_1(x)$ 是尖尾缘翼型的后部翼型弯度曲线的 4 阶方程, a_0, a_1, a_2, a_3, a_4 为表达式系数; x 为尖尾缘翼型的后部翼型弯度分布离散点对应的水平无量纲坐标; $\Delta y(x)$ 为尖尾缘翼型的后部翼型弯度曲线的 4 阶增量方程; m 为翼型最大厚度位置与翼型钝尾缘之间的无量纲水平间距, T, T', T'' 为泰勒级数展开的前三个导数项; δ 为钝尾缘厚度。

[0014] 根据以上的技术方案,可以实现以下的有益效果:

[0015] (1) 本发明保持了原尖尾缘翼型的前缘、吸力面、前部翼型的压力面和最大厚度不变,以尽可能多地保留尖尾缘翼型的特征;而后部翼型压力面弯度的适当小幅度增加,进一步加大了翼型的后加载性能,有效地增大升力和升阻比,提高翼型的气动性能;

[0016] (2) 引入了尾缘集中加载的曲线梁小挠度理论模型来控制后部翼型的弯度曲线变形率。采用了求解弯度曲线增量方程的方法来避免出现弯度曲线的不可控性;同时,尾缘集

中加载特征使得钝尾缘对弯度的影响随距尾缘的距离增大而急剧减小,这种方法尽可能多地保留了原翼型弯度特性;

[0017] (3) 本发明提出了应将钝尾缘厚度与翼型的最大厚度建立联系,取代与传统弦长的关系。其优点在于:符合钝尾缘厚度随着翼型厚度的增加而增大的实际情况;同时,只要保证同一叶片所有关键截面翼型的钝尾缘厚度与翼型最大厚度的比例关系相同,就能使叶片具有良好的放样性能。

[0018] 与目前其它钝尾缘翼型的改进方法相比,本方法有效的解决了弯度控制、翼型光顺和叶片各截面钝尾缘翼型放样性能等问题,由于给出的方法有可靠的理论支持,其改进后的翼型无需进行昂贵的风洞试验就能保证其性能的可靠性,其实施简单,具有的明显优势。

附图说明

[0019] 图 1 是本发明所述后加载钝尾缘翼型与原 NACA 63_215 翼型的几何外形比较图;

[0020] 图 2 是本发明所述后加载钝尾缘翼型与原 NACA 63_215 翼型的升力系数曲线比较图;

[0021] 图 3 是本发明所述后加载钝尾缘翼型与原 NACA 63_215 翼型的升阻比曲线比较图;

[0022] 图 4 是本发明所述后加载钝尾缘翼型与原 NACA 63_430 翼型的几何外形比较图;

[0023] 图 5 是本发明所述后加载钝尾缘翼型与原 NACA 63_430 的升力系数曲线比较图;

[0024] 图 6 是本发明所述后加载钝尾缘翼型与原 NACA 63_430 的升阻比曲线比较图;

[0025] 其中:1. 前缘 2. 吸力面 3. 尖尾缘翼型的前部压力面 4. 尖尾缘翼型的后部压力面 4'. 后加载钝尾缘翼型的后部压力面 5. 钝尾缘 6. 最大厚度线 7. 尖尾缘翼型的后部翼型的弯度曲线 7' 后加载钝尾缘翼型的后部翼型的弯度曲线 C. 最大厚度线与压力面交点。

具体实施方式

[0026] 附图非限制性地公开了本发明所涉及优选实施例的结构示意图,以下将结合附图详细地说明本发明的技术方案。

[0027] 如图 1 和图 4 所示,尖尾缘翼型主要由前缘 1、吸力面 2、前部压力面 3 和后部压力面 4 组成,其中前部压力面 3 和后部压力面 4 的分界点为翼型最大厚度线与压力面的交点 C。本发明所述后加载钝尾缘翼型在保持了尖尾缘翼型的前缘 1,吸力面 2 和前部压力面 3 几何布局不变的前提下,通过以下七步操作确定后加载钝尾缘翼型几何形状:

[0028] (1) 建立以原尖尾缘翼型弦线为 X 轴、最大厚度线为 Y 轴的新坐标系,并相应的改变原尖尾缘翼型所有离散点的无量纲坐标,再根据弯度分布函数的定义得到所有弯度离散点的无量纲坐标。所述弯度分布函数表达式如下:

[0029]

$$\bar{y}_1(\bar{x}_1) = \frac{1}{2} [\bar{y}_{up}(\bar{x}_1) + \bar{y}_{down}(\bar{x}_1)]$$

[0030] 式中, x_i 是各离散点在 x 方向的无量纲坐标; $\bar{y}_{up}(x_i), \bar{y}_{down}(x_i), \bar{y}_1(x_i)$ 分别为尖尾缘翼型对应 x_i 位置的上表面、下表面和弯度的 y 方向无量纲坐标。

[0031] (2) 将尖尾缘翼型通过翼型最大厚度线分界成前部翼型和后部翼型, 对上一步所得到的弯度分布离散点, 取后部翼型对应的部分, 采用 NACA 推荐的四阶曲线加以拟合, 得到后部翼型的弯度分布函数 $f_1(x)$, 其表达形式如下:

[0032]

$$f_1(x) = a_0 + a_1x + a_2x^2 + a_3x^3 + a_4x^4$$

[0033] 式中, x 为尖尾缘后部翼型弯度分布离散点 x_i 所对应的水平无量纲坐标, 为自变量; a_0, a_1, a_2, a_3, a_4 为曲线的系数, 对于给定翼型, 其值为已知量。

[0034] (3) 据本发明提出的钝尾缘厚度 δ 应根据尖尾缘翼型的最大厚度选取, 钝尾缘厚度 δ 在尖尾缘翼型最大厚度的 2.5%~3.5% 之间选取, 其符合工程实施过程中的尺寸要求。

[0035] (4) 采用尾缘集中加载的曲线梁小挠度理论控制弯度分布, 再结合曲线连续光滑的初始条件和钝尾缘厚度 δ , 可以得到尖尾缘翼型后部翼型弯度分布曲线的 4 阶增量方程 $\Delta y(x)$, 方程表达式如下:

[0036]

$$\Delta y(x) = \frac{|\delta|}{m^3 \left[\frac{1}{3}(mT' + 2T) + \frac{1}{12}m(mT'' - T') \right]} \left[\frac{1}{2}mTx^2 + \frac{1}{6}(mT' - T)x^3 + \frac{1}{24}(mT'' - T'')x^4 \right]$$

[0037] 式中, m 为翼型最大厚度位置距翼型尾缘的无量纲水平距离, T, T', T'' 为泰勒级数展开的前三个导数项, 其取值为:

[0038]

$$\begin{cases} T = (1 + a_0^2)^{\frac{3}{2}} \\ T' = 6a_1a_2(1 + a_1^2)^{\frac{1}{2}} \\ T'' = 3(4a_2^2 + 6a_1a_3)(1 + a_1^2)^{\frac{1}{2}} + 12a_1^2a_2^2(1 + a_1^2)^{-\frac{1}{2}} \end{cases}$$

[0039] (5) 据上一步得到的增量方程, 结合尖尾缘翼型的后部翼型的弯度分布函数 $f_1(x)$, 可以得到钝尾缘翼型的后部翼型的弯度分布函数表达式 $f_2(x)$ 。钝尾缘翼型的后部翼型弯度分布函数表达式如下:

[0040]

$$f_2(x) = f_1(x) - \Delta y(x)$$

[0041] (6) 据钝尾缘翼型的后部翼型弯度分布函数 $f_2(x)$, 求得钝尾缘翼型的后部翼型弯度在各个 x_i 处离散点坐标值 $(x_i, f_2(x_i))$, 并结合弯度分布函数的定义和上表面离散点坐标值, 可得到后部压力面的所有离散点的位置。

[0042] (7) 还原坐标系并相应的改变所有离散点无量纲坐标值,用样条曲线拟合整个压力面的离散点得到压力面形状;其中,新的后加载钝尾缘翼型的压力面前部与原尖尾缘翼型重合。

[0043] 实施例一

[0044] 参照图 1,为 NACA 63_215 原翼型和本发明后加载钝尾缘翼型的比较图。原始翼型的相对厚度为 15%,广泛用于大型风力机的叶尖部分。依照上述改进方案,本实施例取钝尾缘厚度 δ 为翼型最大厚度的 3%,即为翼型弦长的 0.45%,原始翼型的后部翼型弯度方程 $f_1(x)$ 和通过尾缘集中加载小挠度理论得到的新弯度方程 $f_2(x)$ 分别为:

[0045]

$$f_1(x) = 0.0102 + 0.013x - 0.0661x^2 + 0.1163x^3 - 0.1267x^4$$

[0046]

$$f_2(x) = 0.0102 + 0.013x - 0.074x^2 + 0.1203x^3 - 0.1268x^4$$

[0047] 对比本发明后加载钝尾缘翼型弯度曲线 7' 和原翼型的弯度曲线 7,可以看出本发明翼型只是对原翼型靠近尾缘部分的弯度进行适当的微调,使得钝尾缘对弯度的影响随距尾的距离的增大而急剧减小,其尽可能保留多的保留了原翼型弯度特性,满足尽量保持原翼型形状的设计目标。本发明钝尾缘翼型包含前缘 1,吸力面 2,前部压力面 3,后部压力面 4' (实线表示) 和钝尾缘 5。

[0048] 参照图 2 和图 3,为雷诺数为 1.36×10^6 时,本发明后加载钝尾缘翼型与原 NACA 63_215 翼型的升力曲线和升阻比曲线实验数据对比图。可以看出,本发明翼型由于后部压力面弯度的适当增加和流线型外形,使得升力和升阻比都得到了大幅的提升,失速攻角有所推迟,且失速后的升力下降更加平缓,说明本发明翼型的优越气动性能,也更加适合大型风力机的应用。

[0049] 实施例二

[0050] 参照图 4,为 NACA 63_430 原始翼型和本发明钝尾缘翼型的比较图。原始翼型为的相对厚度为 30%,常用于大型风力机的叶片的中部。依照上述改进方案,本实施例取钝尾缘厚度 δ 为翼型最大厚度的 3%,即为翼型弦长的 0.9%,原始翼型的后部翼型弯度方程 $f_1(x)$ 和通过尾缘集中加载小挠度理论得到的新弯度方程 $f_2(x)$ 分别为:

[0051]

$$f_1(x) = 0.0205 + 0.022x - 0.0904x^2 + 0.1351x^3 - 0.1875x^4$$

[0052]

$$f_2(x) = 0.0205 + 0.022x - 0.1063x^2 + 0.1433x^3 - 0.1877x^4$$

[0053] 本发明后加载钝尾缘翼型包含前缘 1,吸力面 2,前部压力面 3,后部压力面 4' (实线表示) 和钝尾缘 5。

[0054] 参照图 5 和图 6,为雷诺数为 3×10^6 时,采用 FLUENT 软件计算的,本发明后加载钝尾缘翼型与原 NACA 63_430 翼型在的升力系数曲线和升阻比曲线数值计算对比图。可以看出,本发明翼型的气动性能与实施例一的趋势吻合,升力系数和升阻比都得到了大幅的提升。

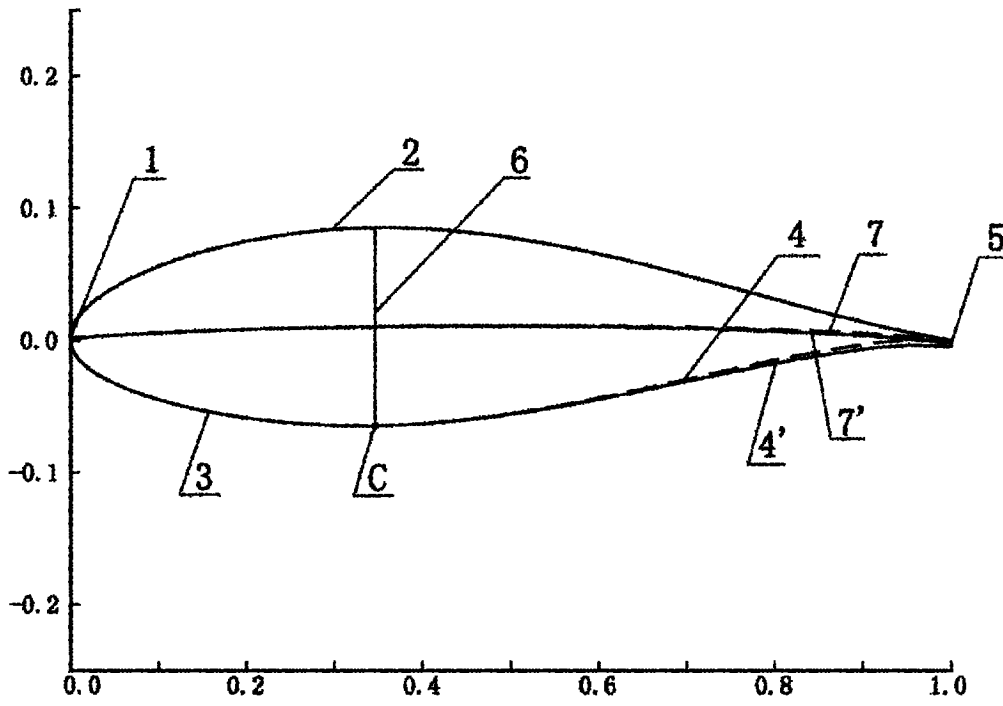


图 1

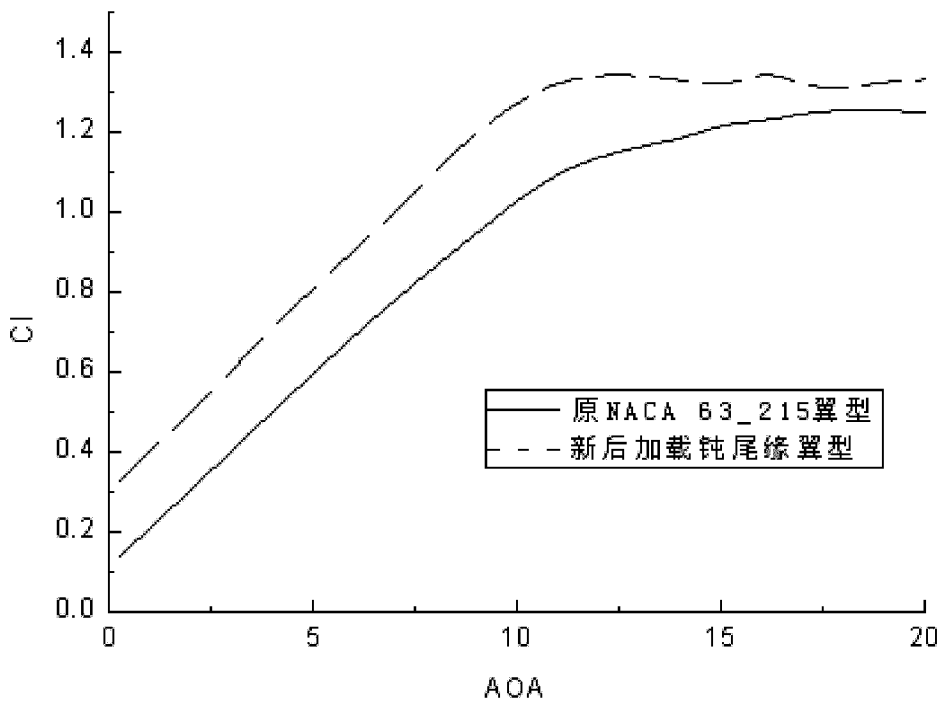


图 2

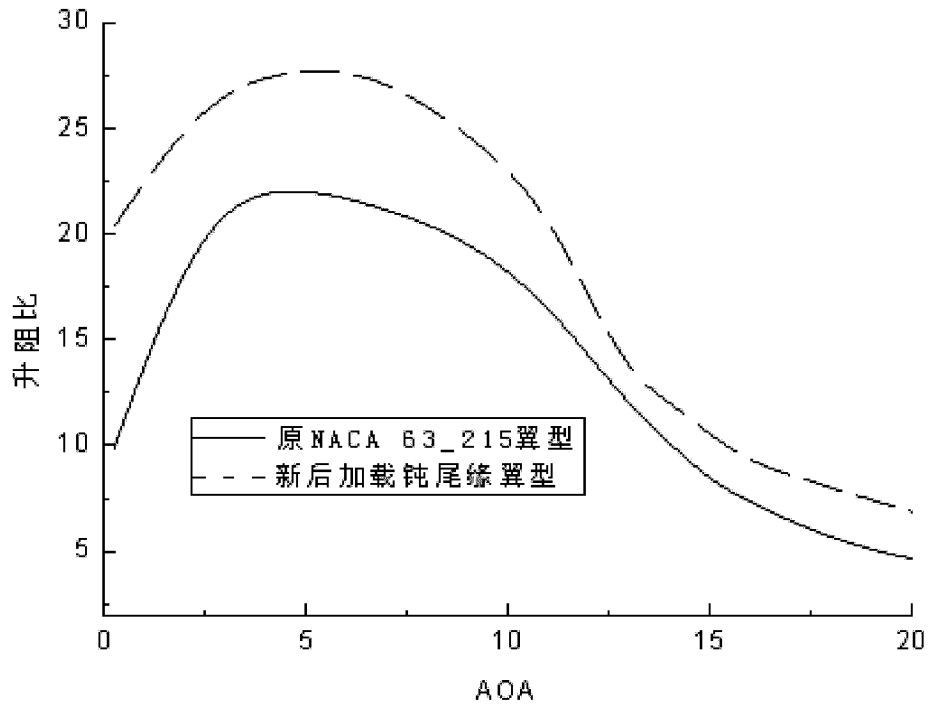


图 3

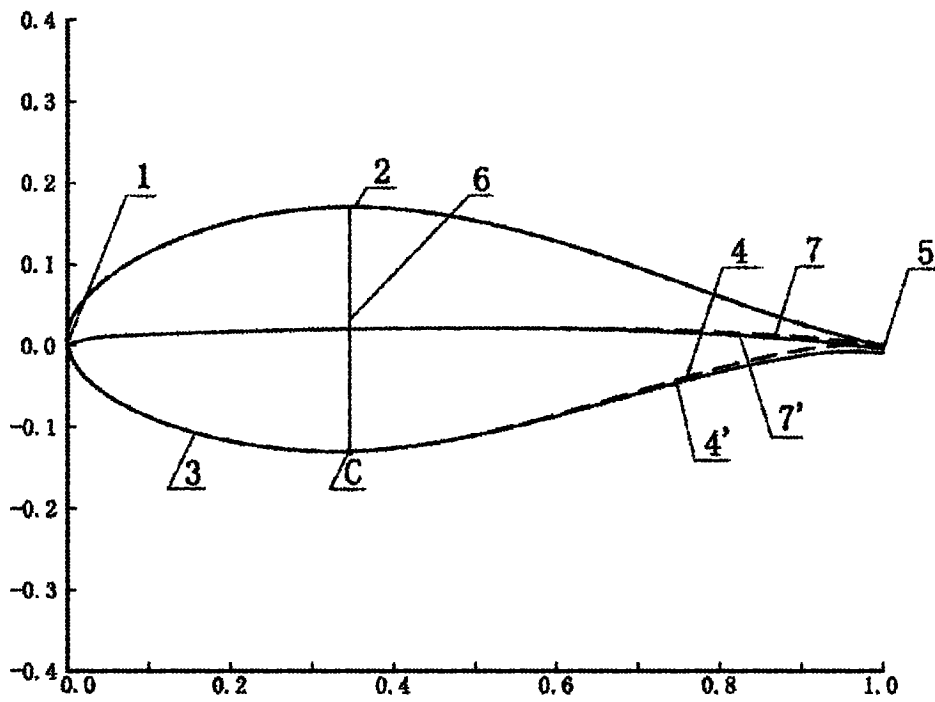


图 4

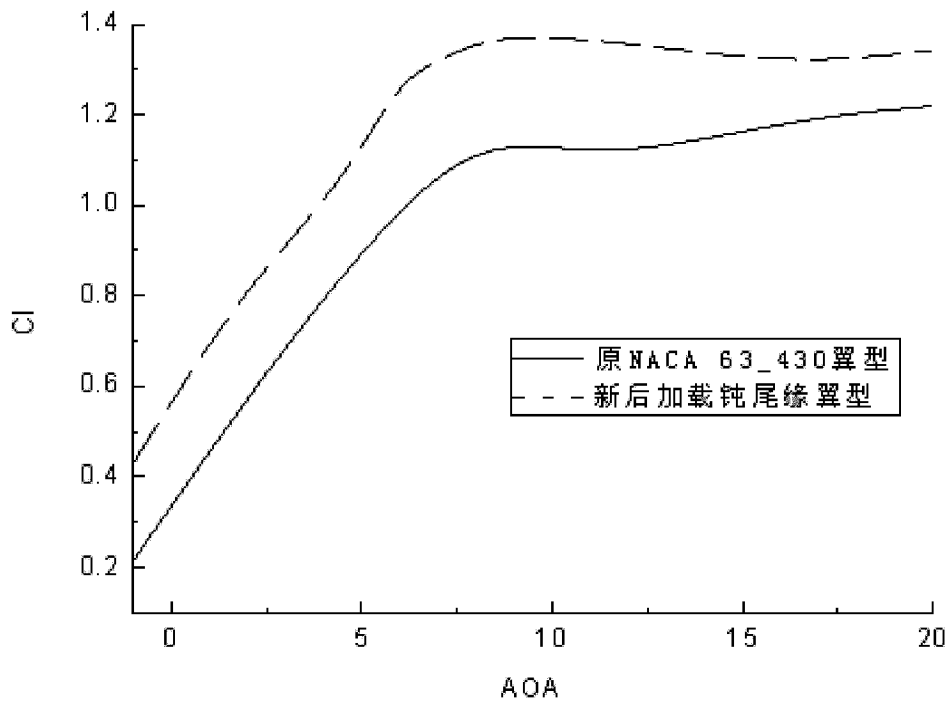


图 5

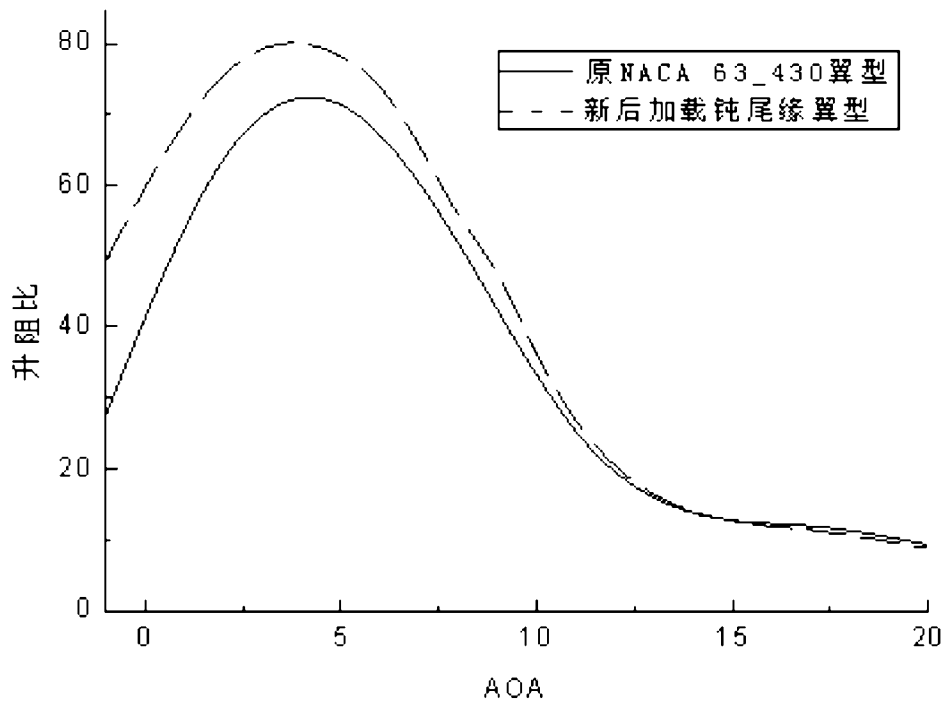


图 6