

大型风电机组叶片翼型的设计方法*

芮晓明 马志勇 康传明

【摘要】 为解决大型风电叶片气动性能和结构强度的矛盾,基于对翼型选择和改型设计方法的分析,提出翼型结构系数 κ ,以系数 κ 为界,将叶片分为内圈和外圈两区域。对于内圈区域的翼型以结构特性为主,通过改型设计提高叶片的强度,而此区域对气动性能的影响较小;靠近叶尖端的叶片外圈区域应以最大限度发挥翼型的空气动力特性作为主要设计目标。针对普通航空翼型在大型风电叶片内圈应用的局限,采用加厚翼型后缘的方法,较好地克服了低雷诺数下气流提前分离的问题,同时能显著地加强叶片的结构强度,降低单位体积质量,解决以往设计过程中叶片结构与其气动性能的部分矛盾。

关键词: 风力发电机 叶片 翼型 设计方法

中图分类号: TK83

文献标识码: A

引言

风力发电是获得清洁、可再生能源的主要技术形式之一。近年来,国内外的风电产业发展很快,对相关的设计技术提出了更高的要求。由于风电叶片是实现风能转换的重要环节,对机组的整体性能影响很大,有关的设计方法始终是研究的热点。

翼型作为叶片外形设计的基础,对叶片的空气动力特性和质量有重要的影响。目前风电叶片设计一般以低速飞机的航空翼型为基础,并进行必要的改型。但由此带来的叶片结构与其气动性能矛盾突出,已成为大型风电叶片设计过程中亟待解决的关键问题之一。为设计出更长的叶片,需要研究解决上述问题的方法,以有效提高叶片设计质量、降低叶片成本,为开发更大功率的风力发电机组提供技术支持。

1 风电叶片应用航空翼型的局限性

低速航空翼型一般具有较好的气动性能,因而在风电叶片设计中得到了广泛的应用。但由于这些翼型的雷诺数相对较高且厚弦比较小,往往难以在大型风电叶片的根部区域直接应用,需要考虑并解决以下问题:

(1)大型风电叶片的雷诺数普遍较低,特别是在叶片与轮毂连接的区域,若直接采用适用于高雷诺数的航空翼型则很容易发生气流分离,造成气动力

的显著损失和叶片失速,导致叶片载荷增大。

(2)为满足叶片与轮毂连接的区域结构和强度的要求,必须加大这部分截面翼型的厚度,但相应的翼型弦长也会加大,可能超出风电叶片允许的范围。

(3)对于变桨矩控制的风电机组,叶片与轮毂联结结构要求叶片根部呈圆筒状外形,使气动性能与结构设计的矛盾更加突出。

为解决这些问题,迄今风电叶片多采取对航空翼型截头去尾的改型设计方法^[1]。此方法虽能满足叶片结构设计的需要,但对其气动性能的影响却比较大。简单地削除原有翼型的前缘和后缘,可能会破坏叶片上、下表面的完整性,造成翼型表面部分升力丢失,导致翼型气动性能显著降低。

2 钝后缘翼型的分析

2.1 钝后缘翼型

钝后缘翼型是针对大型风电叶片根部区域低雷诺数、高结构强度的要求,对低速航空翼型的一种改型设计。其基本方法是以原翼型的前缘为铰点,按一定相对弦长厚度比分开后缘。

2.2 钝后缘翼型的结构和气动特性

图1所示TR-35-10型风电叶片翼型,是一种以TR-35型尖后缘航空翼型为基础,通过钝后缘方法增加10%厚度的改进翼型。

(1)钝后缘翼型的基本结构特性

对于给定厚度的翼型,钝后缘翼型可以增加叶

收稿日期:2006-12-22

*北京市自然科学基金资助项目(项目编号:3063023)

芮晓明 华北电力大学能源与动力工程学院 教授,102206 北京市

马志勇 华北电力大学能源与动力工程学院 讲师 博士生

康传明 华北电力大学能源与动力工程学院 硕士生

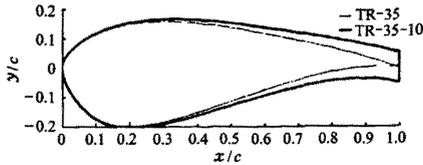


图1 后缘削平的TR-35-10翼型

片的截面面积和惯性矩,从而使其抗弯和抗扭性能得到提高。

(2)空气动力特性

钝后缘翼型可以增加其截面的最大升力系数和升力曲线斜率,因而对降低翼型的污染敏感度有利。

考虑到吸力面的气流速度将随翼型厚度增加,同时相应的压力减小;而在翼型后缘区域的气流会减速,剩余的动能若不足以抵抗强烈的逆压梯度,将导致气流在翼型后缘可能提前分离,损失部分升力[2]。钝后缘翼型采取以其前缘为铰点增加后缘厚度的方法,可以在增加翼型最大厚度的同时,相应地降低气流通过截面最厚点后的逆压梯度,从而能推迟或避免气流的分离,并在后缘的后端形成一个与边界层自适应的尖后缘,使气流一直附着在翼型表面,改善其气动性能。

图2为TR-35-10型风电叶片翼型与TR-35型航空翼型表面的压力分布。理论上,带有附着流的尖后缘TR-35翼型后缘的压力系数 $C_p \approx 0.1$,然而由于气流速度随翼型厚度的增加和吸力面上压力的减小,在 $x/c=0.1$ 处,压力系数达到一极低值 $C_p = -2.7$;在 $x/c=0.1$ 点之后,由于动能随气流速度下降很快,难以抵抗强大的逆压梯度,最终导致气流在翼型后缘提前分离。TR-35-10的翼型设计明显减弱了吸力面和压力面的压力震荡,降低吸力面逆压梯度强度,从而推迟了翼型后缘气流的分离点。

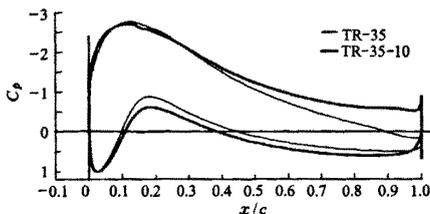


图2 钝后缘对翼型气动性能的影响

通过以上讨论可知,从空气动力学角度看,TR-35-10采用的钝后缘翼型设计方法不仅能够提高翼型的最大升力系数,同时也可以降低对叶面污染的敏感性。因此,以钝后缘翼型作为对低速航空翼型改进设计的基础,是改善风电叶片结构与气动特性的一种可行方法。

3 叶片的翼型分布

鉴于大型风电叶片长达数十米,翼型厚度的增加势必会对叶片质量、载荷分布和制造成本产生较大影响。因此,简单地采取沿叶片长度均匀增大翼型厚度的改型设计方法显然不尽合理,需要进一步研究沿叶片展向翼型的分布问题。

3.1 叶片设计的结构系数

根据实际运行经验,国外学者曾针对某种风电叶片,以对应55%风轮半径的叶片长度(0.55 r/R)为参考值,划分叶片的内外区域;对位于叶根附近的内区域以结构特性为主,而在靠近叶尖的外区域以气动特性为主的翼型设计方案进行了试验研究。结果表明,这种方案能有效地增强叶片的结构强度,同时也可以较好地满足叶片的整体气动性能的要求。

应指出:由于上述划分叶片内外区域的方案是针对特定叶片的性能试验提出,其定义尚不够明确。有鉴于风电机组的结构形式和基本参数(如功率、风轮半径、叶片长度等)差别很大,同时考虑到叶片一般是作为风电机组的独立部件,需要对此问题作进一步研究,以形成一种可行的设计方法供叶片设计过程采用。

通过对大型风电叶片设计要求和方法的分析,针对叶片翼型改进设计中气动性能与结构强度的矛盾,有必要设立一叶片结构系数 κ 。

如图3所示,设位于风轮某处的半径 r 为

$$r = aR \quad (0 < a < 1) \quad (1)$$

式中 a ——比例系数 R ——风轮名义半径

叶片结构系数 κ 可定义为

$$\kappa = \frac{r - l_1}{L} = \frac{aR - l_1}{L} \quad (2)$$

式中 l_1 ——风轮轮毂结构要求的长度

L ——叶片主要气动部分长度

以一定的 κ 值为界,沿风轮半径增大的方向,将叶片划分为内圈和外圈两个区域。

在叶片的内圈部分可考虑以结构特性为主的翼型设计方案;而在叶片的外圈区域则以气动特性为主进行翼型的设计。

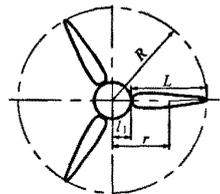


图3 叶片结构系数的定义

系数 κ 的取值,应根据风力发电机的具体设计要求,如机组总体结构、性能参数和载荷情况等因素确定。显然, κ 值对叶片的总体结构设计有很大的影响,且与机组的性能密切相关,应考虑将其作为大

型风电叶片设计的基本参数之一。因此,结构系数 κ 不应是一个定值,还需要深入研究其内在规律以及对设计要求的影 响,逐渐形成相关设计标准或叶片优化设计的基本约束条件。

3.2 叶片内外圈翼型的选择

由于大型风电叶片长数十米,质量以吨计,内圈区域所承受的弯曲和疲劳载荷很大,因此设法加强该区域的强度是叶片结构设计的关键环节之一。研究表明,在内圈区域采用钝后缘翼型增加叶片截面厚度对改善叶片结构强度极其有利,同时也是减小叶片单位体积质量,避免叶片成本随长度成幂律增长的主要途径。一般意义上,可以考虑沿叶片展向从叶尖开始从薄到厚的翼型分布设计,满足叶片气动和结构性能的要求。

虽然钝后缘翼型会增加截面阻力,但是由于分离点的推迟,降低了因气流分离而引起的阻力压差,而这部分阻力在总阻力中所占的比重是随攻角而增大的。所以在具有较大攻角的叶片内圈区域,采用钝后缘翼型,无论从结构力学还是空气动力学角度看都是合理的。

但对于叶片外圈区域而言,主要设计要求是最大限度地发挥其气动性能,一般应使其攻角处于最佳值。在此条件下,型阻将占较大比例,但叶片相应的结构载荷却比较小,故在外圈区域不应采用钝后缘加厚翼型。

实际上,由于外圈区域相对力臂长,选择高升阻比的翼型对提高叶轮整体的气动性能十分有利。因此,在叶片的外圈区域设计中,宜更多地关注升阻比较高的翼型(如 NREL 的 S831、S830 等),考虑选择此类尖后缘且较薄的翼型。

以某变桨矩控制风电机组的叶片设计为例,原设计在 0.75R 和 0.95R 处翼型分别选用 S817 和 S816 翼型,但这 2 种翼型是针对失速控制风电机组设计的,最大升力系数较低,气动性能一般。后采用翼弦较短、升阻比更高的 S830 和 S831 翼型, S831 位于 0.90R 处,其最大相对厚度 $x/c = 0.18$,设计升力系数为 1.5; S830 作为外圈最主要的 0.75R 处翼型, $x/c = 0.21$,设计升力系数为 1.6,这种设计布局较大地提高了该叶片的气动性能。

3.3 叶片内圈翼型与整体气动性能的关系

从风电机组的总体设计观点看,风电叶片气动设计的主要目标是产生尽可能大的转矩,且沿叶轮轴向的推力较小。然而,在叶片的气动设计过程中,

一般却较多地关注升力和阻力的作用。

实际上,对于给定的风轮半径,可以将升力系数 C_L 和阻力系数 C_D 转化为相应的转矩系数 C_Q 和轴向推力系数 C_T ^[3],即

$$C_Q = C_L \sin \Phi - C_D \cos \Phi \quad (3)$$

$$C_T = C_L \cos \Phi - C_D \sin \Phi \quad (4)$$

其中

$$\Phi = \alpha + \beta$$

式中 α ——攻角

β ——相对于旋转平面的扭角

Φ ——位于该半径处的叶片入流角

由于叶片内圈区域的气流的入流角比较大,此时弯矩系数 C_Q 主要是升力系数的函数,而与阻力系数 C_D 的关系不大。因此,对于叶片内圈区域而言,尽管以结构设计为主的翼型设计可能会使 C_D 增加,进而导致转矩系数 C_Q 有所减小,但其影响程度明显小于 C_L 增加对 C_Q 的有利影响。由此可以推论:在叶片内圈区域采用结构为主的翼型设计方法,虽然会引起阻力的变化,但其对风电叶片总体性能的影响是相对次要的因素。

图 4 为 TR-35 与 TR-35-10 翼型相应的转矩系数差值的变化,表明了以上分析的合理性,图中 $\Delta C_Q = (C_{QTR-35-10} - C_{QTR-35}) \times 100\%$ 。

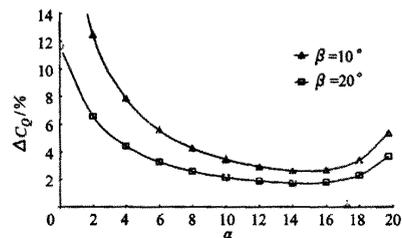


图 4 削平后缘对转矩系数的影响

4 结论

(1) 提出叶片结构系数 κ , 并给出该系数的明确定义。以 κ 为界, 可将叶片分为内圈和外圈区域。

(2) 对于大型叶片内圈部分的翼型设计, 可着重于结构要求, 采用钝后缘的改进翼型设计, 以提高叶片截面的结构强度, 同时维持较好的气动性能。

(3) 沿叶片的展向采用改进翼型截面与航空翼型截面相结合的布局方式, 可有效地缓解叶片气动和结构设计的矛盾, 在叶片外圈区域宜采用升阻比较高的薄翼型。

(4) 结构系数 κ 的取值对叶片的结构和气动性能有重要的影响, 应根据设计要求和目标确定。

参 考 文 献

- 1 钱翼稷. 空气动力学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2004.
- 2 张捷迁, 章光华, 陈允文. 真实流体力学[M]. 北京:清华大学出版社, 1986.
- 3 贺德馨. 风工程与空气动力学[M]. 北京:国防工业出版社, 2006.