

复杂形体面片缠绕成型方法的分析与实现

王显峰 富宏亚 韩振宇 王永章

(哈尔滨工业大学机电学院, 哈尔滨 150001)

文 摘 通过对复杂形体缠绕成型方法的分析,提出了面片缠绕的思想;同时针对缠绕过程中可能存在的架空问题提出了一套可行的判定准则和解决方案。以面片缠绕理论为基础,针对飞机发动机进气道缠绕成型,编制缠绕控制程序并进行相应的实验,验证了面片缠绕方法的实用性,为航空航天高性能构件的缠绕成型探索了一条新的途径。

关键词 纤维缠绕,飞机进气道,缠绕成型

Analysis and Realization of Patch Winding Method for Complex Form

Wang Xianfeng Fu Hongya Han Zhenyu Wang Yongzhang

(College of Mechanical Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001)

Abstract By analyzing the method of complex form winding, the idea of patch winding is proposed. A series of feasible judging principles and schemes is put forward to deal with the bridge condition that maybe present during the patch winding. Based on the patch winding theory, the controlling program of patch winding is programmed. The practicability of patch winding method is validated by the experiments carried out on airplane inlet. A new way for the winding of components with high performance is explored for aviation and astronavigation industry.

Key words Filament winding, Airplane inlet, Winding

1 引言

近年来,缠绕制品由于其具有可设计性强、比强度高、可靠性高等优点,在航天航空等高科技领域得到了越来越广泛地应用。

飞机发动机进气道是影响发动机性能的关键部件。随着现代飞机的飞行速度和质量的提高,进气道的形状变得越来越复杂,其制造工艺也越来越受到重视。在国内,飞机发动机进气道大多采用金属材料制成,不仅质量大、造价高,而且其性能无法与复合材料相比。目前,美、欧等国在高性能军用飞机上已用复合材料发动机进气道代替传统的发动机进气道。

传统的缠绕成型理论和技术^[1]是根据芯模的

数学表达式来设计缠绕线型的,但是大多异型体是很难用具体的方程式表达,比如飞机发动机进气道,传统的缠绕方法很难解决其成型问题。如果用近似的方程式来逼近芯模外形,不仅计算的工作量很大,并且缠绕的轨迹控制精度不能得到保证,甚至出现架空或滑线现象。本文尝试了一种新的缠绕成型方法——面片缠绕法。

2 面片缠绕方法

面片缠绕法,就是根据需把芯模表面分成若干个足够小的单元,使整个缠绕区域形成网格,然后根据缠绕角、滑线指数、架空判据等条件进行分析,确定一系列的网格结点作为缠绕线型轨迹落纱点的

收稿日期:2005-10-08;修回日期:2006-03-30

基金项目:国家自然科学基金(50175020);哈尔滨工业大学博士科研启动基金(01503841)资助

作者简介:王显峰,1980年出生,博士研究生,主要从事纤维缠绕的CAD/CAM研究

方法。缠绕角要根据芯模轮廓的变化和芯模表面的摩擦系数而作相应调整,走出合理稳定的线型。

如图 1 所示,把一个已经网格化的数据模型的局部沿子午线剖开后展开。(缠绕角)是纤维与芯模表面子午线之间的夹角,可以根据芯模表面的形状变化实时对其调整。 B 点缠绕角太小,可以将 B 点调整到 C_1 或 C_2 ; 如果太大,则可以调整到 A_1 或 A_2 。根据不滑线和不架空的要求确定合理的,以便设计稳定的纤维缠绕轨迹。

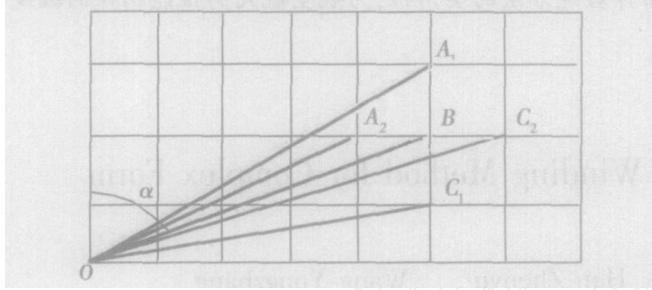


图 1 网格走线示意图

Fig 1 Sketch map of mesh winding

由微分几何可知,测地线是最稳定的缠绕轨迹^[2],如果缠绕纤维偏离测地线,它有向测地线方向滑移的趋势。在缠绕时,要使纤维稳定不滑线,必须使纤维滑线的侧向力小于纤维与芯模表面的摩擦力^[3],即满足:

$$\begin{cases} -\frac{|k_g|}{k_n} \mu_{\max} \\ k_n < 0 \end{cases} \quad (1)$$

式中, k_n 为纤维路径的法曲率, k_g 为纤维路径的测地曲率; μ_{\max} 为纤维与芯模或纤维与纤维之间的最大摩擦系数。由 (1) 式可知,即使不是测地线缠绕,纤维在芯模表面同样可以稳定布线,即进行非测地线缠绕。在面片缠绕中,所有数据均以离散点形式表述。

3 架空现象的判定

架空是指纤维脱离芯模表面而产生悬空的现象^[4]。在对复杂形体进行缠绕时,经常会遇到架空的问题,如果在缠绕制品的缠绕层内部存在架空的现象,将大大影响制品的质量和性能。在很多情况下,加大是避免架空的有效措施,但是过大会使产品径向强度减小。

要解决架空问题,必须在缠绕过程中对芯模轮廓及纤维走向进行架空判定。建立精确的芯模数学模型,经过网格划分读取其表面的详细信息,利用软件

对可能存在的架空进行检测与寻优控制。凹曲面芯模缠绕时的架空现象如图 2 所示,其中 O_1O_2 是芯模的主轴, B_1B_2 是架空纤维, B_1BB_2 是架空纤维 B_1B_2 在芯模上的投影, R 与 r 分别是 B_1 和 B_2 两点的半径。

取图 2 各线的在 xOy 面上的投影 [图 3 (a)], 并过原点 O 作 B_1B_2 的垂线 OP 和平行线 $B_{11}O$ 。

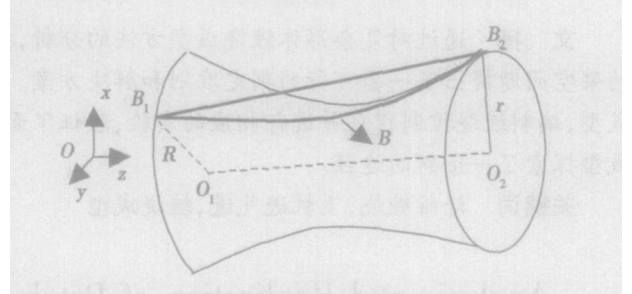


图 2 架空现象

Fig 2 Bridge condition

无架空时,纤维会被芯模撑起而紧贴在芯模表面,其投影向外弯曲,应该出现图 3 (b) 所示的情况。

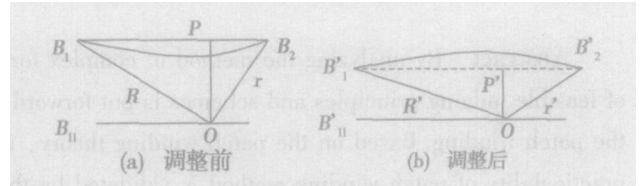


图 3 调整对比

Fig 3 Comparison adjustment

要消除架空现象,纤维投影线必须在芯模的外(上)部。由上述情况,可得出架空的判定依据。取 $B_1(x_1, y_1, z_1)$ 、 $B_2(x_2, y_2, z_2)$, 同时取纤维投影曲线 B_1BB_2 上任意点为 $B(x_b, y_b, z_b)$ 。若 O 点距直线 B_1B_2 的距离小于所有 B 点到直线 $B_{11}O$ 的距离,说明纤维已经贴附在芯模表面,没有架空。式 (2) 是架空纤维与 z 轴的最小距离 $|OP|$ 。

$$|OP| = \frac{|(y_2 - y_1)(x_2 - x_1)(x_2y_1 - x_1y_2)|}{\sqrt{(x_2 - x_1)^2 + (y_2 - y_1)^2}} \quad (2)$$

如果在曲线上存在这样一些点,它们到直线 $B_{11}O$ 的距离小于 (2) 式的值,则说明纤维是架空的,这种情况下可以适当增大,使式 (2) 的值变小,直到出现图 3 (b) 所示情况时,架空现象消失。但是局部存在小凹曲面的情况不适于上述判断方法。

4 缠绕仿真及实验验证

4.1 程序结构及仿真

开发的缠绕软件包括如下五个模块:

(1)建立数据芯模,应用 CAD 构建数据芯模,并以 IEGES格式输出芯模数据文件;

(2)网格剖分,建立网格元素的形状、网格节点位置的布置以及微小单元的尺寸等,将这些节点的坐标以后缀为 LIS格式的文件输出;

(3)稳定轨迹计算,选取使纤维稳定缠绕的一系列网格结点,确定缠绕轨迹线型;

(4)缠绕线型的仿真,以三维动画的形式模拟缠绕过程,验证线型的合理性;

(5)后置处理及缠绕数据输出,选取出纱点轨迹约束方程,进行缠绕速度平滑处理,按控制数据格式,生成控制数据文件。

根据芯模的表面信息,按照上述面片缠绕机理,进行了仿真。图 4为进气道缠绕实验仿真输出的图片。

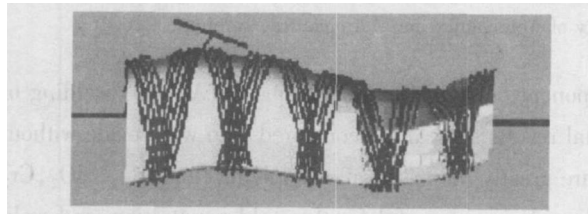


图 4 缠绕仿真

Fig 4 Winding simulation

4.2 缠绕实验

以飞机发动机进气道为例,采用由哈尔滨工业大学数控缠绕研究所自主研制的六坐标联动数控缠绕机,进行了两个缠绕实验。

4.2.1 等伸臂长缠绕

根据缠绕机各轴运动行程以及飞机发动机进气道芯模的形状和尺寸,在保证足够的缠绕运动范围和无碰撞干涉的前提下,确定一条平行于缠绕机回转主轴的直线作为出丝嘴运动轨迹。芯模转动时,使芯模上纤维切线与丝嘴运动轨迹相交,从而得到丝嘴的出纱点。图 5为 $\alpha = 70^\circ$ 时的情况。



图 5 等伸臂长缠绕实验

Fig 5 Winding experiment with constant arm restriction
宇航材料工艺 2006年 第6期

4.2.2 等悬线长缠绕

等悬线长缠绕在等伸臂长缠绕的基础上进行了改进,要求从出纱点到落纱点的切线长度为恒定值,丝嘴运动轨迹不是一条直线,而是一条平面曲线,它随着缠绕机主轴的回转运动依据进气道外轮廓变化而远离或靠近轴心, $\alpha = 70^\circ$ 时,试验情况见图 6。

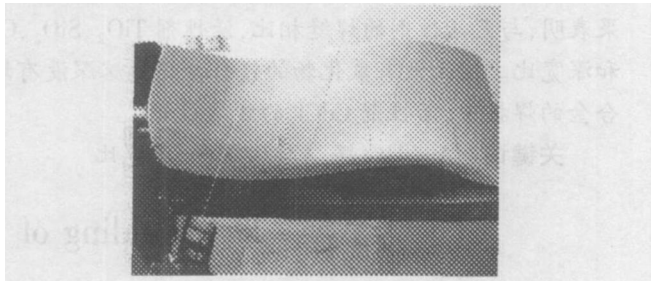


图 6 等悬线长缠绕实验

Fig 6 Winding experiment with constant tangent restriction

5 结论

针对异型件的特征,提出了一种全新的面片缠绕轨迹生成方法,分析了架空现象,并以飞机发动机进气道为芯模进行了缠绕试验。

等伸臂长缠绕的优点在于:运动相对简单,易于控制;不会发生丝嘴与芯模的碰撞,机械运行安全性高。不足之处是:自由度较少,存在轻微滑线现象;由于参与运动控制的联动坐标少,加之在缠绕过程中芯模形状不规则,不可避免地存在坐标运动量不均匀,容易产生某个坐标的急剧变速,运动不够平稳。等悬线长缠绕优于等伸臂长缠绕。该方案各轴联动配合较好,运行平稳;不易滑线;但丝嘴与芯模容易发生干涉,必须严格控制芯模的初始点相位。

通过试验,验证了面片缠绕方法的实用性,为变截面异型件的缠绕成型探索了一条新的途径。但是此技术在国内刚起步,尚不完善,需进一步改进。

参考文献

- 1 Huang Kaibang, Wang Yongzhang, Fu Hongya et al A mathematical model for the geodesic winding of surfaces of rotation Journal of Harbin Institute of Technology, 1995; E- 2: 35 ~ 37
- 2 梅向明,黄敬之. 微分几何. 北京:高等教育出版社, 2002: 177 ~ 189
- 3 富宏亚,黄开榜等. 非测地线稳定缠绕的边界条件及稳定方程. 哈尔滨工业大学学报, 1996; 28: 125 ~ 129
- 4 韩振宇. 纤维缠绕复合材料构件 CAD/CAM 技术及其应用的研究. 哈尔滨工业大学博士学位论文, 2005: 15

(编辑 吴坚)