

变体后缘索网传动机构的优化设计

尹维龙^{1,2} 张大为¹ 石庆华³ 姚永涛^{1,2}

(1. 哈尔滨工业大学航天学院, 哈尔滨, 150080; 2. 哈尔滨工业大学特种环境复合材料
国家级重点实验室, 哈尔滨, 150080; 3. 中航工业北京航空制造工程研究所, 北京, 100004)

摘要:变体后缘索网机构的驱动效率很大程度上取决于各个索的空间布置。首先,建立了索网机构的力学模型,给出了索网/基板非线性微分方程的差分迭代格式;然后,采用响应面法,建立了驱动力和索蒙皮最小距离的显式函数;最后,采用序列二次规划算法来求解该优化问题。计算结果表明:驱动力和索蒙皮最小距离的响应面模型具有很高的拟合精度;优化后索网机构的驱动力降低了 27.7%。

关键词:飞行器设计;变体后缘;索网;优化

中图分类号: V213.5 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2014)01-0292-05

Optimization of Transmission Mechanism with Cable Networks for Morphing Trailing-Edge

Yin Weilong^{1,2}, Zhang Dawei¹, Shi Qinghua³, Yao Yongtao^{1,2}

(1. College of Aeronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin, 150080, China; 2. National Key Laboratory of Science and Technology on Advanced Composites in Special Environments, Harbin Institute of Technology, Harbin, 150080, China; 3. AVIC Beijing Aeronautical Manufacturing Technology Research Institute, Beijing, 100004, China)

Abstract: The driving efficiency of the cable network transmission for morphing trailing-edge depends largely on spatial arrangement of each cable. Firstly, the mechanical model of the cable network transmission is developed. The differential iterative scheme is given for the nonlinear differential equations of the cable network and mid-plate. Secondly, the explicit function of driving force and the minimum distance between cable and skin is introduced by use of the response surface methodology. Lastly, the optimization problem is solved by the sequential quadratic programming algorithm. The results show that the response surface models of driving force and the minimum distance between cable and skin have high accuracy. The driving force is reduced by 27.7% in the optimized cable network.

Key words: aircraft design; morphing trailing-edge; cable network; optimization

变体后缘结构取消了机械铰链,由传统的偏转刚性面转为光滑连续的柔性结构。变体后缘的一个重要技术特征就是结构在变形过程中始终保持光滑、连续和无缝的翼面,从而提高了飞行器的气动和隐身性能^[1-2]。在变体后缘所涉及的关键技术中,高效的驱动结构或传动机构技术是其中之一^[3-5]。早期的变体后缘如可滑动大梁变弯度机

翼^[6]、任务自适应机翼^[7]和多关节变弯度机翼^[8]等所采用的传动机构均属于硬式范畴。硬式传动存在机构复杂、零件数量多和附加重量大等缺点,一定程度上限制了变体后缘的实际应用。和硬式传动相比,软式传动具有结构简单、附加重量小和易与柔性结构融为一体等优点。文献[9]设计了一种钢索传动的柔性后缘结构,通过气动肌肉驱动器驱

基金项目:高等学校博士学科点专项科研基金(10102302120032)资助项目;中央高校基本科研业务费专项基金(HIT.NSRID.2012028)。

收稿日期:2013-05-18;**修订日期:**2013-12-16

通信作者:尹维龙,男,副教授,博士生导师,E-mail:yinweilongbj@sina.com。

动钢索来实现后缘的柔性变形。文献[10]提出了一种应用风力机后缘的单索传动机构,其索采用的是直径为 2 mm 的碳棒。为了提高软式传动机构的驱动效率,文献[11]提出了一种索网软式传动机构,文中针对单节点的索网机构进行了设计与分析,并进行了变形测试实验。

对于索网机构,一方面,其驱动效率很大程度上取决于各个索之间的空间布置,索的长度和固定位置对驱动效率均有很大的影响;另一方面,索与蒙皮之间的距离要满足一定的要求,否则,后缘变形过程中索和蒙皮之间会发生干涉。因此,索网机构的设计问题属于多变量非线性优化问题。变体后缘的大挠度弯曲变形带来了显著的几何非线性,驱动力等很难用解析公式来表达;加之,由于采用有限差分或有限元来分析,导致一些变量(如索固定位置)是离散型的,从而加大了优化问题的难度。为此,本文拟采用响应面法来建立目标函数与设计变量间的响应面模型,进而采用序列二次法来求解该优化问题。

1 结构模型

图 1(a)为索网机构的结构简图,其中 F_U 和 F_L 分别为上、下索网机构的输入力。该结构的变形原理为通过布置在基板上下两侧索网机构的交替动作来实现后缘弯度的变化。索网机构的参数定义如图 1(b)所示, L 为基板的长度, L_1 为钢索 1 在后缘结构内部的有效长度, L_2 和 L_3 分别为钢索 2 和钢索 3 的长度, a 为钢索 3 与基板连接点与基板固定端的距离, b 为钢索 2 与基板连接点与基板自由端的距离, h 为钢索 1 通过定滑轮时与基板中面的距离。这里暂时不考虑蒙皮和内部支撑结构,只考虑基板在索网传动机构作用下的弯曲变形,将基板简化为平面梁。

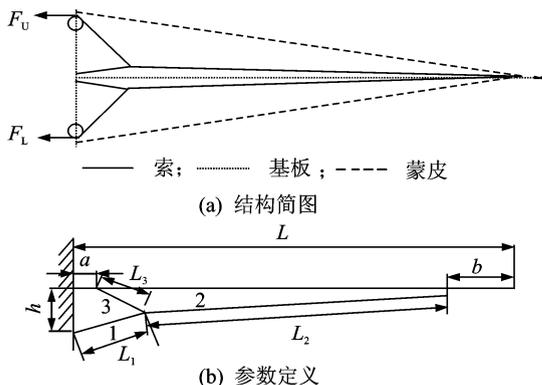


图 1 单节点索网传动机构的结构及参数

Fig. 1 Schematic of cable networks with single node

在自然坐标系下,梁上任一点的坐标可表示为

$$x = x(s) \quad (1)$$

$$w = w(s) \quad (2)$$

式中: s 为沿梁轴线的自然坐标。

基板在索网传动机构作用下弯曲变形的微分方程为

$$\frac{d\theta}{ds} = \frac{M(s)}{EI} \quad (3)$$

式中: EI 为基板沿着后缘弦向的抗弯刚度, $M(s)$ 为梁上任一点的弯矩。

$M(s)$ 的具体表达式为:

(1) 当 $(L-b) \leq s \leq L$ 时

$$M(s) = 0 \quad (4)$$

(2) 当 $a \leq s \leq (L-b)$ 时

$$M(s) = F_2 \sin(\gamma_2) (x|_{s=L-b} - x(s)) + F_2 \cos(\gamma_2) (w|_{s=L-b} - w(s)) \quad (5)$$

(3) 当 $0 \leq s \leq a$ 时

$$M(s) = F_2 \sin(\gamma_2) (x|_{s=L-b} - x(s)) + F_2 \cos(\gamma_2) (w|_{s=L-b} - w(s)) + F_2 \sin(\gamma_3) (x|_{s=a} - x(s)) - F_2 \cos(\gamma_3) (w|_{s=a} - w(s)) \quad (6)$$

式中: F_2 为索 2 的拉力, γ_2 为钢索 2 与水平线之间的夹角, γ_3 为钢索 3 与水平线之间的夹角,具体推导过程和其他参数定义详见文献[9]。

式(3)为非线性微分方程,采用有限差分法来求解,差分格式如下

$$\frac{\theta_{i+1} - \theta_i}{\Delta s} \approx \frac{M(s_i)}{EI} \quad (7)$$

$$x_{i+1} = x_i + \Delta s \cos(\theta_i) \quad (8)$$

$$w_{i+1} = w_i + \Delta s \sin(\theta_i) \quad (9)$$

式中: Δs 为差分步长。

边界条件为: $x(s=0) = 0$, $w(s=0) = 0$ 和 $\theta(s=0) = 0$ 。采用二分法求解在指定偏转角下的驱动力。

索 2 在 oxw 坐标系下的直线方程可表示为 $Ax + By + C = 0$,图 2 为蒙皮上任意点 $P(x_s, w_s)$ 到索 2 的距离,公式为

$$D = \frac{(Ax_s + Bw_s + C)^2}{A^2 + B^2} \quad (10)$$

索 2 与蒙皮之间的最小距离为

$$d = \min D \quad (11)$$

2 优化模型

单节点索网机构的主要设计变量包括索 2 的驱动点位置(b)、索 3 的长度(L_3)、定滑轮的高度(h)和索 3 与基板的固定位置(a)。目标函数是最小化驱动力。约束条件为设计变量的可用空间和

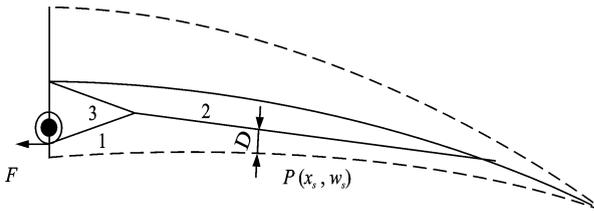


图2 蒙皮上任意点到索2的距离

Fig. 2 Distance between the any point on skin and cable 2

索蒙皮最小距离要满足设计值。索网驱动机构的优化问题就是求解在满足所有约束条件下索网驱动力的最小值,其数学模型为

$$\begin{aligned} & \min F(x) \\ & \text{s. t. } x_i^L \leq x_i \leq x_i^U \quad (i=1,2,3,4) \\ & \quad d_0 - d(x) \leq 0 \end{aligned} \quad (12)$$

式中: d_0 为索蒙皮最小距离的设计值。

3 响应面模型

由式(3,11)可以看出,驱动力和索蒙皮最小距离均为设计变量的非线性隐式函数。因此,需要将隐式函数转化为显式函数。首先,建立驱动力和索蒙皮最小距离的响应面模型。响应面法的基本原理是:首先假设一个包含未知系数的、由状态变量与基本变量构成的解析表达式,然后用拟合的方法确定未知系数以表达隐式函数或高度非线性函数^[10]。响应面模型常采用的是二次多项式形式,这里只保留常数项、一次及二次平方项,不考虑二次交叉项,其形式为

$$y = a_0 + \sum_{i=1}^n a_i x_i + \sum_{i=1}^n a_{i+n} x_i^2 \quad (13)$$

计算多项式系数的步骤为:首先,根据自变量和多项式系数的数量来设计试验表;然后,按照设计的试验表进行试验(可以是真实试验或数值模拟);最后,通过非线性回归得到多项式系数的估计值。目前,常用的试验设计法有全因素试验设计法、中心复合试验设计法、正交试验设计法和均匀试验设计法等^[12]。

4 结果与分析

算例中基板选为钢板,其厚度、长度和宽度分别为1,600和1 000 mm,弹性模量为210 GPa。后缘的设计偏转角为 10° 。有限差分的步长取为0.5 mm。设计变量为 $x=[b, L_3, h, a]$,约束条件为:设计变量范围为: $10 \leq b \leq 90, 10 \leq L_3 \leq 50, 40 \leq h \leq 60, 0 \leq a \leq 20$;变形过程中索蒙皮最小距离不小于1 mm。

驱动力和索蒙皮最小距离的响应面模型采用二次多项式形式。首先,设计了4因素3水平正交试验表,如表1所示;其次,通过数值仿真得到每个序列的驱动力和索蒙皮最小距离;最后,非线性拟合出了驱动力和索与蒙皮最小距离的多项式系数,如表2所示。

因此,以显式函数表示的索网驱动机构优化模型为

表1 正交试验表(4因素3水平)

Tab. 1 Orthogonal table of four factors and three levels

序号	b	L_3	h	a	d	F
1	10	10	40	0	-3.28	162.20
2	90	50	40	20	8.40	220.64
3	10	10	40	0	-3.28	162.2
4	50	40	30	10	2.79	176.24
5	50	10	60	0	2.87	173.65
6	10	50	50	0	-3.94	131.23
7	90	30	40	0	8.42	165.56
8	10	10	40	20	-3.13	215.45
9	10	10	40	10	-3.24	188.29
10	10	50	60	10	-3.17	126.34
11	50	50	40	0	2.15	171.97
12	50	10	50	20	3.12	222.47
13	90	10	60	0	8.71	191.35
14	90	10	50	10	8.80	219.27
15	10	30	60	20	-3.08	143.43
16	10	30	50	0	-3.47	122.99

表2 非线性回归结果

Tab. 2 Nonlinear regression result

	a_0	a_1	a_2	a_3	a_4	a_5	a_6	a_7	a_8	R^2
F	167.028	1.047	-4.505	2.028	1.416	-0.005	0.063	-0.032	0.028	0.984
d	-4.59	1.58×10^{-1}	6.51×10^{-3}	-1.81×10^{-2}	-1.22×10^{-2}	-8.66×10^{-5}	-3.58×10^{-4}	2.28×10^{-4}	1.53×10^{-4}	1.0

$$\begin{aligned} & \min \bar{F}(x) \\ \text{s. t. } & 10 - x_1 \leq 0, x_1 - 90 \leq 0, 10 - x_2 \leq 0 \\ & x_2 - 50 \leq 0, 40 - x_3 \leq 0, x_3 - 60 \leq 0 \\ & 0 - x_4 \leq 0, x_4 - 20 \leq 0, 1 - \bar{d}(x) \leq 0 \quad (14) \end{aligned}$$

式中: $\bar{F}(x)$ 和 $\bar{d}(x)$ 分别为驱动力和索蒙皮最小距离以二次多项式表示的响应面模型,多项式系数见表 2。

式(14)为非线性优化问题,采用序列二次规划算法来求解。索网机构的初始设计值选为 $b = 60 \text{ mm}$, $L_3 = 40 \text{ mm}$, $h = 40 \text{ mm}$ 和 $a = 20 \text{ mm}$ 。序列二次规划算法较为依赖起始点设计,有可能落入局部最优值,本文选不同的起始点进行优化和对比分析。图 3 为选择不同的起始点时驱动力的优化迭代曲线。可以看出,虽然起始点不同,但是驱动力的最优值均趋于 125.1 N。表 3 比较了索网机构优化前后的驱动力变化。可以看出,经过优化后的驱动力降低了 27.7%,进一步提高了索网驱动机构的驱动效率。优化后索网机构和后缘的变形图如图 4 所示。

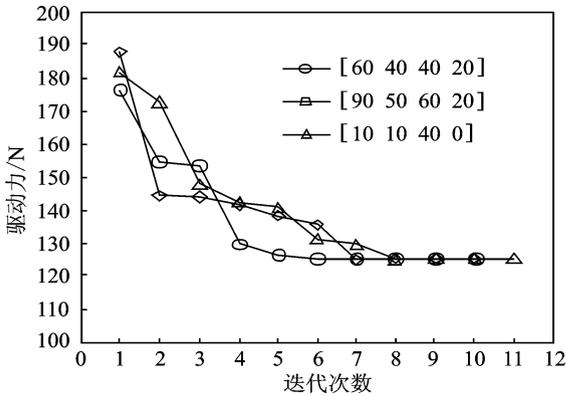


图 3 驱动力的迭代曲线

Fig. 3 Iterative curves of driving force

表 3 优化前后驱动力比较

Tab. 3 Optimization results

优化前后	设计变量/mm				目标函数 F/N
	b	L_3	h	a	
初始设计	60	40	40	20	176.3
优化后	39.74	35.21	60	0	125.1

5 结 论

本文建立了变体后缘索网传动机构的优化模型,采用响应面法给出了驱动力以及索蒙皮最小距离的二阶响应面模型,利用序列二次法求解该优化问题。得出以下结论:

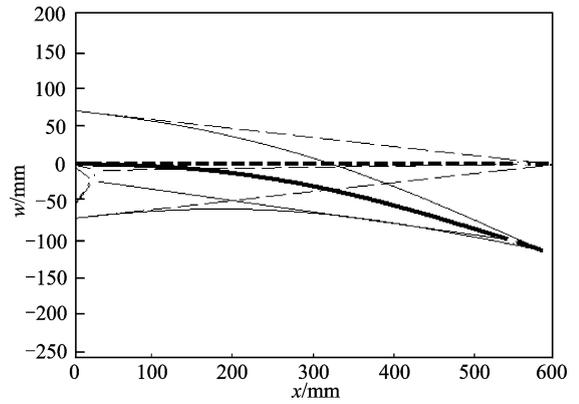


图 4 优化后的索网机构和后缘变形图

Fig. 4 Deformation of trailing edge actuated by cable networks after optimization

(1)驱动力和索蒙皮最小距离的二阶响应面模型具有很高的拟合精度,可以保证拟合后显式函数的计算精度。

(2)索网机构经过优化后,其驱动力降低了 27.7%,进一步调高了索网的驱动效率,为索网驱动机构在变体飞行器上的应用打下了一定的理论基础。

参考文献:

[1] 杜善义,张博明. 飞行器结构智能化研究及其发展趋势[J]. 宇航学报, 2007, 28(4): 773-778.
 Du Shanyi, Zhang Boming. Status and developments of intelligentized aircraft structures[J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(4): 773-778.

[2] 尹维龙,田东奎. 可变后缘弯度机翼柔性蒙皮的变形特性分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2012, 44(4): 493-496.
 Yin Weilong, Tian Dongkui. Deformation of flexible skin for variable trailing-edge camber wing[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2012, 44(4): 493-496.

[3] Barbarino S, Bilgen O. A review of morphing aircraft [J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2011, 22(1): 823-877.

[4] Vasista S, Tong L Y, Wong K C. Realization of morphing wings a multidisciplinary challenge[J]. Journal of Aircraft, 2012, 49(1):11-28.

[5] Reich G, Sanders B. Introduction to morphing aircraft research[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(1): 1059-1060.

[6] Parker H F. The parker variable camber wing[R]. NACA-TR-77, Waikiki;AIAA Inc,1920.

- [7] John W S, Wilton P L, Gordon A P. Variable camber systems integration and operational performance of the AFTI/F-111 mission adaptive wing[R]. NASA TM-4370, 1992.
- [8] Poonsong P. Design and analysis of a multi-section variable camber wing[D]. Washington: University of Maryland, 2004:10-11.
- [9] Yin W L, Tian D K, Chen Y J. Design and test of pneumatic artificial muscle driven variable trailing-edge camber wing[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2012, 19(3):99-103.
- [10] Daynes S, Weaver P M. A morphing trailing edge device for a wind turbine[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2012, 23(6): 691-701.
- [11] 尹维龙, 石庆华, 田东奎. 变体柔性后缘的索网传动设计与力学分析[J]. 航空学报, 2013, 34(8): 1824-1831.
Yin Weilong, Shi Qinghua, Tian Dongkui. Design and analysis of transmission mechanism with cable networks for morphing trailing-edge[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(8):1824-1831.
- [12] 马东立, 楚亮, 张朔. 基于响应面法的联结翼气动设计及优化[J]. 空气动力学学报, 2010, 28(1): 113-118.
Ma Dongli, Chu Liang, Zhang Shuo. Aerodynamic design and optimization for joined wing based on response surface methodology[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2010, 28(1): 113-118.

