

智能抛物面天线多目标最优控制

隋允康*, 龙连春

(北京工业大学 机电学院, 北京 100022)

摘 要:大型天线必须保持非常精确的形状。由于载荷变化及各种随机干扰,为了保持精确的形状,这类结构宜采用主动控制。针对智能抛物面天线结构,建立了对天线反射面的最佳吻合抛物面的 RMS 精度和作动器能耗为综合目标的多目标优化模型。优化模型以结构强度和作动器性能作为约束条件,模型转化为二次规划问题进行求解,实现智能抛物面天线的准静态最优控制。算例表明,可以用较少的作动器,实现大型天线结构的精密控制。

关键词:智能结构;天线;形状控制;多目标优化;光程差
中图分类号:O232 **文献标识码:**A

1 引 言

大型天线结构、光学干涉仪和太空望远镜等对背架结构有严格的功能要求,这种系统要求几十米甚至更大尺寸的结构只有十亿分之一米的变形^[1]。另外,天线的性能可能会因为天线表面变形或由于气候和环境因素引起的干扰而变坏,天线电波束的转向会导致不必要的卫星重定向,现行结构的设计、分析和测试方法难以满足这一要求。这些缺陷导致了智能天线结构的发展^[2,3]。自适应结构,这种可以改变它们的几何外形和物理特性的结构,可以实现静态形状调整,因而是最合适这一要求的。

大型天线背架通常采用空间桁架结构,反射镜和类似结构也是这样。这样,在设计时必须考虑在各种临界载荷组合下的强度和适应性问题。由于适应性的要求,背架结构对设计形状的偏差必须在一定的限度内,这个限度随无线电波长的变化而变化,波长越短,要求天线的精度就越高。背架结构的偏差影响天线的精度。表面误差用对期望形状表面的偏离的均方根(RMS)来表示。通常情况下,天线结构许可的 RMS 误差是非常苛刻的,对多普勒天线,典型的 18 m 直径天线许可的 RMS 为 1 mm;直径为 30 m 天线的 RMS 误差小于 1.5 mm,这就是为什么传统的设计方法导致杆的截面积增加,并且远大于强度要求的原因。采用智能天线结构,天线

结构杆件的截面尺寸可以完全由强度来决定而无需考虑其刚度,其截面尺寸仅需满足其强度要求;而其形状精度可以通过用作动器进行主动控制来保证。

近年来,一些研究者在智能天线领域开展了研究工作^[1-5,7]。部分工作集中于动态载荷,更多的则集中于准静态载荷。Wastington^[3]研究出一种抛物面“单弯曲”天线,采用 PZT 作动器,这种天线通过对固粘于天线反射表面的压电材料施加电压来改变天线的形状;Yoon^[4]等研制了“双弯曲”压电陶瓷带驱动孔径天线;一些研究者还研究了压电复合壳覆盖整个壳表面时的形状变化情况^[5];这些天线可以使天线电波束转向和使天线电波束聚焦。Furuya 和 Haftka^[6]描述了空间桁架的变形统计预测问题,并通过采用并置传感器和作动器的主动单元研究了 150 单元的天线桁架结构静态形状估计和控制的效果。Saravanan 等^[7]研究了用可变几何桁架结构对多普勒天线进行表面误差控制的方法,并采用遗传算法研究了作动器的最优配置问题。夏人伟^[8]提出了大型复杂航天器的若干结构与力学问题。隋允康等^[9,10]用规划法方法研究了自适应桁架结构的形状最优调控及智能天线结构的分层最优控制问题。

针对智能抛物面天线结构的特点,考虑天线最佳吻合抛物面随作动器的主动调控而变化,建立了对天线反射面的最佳吻合抛物面(BFP)的 RMS 精度和作动器能耗为综合目标的多目标优化模型。优化模型以结构强度和作动器性能作为约束条件,实现了智能抛物面天线的准静态形状最优控制。算例

收稿日期:2003-12-11;修改稿收到日期:2004-03-19.

基金项目:国家自然科学基金(10472005);北京市自然科学基金(3022002);北京市教委(KM200410005019)资助项目.

作者简介:隋允康*(1943-),男,教授,博士生导师.

表明,可以用较少的作动器和较少的主动行程,实现大型天线结构的精度控制。

2 智能天线结构的基本设定

将抛物面天线的背架看成是空间桁架结构,其反射面与背架在抛物面内的节点处相连。因此,天线反射面的精度,可以用背架在抛物面上的节点相对最佳吻合抛物面的 RMS 来度量。 f 为抛物面焦距;节点总数 n_0 个,抛物面内节点 n 个。天线反射面的精度误差可用下式表示^[11]

$$D = (B - VH)^T Q (B - VH) \quad (1)$$

其中 B 为光程差正比向量列阵, V 为吻合几何矩阵,只和抛物面内节点坐标有关, H 为吻合参数向量列阵, Q 为加权对角矩阵,其中, i 号对角元素 $Q_i = f^2 n q_i a_i / [4(1 + Z_i) \sum_{j=1}^n q_j a_j]$, 这里, f 为抛物面焦距, q_i 为照度因子, $q_i = 1 - Cr_i^2/R_0^2$, r_i 为表面 i 点与焦轴的距离, R_0 为天线口面半径, C 为由 f/R_0 决定的常数, a_i 为表面 i 点影响的反射面积。设 (x_i, y_i, z_i) 为 i 点坐标, $X_i = x_i/f$, $Y_i = y_i/f$, $Z_i = z_i/f$ 分别为 i 点坐标的无因次量; (u_i, v_i, w_i) 为 i 点位移, $U_i = u_i/f$, $V_i = v_i/f$, $W_i = w_i/f$ 分别为 i 点位移的无因次量,则

$$B = \begin{Bmatrix} X_1 U_1 + Y_1 V_1 - 2W_1 \\ \vdots \\ X_n U_n + Y_n V_n - 2W_n \end{Bmatrix} \quad (2)$$

$$H = \{U_A \quad V_A \quad W_A \quad H_0 \quad \varphi_x \quad \varphi_y\}^T \quad (3)$$

其中 $U_A = u_A/f$, $V_A = v_A/f$, $W_A = w_A/f$, (u_A, v_A, w_A) 为 BFP 顶点 O_1 对原抛物面顶点 O 的移动量; $H_0 = h/f$, h 为焦距 f 的增量; φ_x, φ_y 分别为 BFP 按右手螺旋绕 X, Y 轴的旋转量。

对最佳吻合抛物面(BFP)的保型设计,需先确定最佳吻合抛物面,即先确定 H , 最佳吻合抛物面 H 是按最小二乘解求出的。

设结构共有 m 根杆, p 根杆装有作动器;在外荷载作用下结构产生初始变形的无因次量位移分量分别为 U_i^0, V_i^0 和 W_i^0 , 作动器主动变形 $\delta_k (k = 1, 2, \dots, p)$ 后, i 号节点位移的无因次量为

$$\begin{cases} U_i = U_i^0 + \sum_{k=1}^p \bar{U}_{ik} \delta_k \\ V_i = V_i^0 + \sum_{k=1}^p \bar{V}_{ik} \delta_k \\ W_i = W_i^0 + \sum_{k=1}^p \bar{W}_{ik} \delta_k \end{cases} \quad (4)$$

其中 $\bar{U}_{ik}, \bar{V}_{ik}$ 和 \bar{W}_{ik} 分别为 k 号作动器有单位伸长时 i 号节点无因次量位移分量的变化量,当载荷已知时,由结构有限元分析得到。按叠加原理, i 号杆的轴力值为

$$F_i = F_i^0 + \sum_{k=1}^p \bar{F}_{ik} \delta_k \quad (5)$$

其中 F_i^0 为在外荷载作用下 i 号杆的初始轴力; \bar{F}_{ik} 为 k 号作动器有单位伸长时 i 号杆的轴力变化值。

3 多目标最优控制模型

3.1 建立多目标最优控制模型

对于天线结构来说,保证其反射面的精度是最主要的目标,在保证反射面精度的同时,减小作动器的调控能耗,尤其是在航空航天领域具有非常重要的意义。因此,这里建立一个以天线抛物面精度和作动器调控能耗最小为目标的多目标最优控制模型,对于诸如压电类作动器,作动器调控能耗与作动器的主动行程的平方成正比,因此用 $S = \sum_{k=1}^p \delta_k^2$ 作为作动器能耗指标。该模型中,最佳吻合抛物面是随着抛物面内各点的变化而随时变化的。

优化模型为

$$\begin{cases} \text{Find } \delta_k & (k = 1, 2, \dots, p) \\ \text{make } G = \alpha_1 D + \alpha_2 S \rightarrow \min \\ \text{s. t. } \underline{F}_i \leq F_i \leq \bar{F}_i & (i = 1, 2, \dots, m) \\ \underline{\Delta}_{ak} \leq \Delta_{ak} \leq \bar{\Delta}_{ak} & (k = 1, 2, \dots, p) \end{cases} \quad (6)$$

其中 D 为天线反射面的精度误差;目标函数中 α_1 和 α_2 分别为天线反射面精度和作动器能耗的权系数;第一个约束为杆件轴力约束,第二个约束为作动器变形约束; F_i, \underline{F}_i 和 \bar{F}_i 分别为 i 号杆的轴力及许可轴力的下、上限,对有作动器的杆, $\underline{F}_i = \max(\underline{F}_{ih}, \underline{F}_{ia}), \bar{F}_i = \min(\bar{F}_{ih}, \bar{F}_{ia})$ 。这里, $\underline{F}_{ih}, \bar{F}_{ih}$ 为杆件基体材料部分的许可轴力的下、上限; $\underline{F}_{ia}, \bar{F}_{ia}$ 为杆件作动器部分的许可轴力的下、上限; $\Delta_{ak}, \underline{\Delta}_{ak}$ 和 $\bar{\Delta}_{ak}$ 分别为 k 号作动器的总变形量及许可总变形量的下、上限。

模型(6)还不能直接求解,因为目标函数式很复杂,其次还需要约束的显式表达,为了将模型转化为可以求解的形式,对目标和约束作如下处理。

3.2 优化模型目标函数的处理

因吻合抛物面参数向量列阵 H 随变量 $X = \{\delta_1, \delta_2, \dots, \delta_p\}^T$ 变化,先将 H 表示成 X 的函数。由于 H 是最佳吻合抛物面参数向量列阵,因而有

$$\frac{dD}{dH} = -2V^TQ(B - VH) = 0 \tag{7}$$

由上式可得

$$H = (V^TQV)^{-1}(V^TQB) = LB \tag{8}$$

其中 L 是 V 的以 Q 加权的广义逆,

$L = (V^TQV)^{-1}V^TQ$.将式(8) 代入式(1),则

$$\begin{aligned} D &= (B - VH)^TQ(B - VH) = \\ &= (B - VLB)^TQ(B - VLB) = \\ &= [(I - VL)B]^TQ[(I - VL)B] \end{aligned}$$

令 $R = (I - VL)^TQ(I - VL)$,则目标函数可写成

$$G = \alpha_1B^TRB + \alpha_2\sum_{k=1}^p\delta_k^2 \tag{9}$$

目标函数中 D 的一阶导为

$$\begin{aligned} \frac{\partial D}{\partial \delta_i} &= 2\alpha_1B^TR\frac{\partial B}{\partial \delta_i} = \\ &= 2\alpha_1B^TR\begin{Bmatrix} X_1\overline{U}_{1i} + Y_1\overline{V}_{1i} - 2\overline{W}_{1i} \\ \vdots \\ X_n\overline{U}_{ni} + Y_n\overline{V}_{ni} - 2\overline{W}_{ni} \end{Bmatrix} \end{aligned} \tag{10}$$

$$\nabla^T(G) = \left(\frac{\partial G}{\partial \delta_1}, \frac{\partial G}{\partial \delta_2}, \cdots, \frac{\partial G}{\partial \delta_p}\right) \tag{11}$$

目标函数二阶导为

$$\begin{aligned} \frac{\partial^2 G}{\partial \delta_i \partial \delta_j} &= 2\alpha_1\begin{Bmatrix} X_1\overline{U}_{1j} + Y_1\overline{V}_{1j} - 2\overline{W}_{1j} \\ \vdots \\ X_n\overline{U}_{nj} + Y_n\overline{V}_{nj} - 2\overline{W}_{nj} \end{Bmatrix}^T R \\ &\quad \begin{Bmatrix} X_1\overline{U}_{1i} + Y_1\overline{V}_{1i} - 2\overline{W}_{1i} \\ \vdots \\ X_n\overline{U}_{ni} + Y_n\overline{V}_{ni} - 2\overline{W}_{ni} \end{Bmatrix} + \begin{cases} 2\alpha_2 & (i = j \text{ 时}) \\ 0 & (i \neq j \text{ 时}) \end{cases} \end{aligned} \tag{12}$$

由上式可得海森(Hesse) 矩阵 $H(G)$ 。

3.3 最优控制模型中约束的处理

将式(5) 代入杆件轴力约束表达式,可将其转化成如下形式

$$\begin{cases} \sum_{k=1}^p \overline{F}_{ik}\delta_k \leq \overline{F}_i - F_i^0 \\ -\sum_{k=1}^p \overline{F}_{ik}\delta_k \leq -\underline{F}_i + F_i^0 \end{cases} \tag{13}$$

i 号杆作动器的总变形 Δ_{ai} 可表示为

$$\Delta_{ai} = (F_i^0 + \sum_{k=1}^p \overline{F}_{ik}\delta_k)/K_{ai} + \delta_i \tag{14}$$

其中 K_{ai} 为 i 号杆作动器刚度.作动器变形约束转化为

$$\begin{cases} \sum_{k=1}^p \overline{F}_{ik}\delta_k/K_{ai} + \delta_i \leq \overline{\Delta}_{ai} - F_i^0/K_{ai} \\ -\sum_{k=1}^p \overline{F}_{ik}\delta_k/K_{ai} - \delta_i \leq -\underline{\Delta}_{ai} + F_i^0/K_{ai} \end{cases} \tag{15}$$

3.4 最终最优控制模型

通过上述处理,最优控制模型(6) 转化为如下二次规划问题:

$$\begin{cases} \text{Find} & X = \{\delta_1, \delta_2, \cdots, \delta_p\}^T \\ \text{make} & G = \frac{1}{2}X^TH(G)X + \nabla^T(G)X \\ & \quad - X^{*T}H(G)X \rightarrow \min \\ \text{s. t.} & \sum_{k=1}^p \overline{F}_{ik}\delta_k \leq \overline{F}_i - F_i^0 \quad (i = 1, 2, \cdots, m) \\ & \quad -\sum_{k=1}^p \overline{F}_{ik}\delta_k \leq -\underline{F}_i + F_i^0 \\ & \quad \sum_{k=1}^p \overline{F}_{ik}\delta_k/K_{ai} + \delta_i \leq \overline{\Delta}_{ai} - F_i^0/K_{ai} \\ & \quad -\sum_{k=1}^p \overline{F}_{ik}\delta_k/K_{ai} - \delta_i \leq -\underline{\Delta}_{ai} + F_i^0/K_{ai} \end{cases} \tag{16}$$

其中 $X^* = \{\delta_1^*, \delta_2^*, \cdots, \delta_p^*\}$ 为 X 的当前值。

4 数值算例及讨论

例 1 抛物面天线简化为 25 杆平面问题,如图 1 所示.杆基体部分材料弹性模量为 $E_h = 210$ GPa;杆件横截面积为 $A = 10^{-4} \text{ m}^2$,许用拉应力为 $\sigma' = 50$ MPa,许用压应力为 $\sigma'' = -50$ GPa.作动器部分材料弹性模量为 $E_a = 63$ GPa,作动器许可轴力均为 $\overline{F}_a = 3$ kN, $\underline{F}_a = -3$ kN,许可的总变形及主动变形均为 0.1 mm,刚度为 $k_a = 5.04 \times 10^7$ N/m.天线口径 $d_0 = 5$ m,焦距 $f = 2.5$ m.外荷载为 $P_{1x} = 600$ N, $P_{1y} = -600$ N, $P_{3x} = 400$ N, $P_{3y} = -400$ N, $P_{5x} = 300$ N, $P_{5y} = -300$ N, $P_{7x} = 100$ N, $P_{7y} = -100$ N, $P_{9x} = 200$ N, $P_{9y} = -200$ N, $P_{11x} = 400$ N, $P_{11y} = -400$ N.考虑两种作动器布置情况:(1) 所有杆上装有作动器;(2) 只在杆 1,6,11,15,20,25 上装有作动器.取权系数 $\alpha_1 = 0.99, \alpha_2 = 0.01$ 。

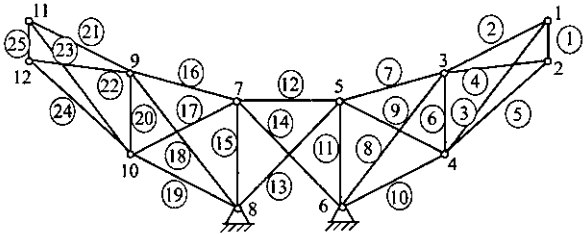


图 1 25 杆简化平面天线背架
Fig. 1 A simplified 25-bar planar antenna back-up

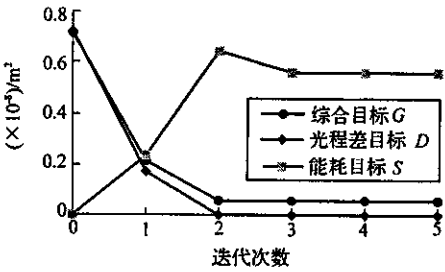


图 2 目标随迭代步变化历史
Fig. 2 Changing history of the objective values

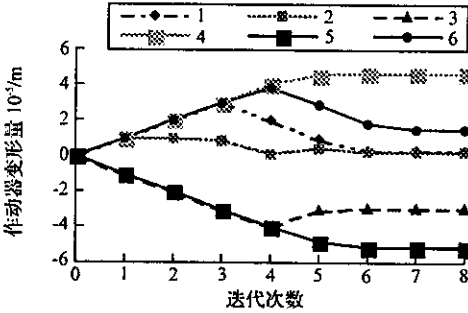


图 4 6 个作动器的变形量
Fig. 4 Active deformation of actuators

所有杆上装有作动器时,目标函数随迭代步的变化历史如图 2 所示。只在杆 1,6,11,15,20,25 上装有作动器时,目标函数随迭代步的变化规律如图 3 所示,作动器的主动变形量如图 4 所示。

结构中分别有 6,5,4,3,2,1 个作动器时,其调控能力($\alpha_1 = 0.99, \alpha_2 = 0.01$)由表 1 给出。当结构中有 1 个内置作动器时,就可以使天线的半光程差由 $0.7256 \times 10^{-8} \text{ m}^2$ 降到 $0.1059 \times 10^{-8} \text{ m}^2$,使误差减少了 85.4%;当结构中有 2 个内置作动器时,可以使天线的半光程差减少 93.8%;而当结构中有 3 个作动器时,则使天线的半光程差减少了

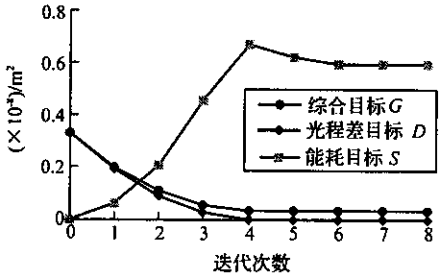


图 3 6 个作动器时目标变化历史
Fig. 3 Changing history of objective values when it with 6 built-in actuators

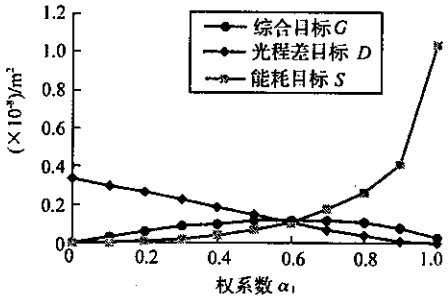


图 5 优化目标与权系数的关系
Fig. 5 Relation between objective value and weight coefficients

99.9%。对于该结构,作动器数目继续增加时,其对光程差的影响则非常小了。目标随权系数 α_1 和 α_2 的变化情况如图 5 所示。比较表 1 还可以发现,当作动器数目较多时,可以达到较高的调控精度,而且所需的能耗也相对较小。

例 2 某 8 米天线抛物面,正视图如图 6 所示,共有 336 根杆。杆基体部分材料弹性模量为 $E_h = 210 \text{ GPa}$;杆件横截面积为 $A = 10^{-4} \text{ m}^2$,许用拉应力为 $\sigma' = 50 \text{ MPa}$,许用压应力 $\sigma'' = -50 \text{ MPa}$ 。作动器部分材料弹性模量为 $E_h = 63 \text{ GPa}$,作动器许可轴力均为 $\bar{F}_a = 2 \text{ kN}, \underline{F}_a = -2 \text{ kN}$,许可的总变形及主动变形均为 0.5 mm ,刚度为 $k_a = 5.04 \times 10^7 \text{ N/m}$ 。天线口径 $d_0 = 8 \text{ m}$,焦距 $f = 3 \text{ m}$ 。外荷载为:

$$P_{1x} = 600 \text{ N}, P_{1y} = 600 \text{ N}, P_{1z} = -600 \text{ N}$$

$$P_{3x} = 400 \text{ N}, P_{3y} = 400 \text{ N}, P_{3z} = -400 \text{ N}$$

$$P_{5x} = 300 \text{ N}, P_{5y} = 300 \text{ N}, P_{5z} = -300 \text{ N}$$

$$P_{7x} = 400 \text{ N}, P_{7y} = 400 \text{ N}, P_{7z} = -400 \text{ N}$$

$$P_{9x} = 200 \text{ N}, P_{9y} = 200 \text{ N}, P_{9z} = -200 \text{ N}$$

$$P_{11x} = 500 \text{ N}, P_{11y} = 500 \text{ N}, P_{11z} = -500 \text{ N}$$

讨论两种情况:(1)在 336 根杆上共装有 48 个作动器;(2)共装有 24 个作动器,并将作动器的轴力约束放松到 4kN。取权系数 $\alpha_1 = 0.95, \alpha_2 = 0.05$ 。作

表 1 作动器个数不同时的优化结果比较

Tab. 1 The optimum results changing with the number of actuators from 0 to 6

作动器数	作动器所在杆号	光程差目标	能耗目标
		$D(\times 10^{-8}/\text{m}^2)$	$S(\times 10^{-8}/\text{m}^2)$
6	1,6,11,15,20,25	0.0001	0.5940
5	1,11,15,20,25	0.0001	0.5961
4	11,15,20,25	0.0001	0.5971
3	11,15,20	0.0001	0.6112
2	15,20	0.0451	0.9113
1	15	0.1059	0.7384
0	—	0.7256	0

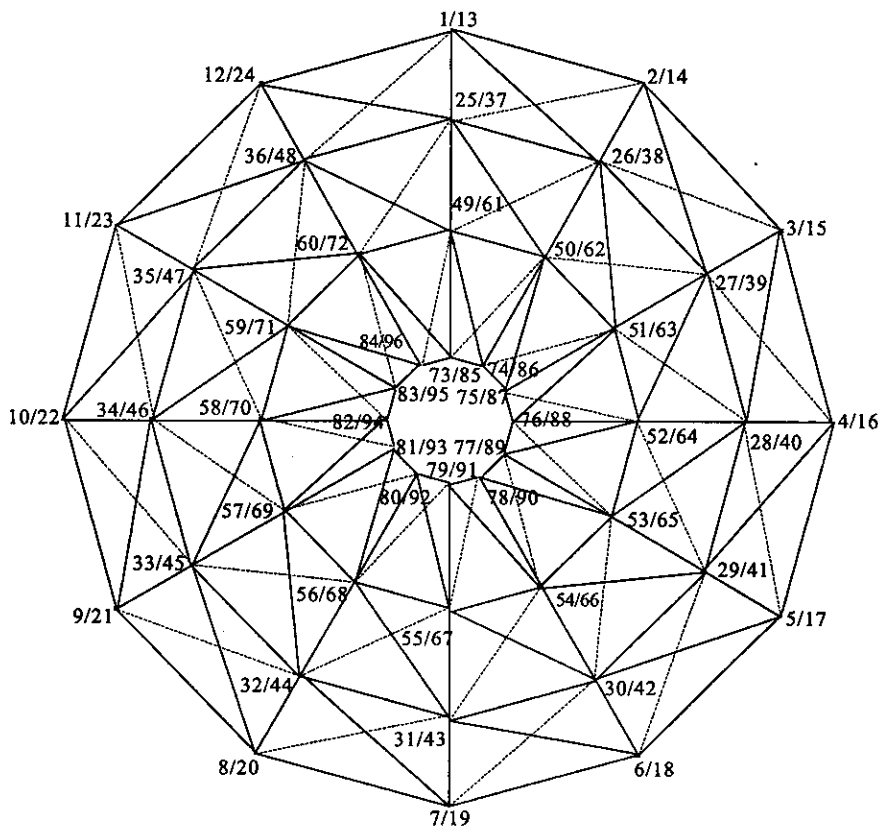


图 6 336 单元天线正面节点编号
Fig. 6 A 336-element-antenna elevation and its node numbers

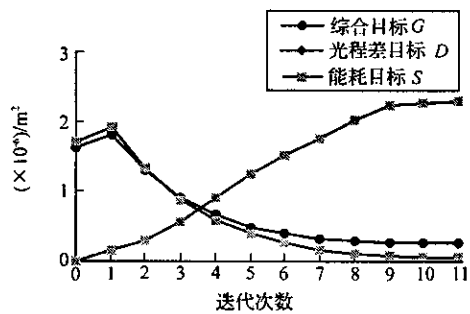


图 7 48 个作动器时的目标变化规律
Fig. 7 The objective function law when it has 48 built-in actuators

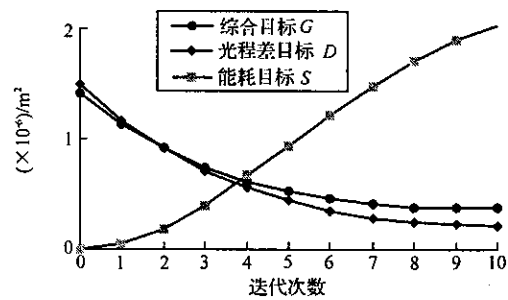


图 8 24 个作动器时的目标变化规律
Fig. 8 The objective function law when it has 24 built-in actuators

动器的布置是利用单个作动器对目标的影响大小来选取的,并且利用了结构的对称性。

(1)的目标函数随迭代步的变化规律如图 7 所示。其中第 2 步的综合目标值及光程差目标值都比第一步要大,这是因为初始时部分杆的轴力超出了作动器的允许轴力 2 kN,最大值达到了 2.64 kN,通过调控后,使轴力回到了允许范围,最大值为 2 kN。(2)的目标函数随迭代步的变化规律如图 8

表 2 两种配置方案的主要结果对比
Tab. 2 The results comparison of 48 and 24 actuators

作动器个数	光程差目标 $D(\times 10^{-6})/\text{m}$		能耗目标 $S(\times 10^{-6})/\text{m}^2$	
	调控前	调控后	调控前	调控后
48	1.702	0.052	0	2.271
24	1.489	0.212	0	2.039

所示。两种配置方案的主要结果对比见表 2。

336 杆的天线结构,当采用 48 个作动器时,可以将光程差调控到非常小;采用 24 个作动器时,半光程差的平方和减少了 85.8%;如果再对作动器进行最优位置布置,则可能产生更大的效益,也可以采用更少的作动器来控制大型天线结构的形状。

5 结 论

本文所用多目标最优控制模型,可对智能抛物面天线结构进行精度调控,同时保证能耗较小;对静不定天线结构,调控可以实现结构应力的重分布,在一定程度上使结构内杆件的最大应力下降到安全水平。

采用将天线调整到最佳吻合面的方法来调控天线精度,需要的作动器变形非常小。如例 1(1)中,1 号节点的 z 向初始位移达到了 1.686 mm,而所有作动器的主动行程之和只有 0.289 mm,就将天线内节点与吻合面的误差调控到接近于 0。

采用较少的作动器也可以实现对较大规模结构进行有效的调控。

参考文献 (References):

[1] GARBA J A, WADA B K, FANSON J L. Adaptive structures for precision controlled large space system [J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 1992, **3**(2):348-366.

[2] AU T M, LUK K M. Effect of parasitic element on the characteristics of microstrip antennas[J]. *IEEE Transaction, Antennas Propagat*, 1991, **39**: 1244-1251.

[3] WASHINGTON G. Smart aperture antennas[J]. *Smart Materials and Structures*, 1996, **5**:801-805.

[4] YOON H S, WASHINGTON G, THEUNISSEN W H. Analysis and design of doubly curved piezoelectric strip-actuated aperture antennas [J]. *IEEE Transaction on Antennas and Propagation*, 2000, **48** (5):755-762.

[5] TZOU H S. *Piezoelectric shells: Distributed Sensing*

and Control of Continua [M]. Boston, MA: Kluwer, 1992.

[6] FURUYA H, HAFTKA R T. Static shape control of space trusses with partial measurements [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets, AIAA*, 1995, **32** (5):856-865.

[7] SARAVANAN U, SIVAKUMAR S M, KALYANARMAN V. A study on the design and behavior of smart antenna[J]. *Smart Materials and Structures*, 2001, **10**:580-598.

[8] 夏人伟. 大型复杂航天器的若干结构与力学问题 [J]. 宇航学报, 2001, **22**(4): 1-6. (XIA Ren-wei. Several critical issues in structures and mechanics of large complex spacecrafts[J]. *Journal of Astronautics*, 2001, **22**(4):1-6. (in Chinese))

[9] 隋允康, 龙连春, 任礼行, 等. 自适应桁架结构形状最优控制. 钱学森技术科学思想与力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 2001. (SUI Yun-kang, LONG Lian-chun, REN Li-xing, et al. *Optimized Shape Control of Adaptive Trusses*[M]. Thought of QIAN Xue-sen Engineering Sciences and Mechanics. Beijing: Chinese National Defence Press, 2001. (in Chinese))

[10] 隋允康, 龙连春. 智能天线结构形状最优控制[J]. 无线电通信技术, 2003, **29**(5): 25-27. (SUI Yun-kang, LONG Lian-chun. Optimum shape control of intelligent antenna structures[J]. *Radio Communications Technology*, 2003, **29**(5):25-27. (in Chinese))

[11] 陈树勋. 精密复杂结构的几种现代设计方法[M]. 北京: 航空航天大学出版社, 1992. (CHEN Shu-xun. *Several Modern Design Methods for Precise Complicated Structures*[M]. Beijing: University of Aeronautics and Astronautics Press, 1992. (in Chinese))

[12] 隋允康. 建模·变换·优化——结构综合方法新进展[M]. 大连: 大连理工大学出版社, 1996. (SUI Yun-kang. *Modeling Transformation and Optimization: new Developments of Structural Synthesis Method* [M]. Dalian: Dalian University of Technology Press, 1996. (in Chinese))

A numerical analysis of stress intensity factors for cracks emanating from an elliptical hole in a rectangular plate subjected to internal pressure

YAN Xiang-qiao

(Research Laboratory on Composite Materials, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: An analysis of cracks emanating from an elliptical hole in a rectangular plate subjected to internal pressure is made by means of a boundary element method presented recently by the author. The boundary element method consists of the constant displacement discontinuity element presented by Crouch and Starfield and the crack tip displacement discontinuity elements proposed by the author. In the boundary element implementation the left or the right crack tip displacement discontinuity element is placed locally at corresponding left or right crack tip on top of the constant displacement discontinuity elements that cover the entire crack surface and the other boundaries. The present numerical results further illustrate that the present approach is very effective and accurate for calculating stress intensity factors of complex cracks in a finite plate and can reveal the effect of the cracked body geometry on stress intensity factors.

Key words: crack; intensity factor; boundary element; crack tip element; displacement discontinuity element

(上接第 676 页)

Multi-objective optimum control of intelligent parabolic antennas

SUI Yun-kang*, LONG Lian-chun

(School of Mechanical Engineering & Applied Electronic Technology,
Beijing Polytechnic University, Beijing, 100022, China)

Abstract: Large-scale antennas should keep its shape prexisely. Since various load cases and every kind of stochastic interference, this kind of structure is fit for active control method for the purpose of keeping its shape. For intelligent parabolic antennas, a multi-objective optimum model is established, which takes the RMS (root-mean-square) of the light distant difference to the best-fit paraboloid of antennas and the energy consumed by actuators as multiple objective functions. The optimum model is constrained by strength of the structure and character of actuators. The objective functions are combined in one by two weighting factors and then quadratic approximation is taken for solving. Finally, the model is transformed to a sequential-quadratic-programming problem. Simulation of quasi-static shape control of intelligent parabolic antennas was carried out. Examples illustrate that the precise shape control of large-scale antennas can be realized by using fewer actuators. With the increase of the number of the actuators, the precision of the antennas can be very high and ultimately reaches to zero error theoretically.

Key words: intelligent structures; antennas; shape control; multi-objective optimization; RMS

如何学习天线设计

天线设计理论晦涩高深, 让许多工程师望而却步, 然而实际工程或实际工作中在设计天线时却很少用到这些高深晦涩的理论。实际上, 我们只需要懂得最基本的天线和射频基础知识, 借助于 HFSS、CST 软件或者测试仪器就可以设计出工作性能良好的各类天线。

易迪拓培训(www.edatop.com)专注于微波射频和天线设计人才的培养, 推出了一系列天线设计培训视频课程。我们的视频培训课程, 化繁为简, 直观易学, 可以帮助您快速学习掌握天线设计的真谛, 让天线设计不再难...



HFSS 天线设计培训课程套装

套装包含 6 门视频课程和 1 本图书, 课程从基础讲起, 内容由浅入深, 理论介绍和实际操作讲解相结合, 全面系统的讲解了 HFSS 天线设计的全过程。是国内最全面、最专业的 HFSS 天线设计课程, 可以帮助你快速学习掌握如何使用 HFSS 软件进行天线设计, 让天线设计不再难...

课程网址: <http://www.edatop.com/peixun/hfss/122.html>

CST 天线设计视频培训课程套装

套装包含 5 门视频培训课程, 由经验丰富的专家授课, 旨在帮助您从零开始, 全面系统地学习掌握 CST 微波工作室的功能应用和使用 CST 微波工作室进行天线设计实际过程和具体操作。视频课程, 边操作边讲解, 直观易学; 购买套装同时赠送 3 个月在线答疑, 帮您解答学习中遇到的问题, 让您学习无忧。

详情浏览: <http://www.edatop.com/peixun/cst/127.html>



13.56MHz NFC/RFID 线圈天线设计培训课程套装

套装包含 4 门视频培训课程, 培训将 13.56MHz 线圈天线设计原理和仿真设计实践相结合, 全面系统地讲解了 13.56MHz 线圈天线的工作原理、设计方法、设计考量以及使用 HFSS 和 CST 仿真分析线圈天线的具体操作, 同时还介绍了 13.56MHz 线圈天线匹配电路的设计和调试。通过该套课程的学习, 可以帮助您快速学习掌握 13.56MHz 线圈天线及其匹配电路的原理、设计和调试...

详情浏览: <http://www.edatop.com/peixun/antenna/116.html>



关于易迪拓培训：

易迪拓培训(www.edatop.com)由数名来自于研发第一线的资深工程师发起成立，一直致力和专注于微波、射频、天线设计研发人才的培养；后于 2006 年整合合并微波 EDA 网(www.mweda.com)，现已发展成为国内最大的微波射频和天线设计人才培养基地，成功推出多套微波射频以及天线设计经典培训课程和 ADS、HFSS 等专业软件使用培训课程，广受客户好评；并先后与人民邮电出版社、电子工业出版社合作出版了多本专业图书，帮助数万名工程师提升了专业技术能力。客户遍布中兴通讯、研通高频、埃威航电、国人通信等多家国内知名公司，以及台湾工业技术研究院、永业科技、全一电子等多家台湾地区企业。

我们的课程优势：

- ※ 成立于 2004 年，10 多年丰富的行业经验
- ※ 一直专注于微波射频和天线设计工程师的培养，更了解该行业对人才的要求
- ※ 视频课程、既能达到了现场培训的效果，又能免除您舟车劳顿的辛苦，学习工作两不误
- ※ 经验丰富的一线资深工程师主讲，结合实际工程案例，直观、实用、易学

联系我们：

- ※ 易迪拓培训官网：<http://www.edatop.com>
- ※ 微波 EDA 网：<http://www.mweda.com>
- ※ 官方淘宝店：<http://shop36920890.taobao.com>