

充气式机翼设计分析

王永超*, 董强

中航工业第一飞机设计研究院, 西安 710089

摘要: 参考国内外充气式机翼的研究成果, 介绍了充气式机翼的结构设计方法, 运用CFD技术对充气式翼型和原常规翼型进行了升阻特性和流场特性的比较研究, 利用ABAQUS对充气式机翼进行了弯扭和应力方面的计算分析, 最后创建了充气式无人机的三维模型, 并进行了无人机的飞行试验。验证了充气式机翼在实际使用中的可行性。

关键词: 充气式机翼; 翼型; 无人机; 结构设计; 升阻特性; 弯扭特性; 飞行试验

中图分类号: V224 **文献标识码:** A **文章编号:** 1007-5453 (2014) 02-28-6

充气式无人机是一种机翼、机身和尾翼等部分或全部被充气式结构替代的新型无人机。这种无人机实现了刚性机体与柔性机翼的有机组合, 是一种轻于空气飞行器与重于空气飞行器相结合的实用结构模式。

早在20世纪50年代, 美国就开始进行充气式机翼方面的相关研究。由于受当时材料水平和加工工艺等限制, 相关研究进展缓慢。

目前, 在该领域位于世界前列的有美国、瑞士、日本等, 国内对这方面的研究开始较晚。

充气式结构具有如下主要特点: 可折叠, 方便储存和运输; 原理简单, 易灵活设计; 结构重量轻; 制造成本低。正因为如此, 国外已开始研究将充气式结构应用于无人机、巡飞弹和航天器等。随着无人驾驶技术的不断发展, 以及材料、加工工艺、控制技术等的不断进步, 充气式无人机以其独有的特点必将引起高度关注^[1]。本文参照国内外充气式机翼的研究成果, 结合实际经验, 对充气式机翼进行了设计、分析, 并通过飞行试验验证了设计的可行性。

1 充气式机翼的结构设计方法

充气式机翼采用囊体结构, 其蒙皮材料需满足质量轻、气密性好、抗撕裂能力强且柔软可折叠的要求。经过调研和对比, 在本文计算和飞行试验时选用一种尼龙加

双面TPU涂层的复合材料。

逼近原理是充气式翼型设计的基本原理, 任意一个常规翼型都可以近似看作由无数个该翼型的内切圆紧密排列在一起, 这些内切圆与上下翼面切点的连线刚好分别构成翼型的上下翼面。如果选取该翼型中有限个连续的内切圆, 那么这有限个圆构成的内切圆系组合在一起的轮廓线则必然逼近于该翼型^[1]。

基于上述翼型成形理论, 充气式机翼设计有两种方案, 一种是多气梁整体充气式机翼, 它是在两层气囊蒙皮之间通过拉条的约束来控制翼型, 其优势是整体性好, 承载能力强, 对于防止承载变形有着相对较好的作用, 同时在抗弯扭方面与刚性机翼原理相似; 另一种是多管式充气机翼, 它利用充气圆筒作为承载单元, 各个圆筒紧密排布的同时与选取的翼型相切, 达到形成翼型与保持机翼刚度的作用, 其充气方式为各圆筒独立充气, 外蒙皮起到了保持翼面的作用, 该方案的主要优势在于各圆筒独立充气, 有很好的抗损毁能力^[2]。经过分析比较以上两种成形方式的优缺点后, 在以下的计算和飞行试验中, 均采用多气梁整体式充气式机翼。

充气式机翼设计的基本步骤:

1) 将原翼型(NACA4412, 以下简称为原翼型)数据导入AutoCAD, 并绘制出与原翼型相切的一定数量的内

收稿日期: 2013-11-03; 录用日期: 2013-12-20

*通讯作者. Tel.: 029-86832389 E-mail: buaa37050320wyc@163.com

引用格式: WANG Yongchao, DONG Qiang. Designing and analysis of inflatable wings[J]. Aeronautical Science & Technology, 2014, 25(02): 28-33. 王永超, 董强. 充气式机翼设计分析[J]. 航空科学技术, 2014, 25(02): 28-33.

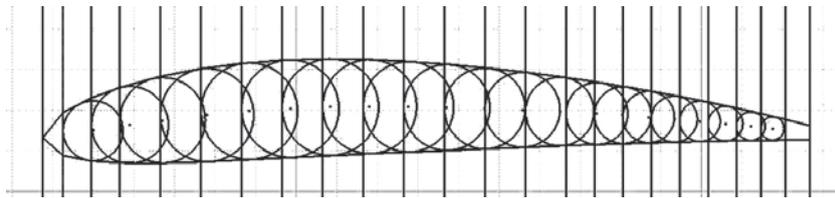


图1 筛选后的内切圆系和翼型

Fig.1 The screening inscribed lines and airfoil

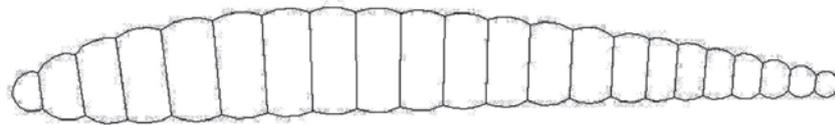


图2 设计完成的充气式翼型

Fig.2 Inflatable airfoil after designing

切圆。

2) 对内切圆进行筛选,选出从前缘到后缘依次两两相交的内切圆系,如图1所示。要求筛选出的内切圆系的轮廓线最大限度地逼近原翼型,因此,选取内切圆的数目越多越好,同时首尾越贴近原翼型的前后缘越好。鉴于实际加工成形过程中的可操作性、方便性以及机翼的重量考虑,需要根据所要加工机翼的翼型及其具体要求选择恰当的内切圆。

3) 绘制出每相连两个内切圆的公共弦线,裁剪掉多余线,最终设计的充气式翼型如图2所示。

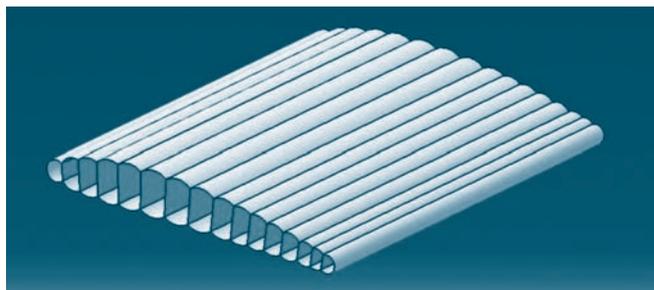


图3 拉伸后的充气式机翼

Fig.3 Inflatable wing after stretching

4) 将图2所示的翼型在CATIA中进行第三维方向上的等值拉伸,便形成一个平面形状为矩形的多气梁整体充气式机翼,如图3所示。

2 CFD流场计算分析

CFD流场计算是现今飞机设计领域一种很实用的研究方法。为了得到原翼型和充气式翼型的升阻特性及流场特性,进行了如下的相关计算研究。

1) 用软件Icem分别对原翼型与充气式翼型进行网格划分。划分网格区域为50倍机翼弦长乘40倍机翼弦长的区域。原翼型和充气式翼型的网格划分如图4所示。

2) 网格划分完毕后,将文件导入到流场计算软件Fluent中,进行升阻特性的计算。设置参数为迎角 $\alpha=5^\circ$,来流速度20m/s,雷诺数 $Re=0.4 \times 10^6$,弦长0.28m,得到原翼型和充气式翼型的压力云图以及压力系数曲线,如图5所示。

比较图5两者的压力云图,可以知道,充气式翼型的压力云图较原翼型的压力云图有明显的变化,上翼面压力增大,下翼面压力降低,且变化区域主要集中在0.5倍

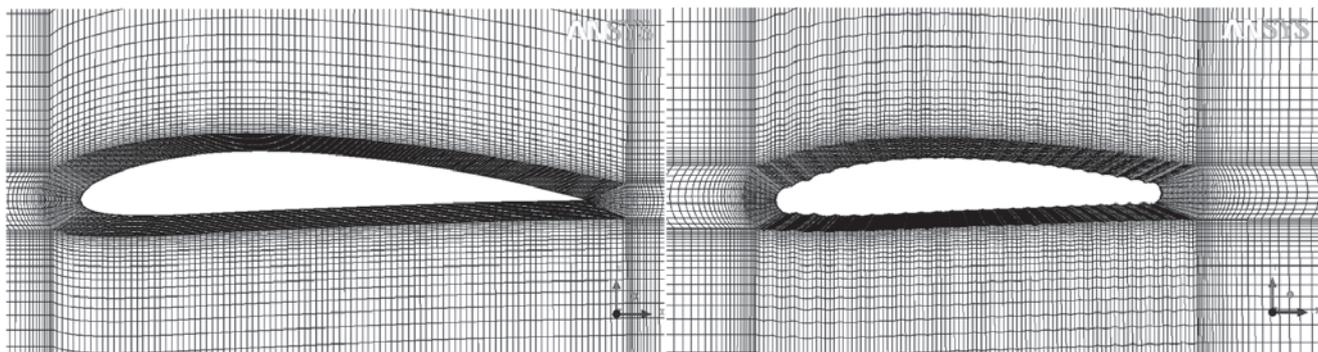


图4 原翼型(左)与充气式翼型(右)的网格

Fig.4 Grid graph of original airfoil (left) and inflatable airfoil(right)

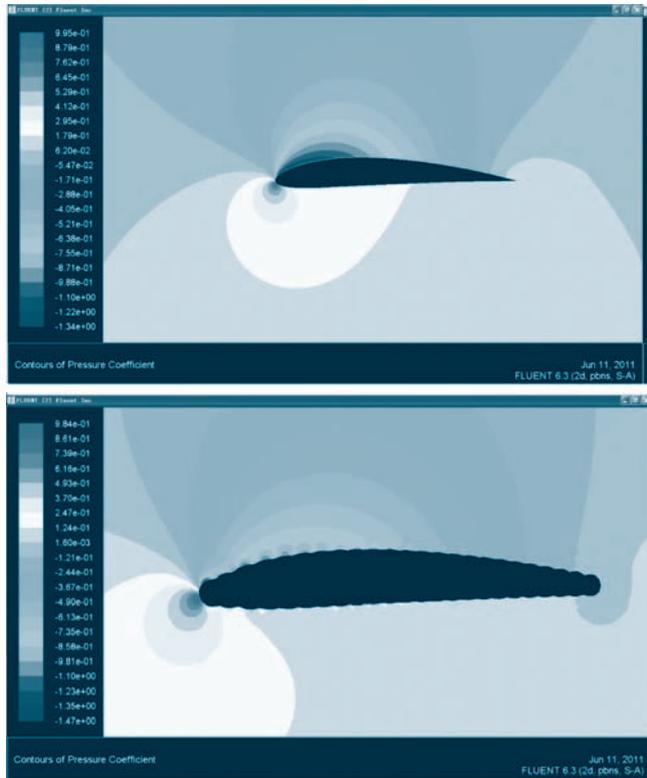


图5 原翼型(上)和充气式翼型(下)的压力云图

Fig.5 Pressure cloud of original airfoil(up) and inflatable airfoil(down)

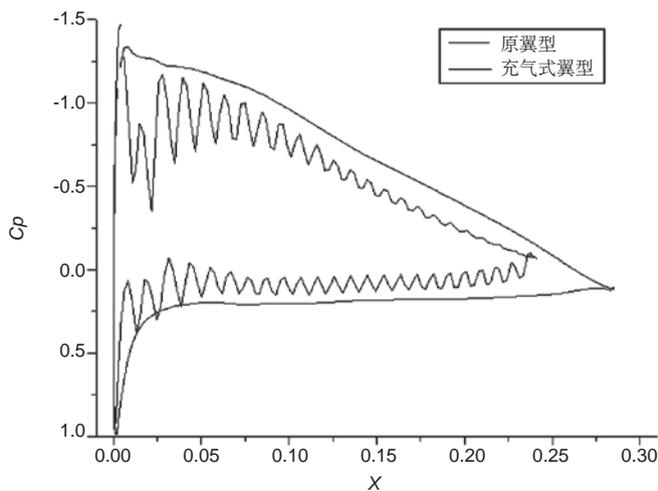


图6 压力系数曲线对比

Fig.6 The comparison of pressure coefficient curve

表1 升/阻力系数比较

Table 1 The comparison of lift/ drag coefficient

	升力系数 C_l	阻力系数 C_d	升阻比 C_l/C_d
充气式翼型	0.6786	0.0381	17.8
原翼型	0.8847	0.0181	48.9
改变百分比	-23.3%	+110%	-63.6%

弦长前。翼型上下表面压力的变化将使充气式翼型较原翼型的升力有一定程度的减小,再者由于充气式翼型上下翼面的平滑性较差,势必造成总阻力的增加。

结合Fluent的计算结果,可以得到压力系数曲线的对比,如图6所示。从图中,可明显看到充气式翼型较原翼型的上下翼面压力系数变化,充气式翼型的压力系数曲线有许多转折点,每个转折点都对应翼型表面相连圆弧的交点附近。

充气式翼型与原翼型的升力、阻力系数的具体数值在Fluent中可以得到,结果如表1所示。

从表中结果可以清晰知道,充气式翼型较原翼型,升力系数减小23.3%,阻力系数增加110%,升阻比减小了63.6%。充气式翼型的升阻特性较原翼型的升阻特性质量变差,是由于以下原因造成的:翼型外轮廓的改变,导致翼型表面流场的改变,涡流现象增加,附面层厚度改变,从而造成压力分布的改变,导致升力减小、阻力增加,造成升阻特性质量变差。

3)将Fluent中得到的结果导入Tecplot中,可以得到两种翼型的二维流场图,如图7所示。

从图中可知,充气式翼型的附面层流场确有变化,尤其是翼型表面相连圆弧相交处附近,流场变化明显,另外,在翼型尾部,由于充气式翼型并不像原翼型那样是尖形尾部,导致上下翼面气流汇合并不稳定,有大量涡出现,造成不必要的流场能量损失,致使升力降低,同时也使压差阻力、干扰阻力有所增加。

通过以上比较分析结果可知,充气式翼型的气动特性较原翼型差。不过,充气式机翼具有可折叠、低成本等

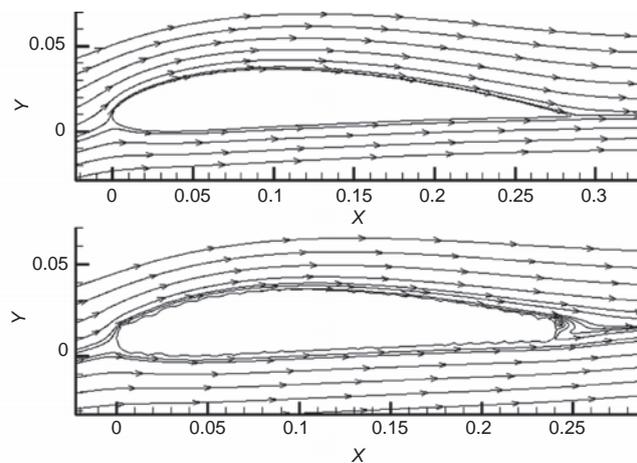


图7 原翼型(上)和充气式翼型(下)的流场

Fig.7 Flow field of original airfoil(up) and inflatable airfoil(down)

诸多优点,通过设计方法和制造工艺的改进,其发展前景可观。

3 弯扭特性分析

机翼的弯扭特性分析在飞机的实际设计过程中起到了很好的借鉴和参考作用,对保障飞行安全起到了积极的作用。利用ABAQUS软件进行充气式机翼的半翼展弯扭特性分析,根据材料特性或相关试验设置材料的抗拉强度和泊松比,内压设定为120kPa,翼根固支。

将CATIA的建模结果导入ABAQUS,并进行网格划分,网格划分和局部网格划分如图8所示。

根据FLUENT计算结果得到二维翼型的压力分布,计算机翼表面加载压力:

$$P(y) = P_{\max} \sqrt{1 - \left(\frac{y}{b/2}\right)^2} \quad (1)$$

式中, P_{\max} 为翼型表面压力计算值, y 为半翼展展向坐标值, b 为机翼展长。沿翼展方向加载压力载荷,载荷加载结果如图9所示。

利用ABAQUS进行计算,得到了充气式机翼的位移变化见图10)、弯扭变形(见图11)和应力分布结果(见图12)。

由图10可知,由于翼根处固支,所以翼根处位移为零;机翼弯度效果使翼梢处位移变化最大,但是在翼梢位置,某一翼型剖面上,各个点的位移变化不尽相同,前缘处位移变化较大,后缘处位移变化较小,即翼梢处翼型的弯度变化不相同,因此,机翼翼梢处有正扭转现象发生。从图11可以清楚看到翼梢处的正扭转现象。翼梢处正扭转现象的出现,会使翼尖处失速迎角减小,实际中可考虑适当增加内压来增大机翼刚度,减弱正扭转现象。

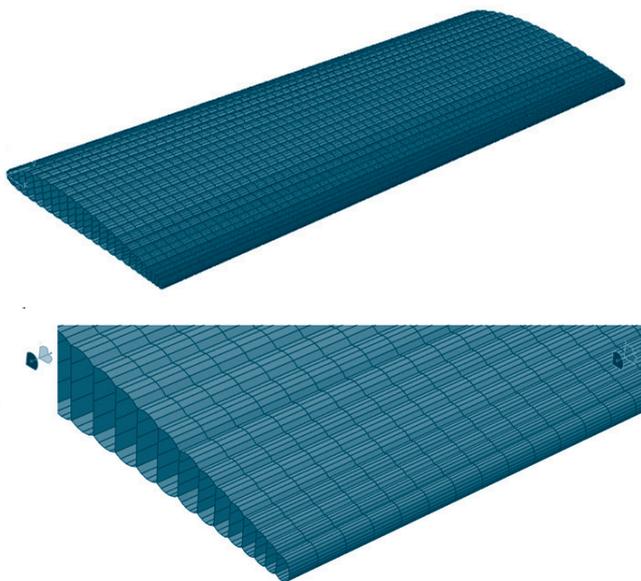


图8 网格划分及局部网格划分
Fig.8 Mesh and partial mesh

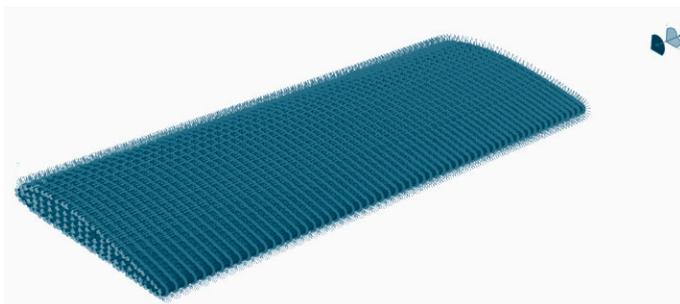


图9 机翼压力加载
Fig.9 Loading of wing pressure

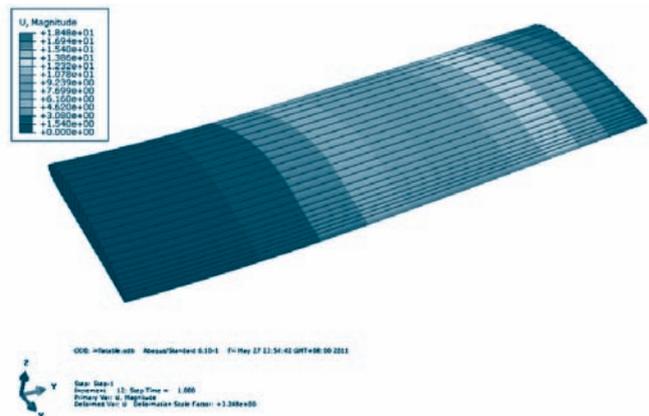


图10 机翼位移变化
Fig.10 Wing displacement

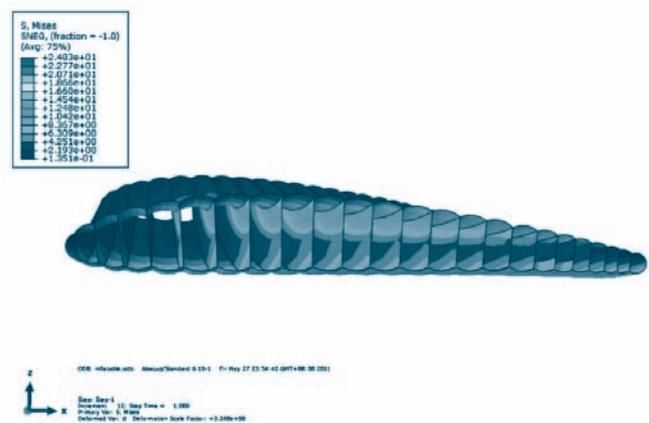


图11 机翼位移变化和弯扭变形
Fig.11 Wing displacement and torsion deformation

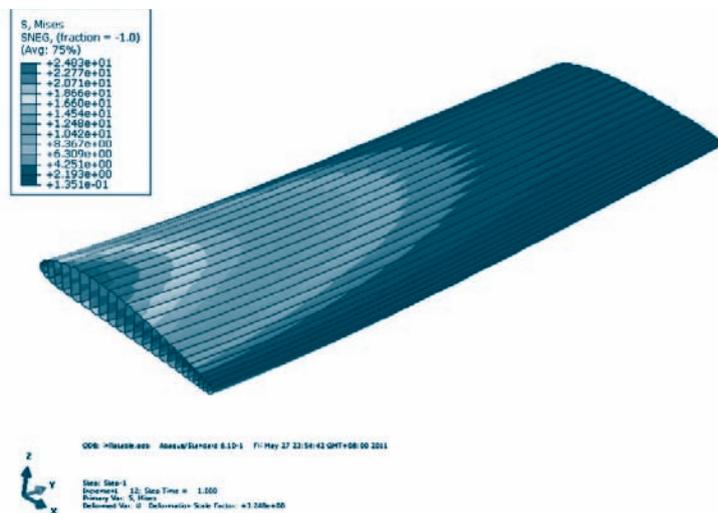


图12 应力分布
Fig.12 Stress distribution

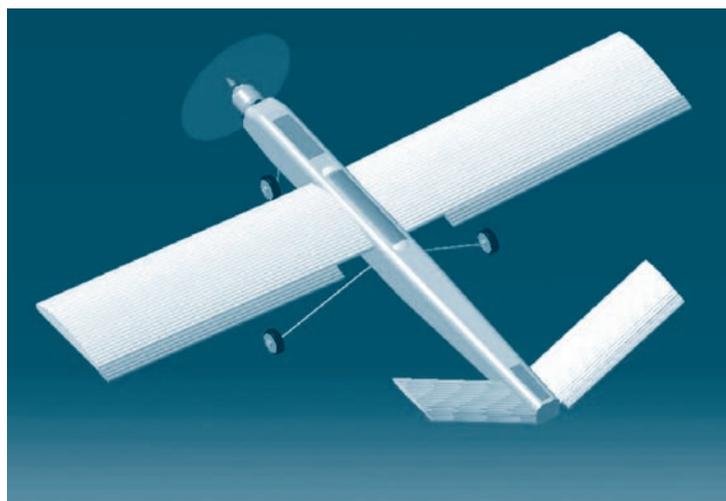


图13 充气式无人机三维建模
Fig.13 Three-dimensional model of inflatable UAV

由图12可见,机翼根部存在应力集中,在实际使用时,可以采取增加内压或者拉张线等措施,防止机翼对折,以免造成飞机坠毁的严重后果。

4 飞行试验

在经过理论分析之后,确定充气式无人机的外形布局,并进行无人机的实体建模(见图13)与整机设计制作工作。

无人机采用常规V型尾翼布局,机翼与V尾各单独充气,机长1105mm,翼展850mm,起飞重量2463g。飞行试验中,无人机操控性能优良,起飞、着落平稳,整个飞行试验获得较大成功,这验证了充气式机翼的设计方法是可行和可靠的。

5 结论

参考国内外充气式机翼的研究成果,首先,结合自身实践经验,完整的介绍了充气式机翼的设计方法;其次,从CFD流场计算结果,比较充气式翼型与原翼型的升阻特性变化,升力系数增加23.3%,阻力系数增加110%,升阻比减小63.6%;再次,从弯扭计算结果,观察充气式翼型的弯扭特性,充气式机翼根部有应力集中现象发生,端部有正扭转现象发生;最后,通过三维模型的构建以及充气式无人机的成功试飞,验证充气式机翼在实际使用中的可行性。

AST

参考文献

- [1] 朱亮亮,叶正寅.充气式机翼的通用设计方法[J].空军工程大学学报(自然科学版),2009,10(5):16-21.
ZHU Liangliang, YE Zhengyan. Research on a Universal Design Method for Inflatable Wings[J]. Journal of Air Force Engineering University,2009,10(5):16-21. (in Chinese)
- [2] 吕强,叶正寅,李栋.充气结构机翼的设计和试验研究[J].飞行力学,2007,25(4):77-80.
LV Qiang, YE Zhengyan, LI Dong. Design and Capability Analysis of an Aircraft with Inflatable Wing[J]. Flight Dynamics,2007,25(4):77-80. (in Chinese)
- [3] 朱宝懿.无人飞机空气动力学[M].北京:航空工业出版社,2006:23-25,29-60,124.
ZHU Baoli. UAV Aerodynamics[M]. Beijing: Aviation Industry Press,2006,23-25,29-60,124. (in Chinese)
- [4] 马丁·西蒙斯.模型飞机空气动力学[M].北京:航空工业出版社,2007:123-143,163-172,229-246.
Martin Simons. Model Aircraft Aerodynamics [M]. Beijing: Aviation Industry Press,2007:123-143,163-172,229-246.
- [5] 李鹏.TPU胶布及其在充气囊体材料中的应用[J].聚氨酯工业,2006,21(4):32-35.
LI Peng. TPU Coated Fabric and Its Application in Inflatable Materials[J]. Polyurethane Industry,2006, 21(4):32-35. (in Chinese)

- [6] Johnathan M.Rowe, Suzanne Weaver Smith, Andrew Simpson, Jamey Jacob. Development of a Finite Element Model of Warping Inflatable Wings[R]. AIAA 2006—1697.

Tel: 029-86832389

E-mail: buaa37050320wyc@163.com

董强(1970—)男, 硕士, 研究员。主要研究方向: 运输类飞机气动布局设计。

Tel: 029-86832389

E-mail: 779181618@qq.com

作者简介

王永超(1988—)男, 硕士研究生, 助理工程师。主要研究方向: 运输类飞机气动布局设计。

Designing and Analysis of Inflatable Wings

WANG Yongchao*, DONG Qiang

AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China

Abstract: According to the research of the inflatable wings at home and abroad, a designing method about the inflatable wings was introduced, combining with practical experience. A comparative study about the lift-drag characteristics and flow characteristics of the inflatable airfoil and the original airfoil were proposed using CFD. The computing and analysis about the bending and stress of inflatable wings were conducted using ABAQUS. Finally, a three-dimensional model of the inflatable UAV was created. And the production and flight test about the UAV were conducted. All of these verify the feasibility of the practical use of the inflatable wings.

Key Words: inflatable wing; airfoil; UAV; structural design; lift-drag characteristics; bending and torsion characteristics; flight test

Received: 2013-11-03; Accepted: 2013-12-20

* Corresponding author. Tel.: 029-86832389 E-mail: buaa37050320wyc@163.com