

充气式机翼的通用设计方法

朱亮亮, 叶正寅

(西北工业大学 翼型叶栅空气动力学国家级重点实验室, 陕西 西安 710072)

摘要:根据柔性材料的承力特点,以采用翼型的内切圆系尽可能地逼近常规翼型为设计思想,提出了一套可用于对称和非对称翼型的充气式机翼的通用设计方法。以非对称翼型 Eppler 398 为例,通过编程求解并结合软件绘图,阐述了充气式机翼的设计成型过程,并对根据该设计方法实际加工出的充气式机翼模型进行了抗弯刚度实验。实验结果表明:模型与设计相当吻合,其抗弯刚度随其内部充气压力增大而增大,即只要内部压力足够大,这种充气式机翼完全可以具备很好的抗弯刚度以替代刚性机翼。试验结果验证了该设计方法的可行性,为充气翼飞机的设计奠定了机翼设计的基础。

关键词:充气式机翼;柔性材料;通用设计方法;抗弯刚度

DOI:10.3969/j.issn.1009-3516.2009.05.004

中图分类号: V221⁺.8 **文献标识码:** A **文章编号:**1009-3516(2009)05-0016-06

充气式结构是一种由柔性材料构成的囊体结构,当处于未充气状态时,折叠后仅仅占据很小的空间,非常便于装载和运输,而充气展开后又可以发挥与其相当的刚性结构的功能,同时这种充气式结构具有重量轻、费用低等特点。因此,充气式结构在航空航天领域的应用越来越多,充气式机翼也开始应用于航空飞行器。充气式机翼技术的应用研究始于20世纪50年代,当时美国 Goodyear 公司制造的“Inflatoplane”是近代真正意义上最早采用充气式机翼的飞机^[1],可以被折叠后投放到敌军前线以营救跳伞的飞行员。随着无人机概念的提出及其研究的迅猛发展,以及材料、加工工艺、控制技术等的不断进步,充气翼飞机以其独有的特点再次引起人们的高度关注,许多研究机构开展了新的关于充气翼飞机的各项研究,目前走在世界前列的国家有美国、瑞士、日本等^[2-6]。国内对这方面的研究开始较晚。

迄今为止,关于充气式机翼的成型设计还没有一套科学完整的理论和方法,这也正是充气翼飞机设计中亟待解决的问题之一。吕强等人已经对此开展过研究,并探讨了对称翼型的充气式机翼的基本设计方法^[7]。由于对称翼型的气动性能远不如带弯度的高升力翼型,所以如何有效地设计带弯度的充气式机翼格外重要。本文在这些前期工作的基础上,提出了一套通用且简单的充气式机翼的设计方法,实现了带弯度充气式机翼的设计,并通过实际模型的加工以及实验,验证了这一方法的可行性。

1 充气式机翼结构成型设计

充气式机翼属于薄膜囊体结构,在充气状态下工作时必须保持特定的翼型才能正常发挥其气动性能。当满足2个前提条件,即:①囊体材料本身在受力时无弹性变形;②整个囊体结构内部充气压力一致,那么此类囊体结构在完全充气状态下的外形则主要由囊体内部的约束来确定,因此充气式机翼的设计重点就是其

* 收稿日期:2009-03-11

基金项目:国家“863”计划资助项目(2007AA11Z243)

作者简介:朱亮亮(1984-),男,陕西咸阳人,博士生,主要从事飞行器设计与空气动力学研究;

Email:mini-kobe@163.com

叶正寅(1963-),男,湖北浠水人,教授,博士生导师,主要从事计算流体力学与流固耦合力学研究。

内部的柔性约束。

1.1 充气式机翼的设计思想

一个无内部约束的薄膜囊体结构在完全充气条件下必然趋于一个球形,其截面则必然是一个圆,以下来做二维情况假设下的分析。

假设在一个完全充气的圆形囊体结构的内部布置一根柔性拉条(如图 1 所示,拉条连接囊体内部的 A、B 2 点),拉条与囊体内的连接处构成节点 A'和 B',则该圆被划分成 2 个空腔部分。空腔内的充气压力相等的情况下,拉条上只存在起牵引约束作用的拉力(这便是称其为“拉条”的原因),此时 2 个节点之间的囊体部分必然会仍旧各自趋向于一段以 A'B'为公共弦线的新圆弧。

因此,如果在这样一个囊体结构内部的不同位置布置不同长度的拉条,在保证整个囊体内部充气压力一致的情况下,每 2 个相邻节点之间的囊体部分必然会各自鼓成半径不同的圆弧,这些连续的圆弧段排列在一起形成的轮廓线必然逼近于某个特定的形状,而这个具体的形状正是取决于囊体内部的所有拉条构成的柔性约束机构。因此,如果能够采用一套方法来确定这种柔性约束机构(包括拉条的长度及其应该布置的位置),使得囊体结构在其约束作用下的外形轮廓线刚好逼近于需要的翼型,此时,把这样一个二维情形下的囊体结构在第三维方向上做等值拉伸,便形成了一个截面趋近于某翼型的囊体结构充气式机翼。

1.2 充气式翼型的成型原理

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。

假设 2 个囊体(二维情形下)相交且内部充气压力相等,将这 2 个囊体在其相交的公共弦线处用柔性拉条进行连接,并把相交的公共部分合并使其结合成一个囊体。此时,由于其内部充气压力始终一致,拉条上只存在拉力,因此并不会影响到囊体其余部分的外形。基于这个原理,如果把形状为某翼型中一系列连续内切圆的囊体通过此种方法进行连接从而构成一个完整的囊体结构,则这个囊体结构的外形轮廓线必然逼近于该翼型。反之,也可以说这样一个囊体结构在拉条的约束下刚好逼近于某翼型,这与我们的设计思想完全吻合,此即本文进行充气式翼型设计的基本原理——逼近原理。

由图 2 和图 3 的对比可见,拉条的布置形式直接影响到充气式囊体结构的外形。当拉条采用对称布置时,囊体结构会产生如图 2 所示的对称变形,从而可以逼近于对称翼型;而当其拉条采用非对称布置时,囊体结构会产生一定的弯度,产生如图 3 所示的非对称变形,从而可以逼近于带弯度的非对称翼型。

1.3 充气式机翼的设计方法与成型过程

根据上述逼近原理,选择一个常规翼型为模板翼型,通过寻找该翼型的内切圆并对其加以筛选,使得从翼型前缘到后缘方向上每 2 个连续的内切圆相交,相交而成的公共弦线就是需要确定的拉条,相交内切圆的

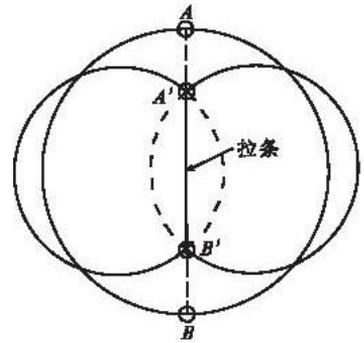


图 1 柔性拉条约束下囊体截面的变形示意图

Fig.1 Distortion of the section of a bladder with flexible restraints Inside

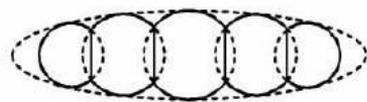


图 2 对称翼型逼近原理示意图

Fig.2 Sketch map of the principle of approaching for a symmetrical airfoil

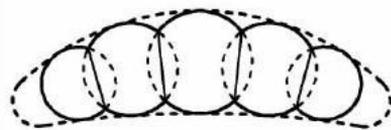


图 3 非对称翼型逼近原理示意图

Fig.3 Sketch map of the principle of approaching for an asymmetrical airfoil

交点就是对应拉条应该布置的位置。

1.3.1 充气式机翼翼型的设计步骤

1) 确定模板翼型(本文以 Eppler 398 翼型为例,见图 4);

2) 获得所选模板翼型上下翼面的样本点数据;

3) 写程序计算确定模板翼型内切圆的圆心及半径,求解结果见图 5;

4) 使用软件 AutoCAD 绘制充气式机翼的翼型图。

1.3.2 求解模板翼型内切圆圆心及其半径的方法

1) 分别求出模板翼型上下翼面每 2 个已知样本点之间的 3 次样条函数。

2) 在翼型上表面选取若干点 P_0, P_1, \dots, P_n (P_0 为翼型前缘点, P_n 为翼型后缘点), 通过 3 次样条函数插值求出这些点的坐标, 进而分别求出过点 P_1, P_2, \dots, P_{n-1} 的法线方程。然后再对翼型的下表面进行 3 次样条函数插值, 求出点 Q_1, Q_2, \dots, Q_{m-1} ($m \gg n$) 的坐标, 把这些点作为下翼面上新的样本点, 并且求出过这些点的法线方程。

3) 依次将点 P_i ($i=1, 2, \dots, n-1$) 作为该翼型的第 i 个内切圆与上翼面的切点, 分别求出过点 P_i 的法线与下翼面上过每一个样本点 Q_j ($j=1, 2, \dots, m-1$)

的法线的交点 C_j , 如果某个交点 C_j 到上下翼面对应点之间的距离相差最小, 则把该交点作为第 i 个内切圆的圆心 C_i , 把两个距离的平均值作为该内切圆的半径 R_i 。

整个设计过程中, 当选择的上翼面的第一个切点越靠近翼型前缘时, 求得的第一个内切圆也就越贴合翼型前缘, 同时翼型后缘又非常薄, 实际加工中很难满足前后缘完全贴合模板翼型的要求。此外, 在搜寻内切圆圆心的过程中, 对于一个选定的 n, m 越大则求解的结果越精确。由于计算机本身舍入误差的存在, 求得的结果有时还会在某些地方产生较明显的误差, 此时便需要人为进行数据处理。

1.3.3 绘制充气式机翼翼型图过程

1) 将模板翼型数据导入 AutoCAD, 并绘制出已经确定圆心及其半径的一系列内切圆 ($n=100$), 见图 6(a)。

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, 见图 6(b)。要求筛选出的内切圆系的轮廓线最大限度地逼近模板翼型, 因此选取内切圆的数目越多越好, 同时首尾越贴近模板翼型的前后缘越好。鉴于实际加工成型过程中的可操作性与方便性, 需要根据所要加工机翼的翼型及其具体尺寸进行恰当的选择。

3) 绘制出每 2 个内切圆相交的公共弦线, 并裁剪掉圆弧上相交的部分, 这些公共弦线便是需要确定的拉条, 见图 6(c)。

4) 利用 AutoCAD 软件的测量标注功能便可以直接得到充气式翼型上每段圆弧以及每个拉条的长度, 至此便确定了充气式翼型的所有数据, 最终设计的充气式机翼翼型见图 6(d)。



图 4 模板翼型(Eppler 398)

Fig.4 Model airfoil (Eppler 398)

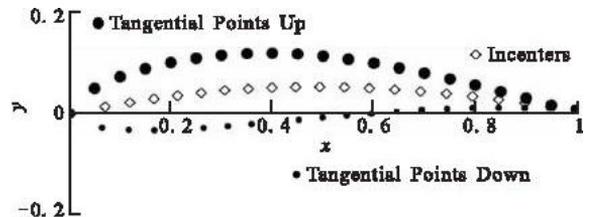


图 5 Eppler 398 内切圆搜寻结果示意图

($n=20, m=40\ 000$)

Fig.5 Result of searching for the inscribed circles of Eppler 398 ($n=20, m=40\ 000$)

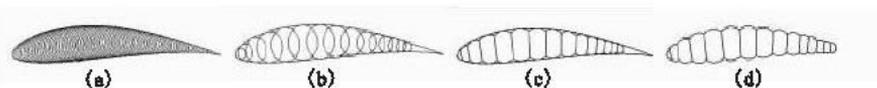


图 6 充气式机翼翼型绘制过程示意图

Fig.6 Plotting process of the airfoil for an inflatable wing

将图 6(d)所示的翼型进行第三维方向上的等值拉伸,便会形成一个平面形状为矩形的充气式机翼,见图 7。

这种充气式机翼称为整体充气式机翼,它完全是由封闭的蒙皮和内部拉条构成,拉条与上下翼面蒙皮之间构成平行的管道式内腔,机翼内部的内腔始终处于相互联通的状态,保证了充气状态下整个机翼内部的压力一致,整体充气式机翼正是依靠其内部的气体压力和拉条约束来保持这种逼近于常规机翼的外形。

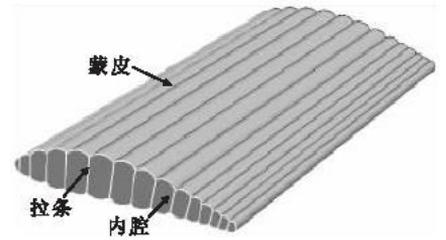


图 7 充气式机翼结构示意图

Fig.7 Structure of an inflatable wing

2 充气式机翼模型的加工与抗弯刚度实验

根据上述方法设计以 Eppler 398 为模板翼型的充气式机翼,实际加工一个弦长 0.35 m,展长 1.2 m 的整体充气式机翼模型。由于模型机翼的尺寸较小,加工设备较简陋,考虑到实际加工的可操作性,经过对几种不同数目的内切圆选择形式进行比较,这里设计的充气式机翼内部布置了 14 根拉条,设计翼型见图 6 (d)。

2.1 充气式机翼材料的选择

对于这种囊体结构的充气式机翼,其蒙皮材料首先一定要满足质量轻、气密性好、抗撕裂能力强且柔软可折叠的要求。同时,根据其成型原理,对于采用这种设计方法的整体充气式机翼,只有在蒙皮材料的弹性非常小的情况下,实际加工的机翼才能与设计更好地吻合。一般的薄膜材料在受力作用下的变形量都相对较大。经过调研和对比后选用了一种尼龙加 TPU 涂层的复合材料^[8],见图 8。



图 8 充气式机翼材料结构示意图

Fig.8 Structure of the material for inflatable wing

2.2 充气式机翼模型的加工方法及过程

为了保证机翼的气密性,针对涂层复合材料的特点选用高频热合的方法进行加工。

2.2.1 加工过程

1) 根据 AutoCAD 画出的翼型图和已知的翼型数据确定加工图(包括蒙皮的尺寸、拉条的尺寸以及拉条在蒙皮上的粘合位置)。

2) 进行蒙皮和拉条的画线(见图 9)以及裁剪,并对拉条及其在蒙皮上的对应位置线进行顺序编号。

3) 根据编号将各个拉条按顺序从前缘到后缘分别与蒙皮进行热合连接。

4) 进行翼梢以及机翼后缘的密封,并在机翼后缘以胶合的方式连接气管。

2.2.2 需要注意的问题

1) 确定加工图时,机翼两侧翼梢处的蒙皮要比内部拉条长出一个合适的尺寸用以形成机翼内的气道,并在机翼后缘处预留出气管接口的尺寸,用以安装气管进行充放气。

2) 画线要准且直,并在热合时将蒙皮和拉条上的线严格按照编号对齐重合,否则可能引起较大的机翼扭转变形。

3) 热合的温度和时间要经过反复调试,直至达到足够的热合强度。

加工成型后的充气式机翼见图 10,图中分别为充气式机翼的端面翼型、充气展开状态、气管接口以及折叠状态:

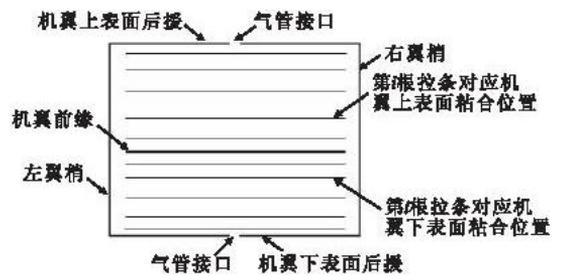


图 9 蒙皮的画线示意图

Fig.9 Sketch map for line plotting on the inflatable wing skin

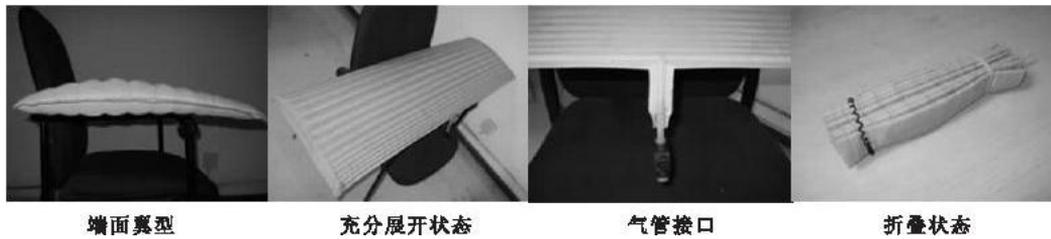


图10 充气式机翼模型

Fig.10 Inflatable Wing Model

2.3 充气式机翼模型的抗弯刚度实验

为了进一步验证该设计方法的可行性,对充气式机翼模型进行简单的抗弯刚度实验,亦即翼尖承受集中力载荷下的挠度实验,实验结果见图11。

从图中可以明显看出,在不同大小的翼尖集中力载荷下,充气式机翼的挠度都随其内部压力的增大而减小,即抗弯刚度随其内部压力的增大而增大,并且近似成线性关系。因此,只要充气式机翼的材料和加工工艺可以保证其能够承受足够大的内部充气压力,这种充气式机翼便可具备理想的抗弯刚度,从而可替代刚性机翼应用在一般的低速飞行器上。

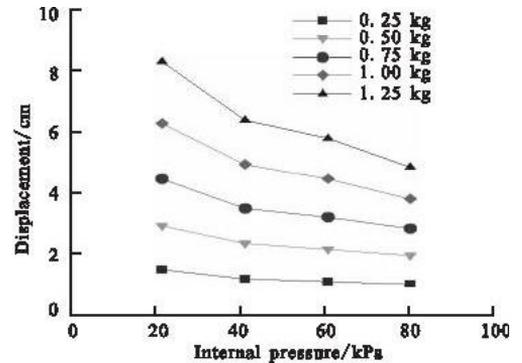


图11 抗弯刚度实验结果

.11 Results of the bending stiffness experiment

3 结束语

根据充气式机翼薄膜囊体结构的特点,基于内切圆系轮廓线逼近常规翼型的设计思想,本文提出了一套整体充气式机翼的通用设计方法。通过采用该方法设计与实际加工充气式机翼模型,并对其进行抗弯刚度实验,验证了该设计方法的可行性,为充气翼飞机的发展提供了机翼设计的基本方法,为后续工作的深入开展奠定了良好基础。

参考文献:

- [1] Andrew Simpson, Nathan Coulombe, Jamey Jacob, et al. Morphing of Inflatable Wings[R]. AIAA 2005-2110.
- [2] Michiko Usui. Aeromechanics of Low Reynolds Number Inflatable/Rigidizable Wings [D]. Kentucky: University of Kentucky, 2004.
- [3] Murray James E, Pahle Joseph W, Thornton Stephen V, et al. Ground and Flight Evaluation of A Small-Scale Inflatable-Winged Aircraft[R]. AIAA 2002-0820.
- [4] Madoka Nakajima, Yutaka Nishiyama, Hiroshige Kikukawa, Aerostructural Study on Inflatable Wing of A Roadable Aircraft [R]. AIAA 2007-2330.
- [5] Michiko Usui, Jacob Jamey D, Suzanne Weaver Smith, et al. Second Generation Inflatable/Rigidizable Wings for Low-Density Applications[R]. AIAA 2005-1883.
- [6] David Cadogan, Stephen Scarborough, Dan Gleeson, et al. Recent Development and Testing of Inflatable Wings[R]. AIAA 2006-2139.
- [7] 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.
LÜ Qiang, YE Zhengyin, LI Dong. Design and Capability Analysis of An Aircraft with Inflatable Wing [J]. Flight Dynamics, 2007, 25(4): 77-80. (in Chinese)
- [8] 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)

Research on A Universal Design Method for Inflatable Wings

ZHU Liang-liang, YE Zheng-yin

(National Key Laboratory of Aerodynamic Design and Research, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: According to the load-bearing characteristics of flexible materials, a universal design method for inflatable wings is proposed based on the design conception of approaching the general airfoil to its serial inscribed circles, which is applicable to both symmetric and asymmetric airfoils. Taking the non-symmetrical airfoil Eppler 398 for example, the design process is illustrated through the combination of programming and graphics. An inflatable wing model manufactured on the basis of this design method accords very well with the blueprint, which shows that the design conception is correct. A bending stiffness experiment is carried out upon the inflatable wing model, the experimental results indicate that this kind of inflatable wing is good in bending stiffness and can be used to replace rigid wings as long as the internal pressure is large enough, thus the feasibility of the design method is verified.

Key words: inflatable wing; flexible materials; universal design method; bending stiffness

刘大响院士来我校考察工作

2009年9月19日,中航科技委刘大响院士带领AATR计划(先进航空发动机技术研究)专家组成员,围绕我校李应红教授领衔承担的AATR计划某预研项目,针对研究基础和实验条件等方面进行了现场考察。专家组现场考察了相关实验设施设备,并召开了专题会议。会议由刘大响院士主持,李应红教授汇报了项目前期主要的研究工作及后续工作计划。专家组经过质询和讨论,一致认为工程学院在该领域开展了卓有成效的研究工作,取得了一定的成果,将对航空发动机的发展起到巨大的推动作用,并对项目组后续深化研究的工作做出了具体的指导。校、院首长针对专家组提出的问题和建议,指示各级部门全力支持项目组开展研究工作,力争在该领域取得更大的突破,为我国航空发动机事业做出长远的贡献。

(组织计划处 马涛供稿)