

导弹发射车悬架的多目标集成优化^{*}

徐伟国¹, 毕世华²

(1 清华大学工程物理系, 北京 100084; 2 北京理工大学机电工程学院, 北京 100081)

摘要:为了改善导弹发射车仿真模型的主动悬架控制系统, 以更好地满足车体重要部位的仿真减振要求, 采用遗传算法(GA)对发射车悬架的结构参数和控制参数进行了多目标集成优化, 从而得到了主动控制悬架新的最优参数。仿真计算结果表明, 传统的将结构参数和控制参数的设计分开进行的方法, 容易造成系统失去全局最优的性能, 而采用多目标集成优化, 则可以避免这一情况, 从而使得导弹发射车悬架的减振性能得到了进一步的提高。

关键词:兵器发射理论与技术; 发射冲击激励; 随机路面激励; 主动控制; 遗传算法; 集成优化

中图分类号: TJ768.28 **文献标志码:** A

Multi-objective Integrated Optimization of the Missile Transporter-launcher Suspensions

XU Weiguo¹, BI Shihua²

(1 Department of Engineering Physics, Tsinghua University, Beijing 100084, China;

2 School of Mechatronic Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: Based on the active suspensions control system simulation model of the missile transporter-launcher, the improvement was carried out for simulation vibration damping of important position of the vehicular system. Using genetic algorithm(GA), a multi-objective integrated optimization of the structural parameters and control parameters for the launching truck had been accomplished, and the new optimal suspension parameters were also obtained. Simulation results show that multi-objective integrated optimization method is more effective in improving the damping performance of the active suspension of the missile transporter-launcher, while the traditional method designs control parameters and structure parameters dividedly and the global optimum performances of the system cannot be achieved.

Keywords: weapon launching theory and technology; launching shock excitations; random road excitations; active control of vibration; genetic algorithm(GA); integrated optimization

0 引言

导弹发射车的车体如果采用最优控制^[1]的主动控制悬架, 则可以通过切换不同的控制器来对悬架的作动器进行控制, 以使导弹发射车悬架在多种工况下实现最优减振。

但传统的主动控制悬架的设计, 先是通过机械优化设计理论来设计悬架的机械结构参数, 然后再采用一种控制策略来设计控制器, 由于在机械结构和控制结构之间存在着错综复杂的相互关系, 这就需要考虑到这二者之间存在着某种耦合^[2], 从而求得全局最优参数。此即是集成优化

思想, 大多数情况下, 这样建立的函数非常复杂, 为避免寻优过程陷入局部最优解, 采用具有全局优化优点的遗传算法进行优化。针对发射车的主动控制悬架需要适应多种工况, 建立基于遗传算法的多目标集成优化的模型。

1 系统动力学模型

首先分别建立导弹发射车在机动和发射两种工况条件下的动力学模型(如图1所示)。并设弹仪器舱处的加速度响应作为集成优化目标之一。

考虑三联装情况, 弹以品字形排列, 最上面设为1号弹, 下面为2、3号弹, 为简化起见, 仅以

^{*} 收稿日期: 2008-05-28

作者简介: 徐伟国(1972-), 男, 山东济南人, 博士, 研究方向: 发射动力学与振动控制。

2 号弹为代表。坐标系 oxz 的 x 、 z 轴分别与车体静止状态下的纵轴和垂直轴固结; o 点为车体质心, z_b 为车体质心垂直位移; ϕ_b 为车身俯仰角位移; z_3 和 z_1 分别为前后桥质心的垂直位移, z_4 和 z_2 分别为前后车体悬架处的垂直位移; 仿真观测点分别为 A 和 A' , 因弹质量相对车体质量较小, 整车在发射、机动状态变化时重心漂移很小, 可认为重心位置不变; 忽略车体偏航振动和前后耦合程度。

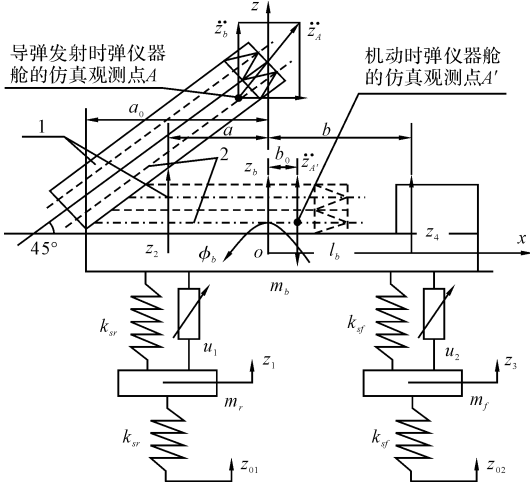


图 1 机动和发射时主动控制悬架的动力学仿真模型

机动时, 建立发射车主动控制悬架模型:

$$\begin{aligned} \ddot{z}_1 m_r &= k_{tr}(z_{01} - z_1) - [u_1 + k_{sr}(z_2 - z_1)] \\ \ddot{z}_2 &= (1/m_b + a^2/I_b)[u_1 + k_{sr}(z_2 - z_1)] + \\ &\quad (1/m_b - ab/I_b)[u_2 + k_{sf}(z_4 - z_1)] \\ \ddot{z}_3 m_f &= k_{tr}(z_{02} - z_3) - [u_2 + k_{sf}(z_4 - z_3)] \\ \ddot{z}_4 &= (1/m_b - ab/I_b)[u_1 + k_{sr}(z_2 - z_1)] + \\ &\quad (1/m_b + b^2/I_b)[u_2 + k_{sf}(z_4 - z_3)] \end{aligned}$$

由 ϕ_b 很小, 有 $z_2 = z_b - a\phi_b$ 和 $z_4 = z_b + b\phi_b$ 。

采用滤波白噪声的时域表达式作为后前轮处路面输入方程(f_0 为下截止频率, G_0 为路面不平度系数, v_0 为车速):

$$\dot{z}_{0i}(t) = -2\pi f_0 z_{0i}(t) + 2\pi \sqrt{G_0 v_0} w_i(t), i = 1, 2$$

设 $X_{am} = [\dot{z}_4, \dot{z}_3, \dot{z}_2, \dot{z}_1, z_4, z_3, z_2, z_1, z_{01}, z_{02}]^T$

则系统状态空间方程为^[1]:

$$\dot{X}_{am} = A_{am} X_{am} + B_{am} U_{am} + F_{am} W \quad (1)$$

因此弹仪器舱处 A' 的加速度响应为:

$$\ddot{z}_{A'} = \ddot{z}_b + \dot{\phi}_b \cdot b_0 \quad (2)$$

发射时, 设 $X_{al} = [\dot{z}_4, \dot{z}_3, \dot{z}_2, \dot{z}_1, z_4, z_3, z_2, z_1]^T$,

状态方程为^[1]:

$$\dot{X}_{al} = A_{al} X_{al} + B_{al} U_{al} + P_{al} \quad (3)$$

则 A 处的水平与垂直分量的合成加速度为:

$$\ddot{z}_A = \sqrt{\ddot{z}_b^2 + [\dot{\phi}_b \cdot (a_0 + b_0) \sin 45^\circ]^2} \quad (4)$$

2 最优控制算法

1) 机动时, 求最优控制的增益矩阵 K_{am} 。

设其目标性能指数为:

$$\begin{aligned} J_{am} &= \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T [q_1(z_1 - z_{01})^2 + q_2(z_2 - z_1)^2 + \\ &\quad q_3(z_3 - z_{02})^2 + q_4(z_4 - z_3)^2 + \rho_1 \ddot{z}_2^2 + \\ &\quad \rho_2 \ddot{z}_4^2] dt \end{aligned} \quad (5)$$

式中: q_3, q_1 分别为前后轮胎动态位移的加权系数, 反映行驶稳定性; q_4, q_2 分别为前后悬架动行程的加权系数, 与车身姿态、结构设计和布置有关; ρ_1 和 ρ_2 为车体后部和前部的加速度加权系数, 由于对导弹发射车重要的是减少弹仪器舱处的振动, 因此要在保证轮胎动载荷和悬架动行程允许的范围内, ρ_1 和 ρ_2 的值要取大一些, 也可写成:

$$\begin{aligned} J_{am} &= \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T (X_{am}^T Q_{am} X_{am} + U_{am}^T R_{am} U_{am} + \\ &\quad 2X_{am}^T N_{am} U_{am}) dt \end{aligned} \quad (6)$$

其中 Q_{am}, N_{am}, R_{am} 请参考文献[1]。

再由黎卡提方程:

$$A_{am}^T D_{am} + D_{am} A_{am} + V_{am} - D_{am} B_{am} R_{am}^{-1} B_{am}^T D_{am} = 0$$

可得 D_{am} , 则 $K_{am} = R_{am}^{-1} B_{am}^T D_{am}$, 则可得到最优控制力 $U_{am} = -K_{am} X_{am}$ 。

2) 发射时, 系统属于确定性问题中的调节器问题, 即 P_{al} 为零矢量, 控制只与状态量有关。

目标性能指数 J_{al} 为:

$$\begin{aligned} J_{al} &= \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T [q_1 z_1^2 + q_2(z_2 - z_1)^2 + q_3 z_3^2 + \\ &\quad q_4(z_4 - z_3)^2 + \rho_1 \ddot{z}_2^2 + \rho_2 \ddot{z}_4^2] dt \end{aligned} \quad (7)$$

将方程写成矩阵形式:

$$\begin{aligned} J_{al} &= \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T (X_{al}^T Q_{al} X_{al} + U_{al}^T R_{al} U_{al} + \\ &\quad 2X_{al}^T N_{al} U_{al}) dt \end{aligned} \quad (8)$$

Q_{al}, N_{al}, R_{al} 请参考文献[1]。

设发射车为时不变系统, 则由黎卡提方程:

$$A_{al}^T D_{al} + D_{al} A_{al} + V_{al} - D_{al} B_{al} R_{al}^{-1} B_{al}^T D_{al} = 0$$

求得 D_{al} , 即 $K_{al} = R_{al}^{-1} B_{al}^T D_{al}$, 对应的控制力 $U_{al} = -K_{al} X_{al}$ 。

3 悬架参数的集成优化

3.1 多目标遗传算法优化原理

多目标函数的优化问题,一般为如下形式:

$$\begin{cases} \min J_{GA}(X_d) = \min_{X_d \in D_d} \sum_{i=1}^{m_{d1}} q_i f_i(X_d) \\ \text{s. t. } g_i(X_d) \geq 0, (i = 1, 2, m_{d1}) \end{cases} \quad (9)$$

即表示在一定约束条件下,模型最优解便是按各分目标重要程度的意义下,使 $J_{GA}(X_d)$ 尽可能小的解。取多目标优化函数的目标评价函数的倒数为遗传算法程序中的适应度函数。

3.2 导弹发射车的评价函数及约束条件

1) 优化模型评价函数的确定

机动时,考虑到导弹发射车的弹仪器舱处加速度响应振动安全和行驶安全性的综合要求,建立系统状态空间方程的形式。由前面可知 $k_{tf}(z_{01} - z_1)$ 和 $k_{tr}(z_{02} - z_3)$ 分别为前后轮胎动载荷; $\ddot{z}_{A'}$ 为弹仪器舱处加速度响应; $z_2 - z_1$ 和 $z_4 - z_3$ 分别为前后悬架的动行程。为使所有参数为正值,取各响应方差的平方值,则设机动时评价目标函数为:

$$J_w = \sqrt{\frac{q_{w1}J_{w1}^2 + q_{w2}J_{w2}^2 + q_{w3}J_{w3}^2 + q_{w4}J_{w4}^2 + q_{w5}J_{w5}^2}{q_{w1} + q_{w2} + q_{w3} + q_{w4} + q_{w5}}}$$

其中: J_{w1} 、 J_{w2} 分别为前后轮动载荷响应的总方差; J_{w3} 为弹仪器舱处振动加速响应的总方差; J_{w4} 、 J_{w5} 为前后悬架动行程的总方差; q_{w1} 、 q_{w2} 、 q_{w3} 、 q_{w4} 和 q_{w5} 均为权值。

发射时,为使未发射弹弹仪器舱处加速度响应在安全要求之内,同时,使车体在前一发弹发射后,尽最短的时间从振动状态恢复,以缩短发射下一发弹的等待时间,悬架系统的主要结构参数应以最优的值来结合主动控制,从而减缓发射冲击力产生的振动,则设发射时评价目标函数为:

$$J_p = \sqrt{\frac{q_{p1}J_{p1}^2 + q_{p2}J_{p2}^2 + q_{p3}J_{p3}^2 + q_{p4}J_{p4}^2 + q_{p5}J_{p5}^2}{q_{p1} + q_{p2} + q_{p3} + q_{p4} + q_{p5}}}$$

其中: J_{p1} 、 J_{p2} 分别为前后轮动载荷响应的最大值; J_{p3} 为弹仪器舱处振动加速响应的最大值; J_{p4} 、 J_{p5} 分别为前后悬架动行程的最大值; q_{p1} 、 q_{p2} 、 q_{p3} 、 q_{p4} 和 q_{p5} 均为权值。

再采用多目标函数中的加权和法,综合考虑

机动和发射工况时系统的评价目标函数:

$$J_{wP} = \sqrt{\frac{q_{wP1}J_w^2 + q_{wP2}J_p^2}{q_{wP1} + q_{wP2}}} \quad (10)$$

式中, q_{wP1} 和 q_{wP2} 为权值。

2) 优化模型约束条件的确定

a. 悬架动挠度的约束

为限制车身撞击行程限位器的频次,以免影响导弹发射车机动时的平顺性和悬架的寿命;前后悬架动挠度的均方根值应限制在最大限位行程的 1/3 之内,这时悬架击穿的概率很小;同样,在发射时,设定前后悬架动挠度的均方根值最大值也要小于悬架最大限位行程许用值。

b. 轮胎跳离地面的约束

导弹发射车机动时,当轮胎的动载大于静载时,轮胎会跳离地面而影响其与地面的附着性能,从而影响整车的驱动性、制动性和操纵稳定性。因此需要保证轮胎动载荷均方根值小于静载的 1/3 才为安全;同样,为保证发射稳定,设定发射时前后轮胎的动载荷最大值要小于轮胎动载荷许用值。

c. 悬架静挠度的限制

导弹发射车前后悬架静挠度 S_{kf} 、 S_{kr} 应满足总布置和整车性能要求,即:

$$S_{kf} = \frac{m_b g \cdot b}{k_{sf}(a+b)} \leq X_{kf}; S_{kr} = \frac{m_b g \cdot a}{k_{sr}(a+b)} \leq X_{kr}$$

其中尺寸 a 和 b 参见图 1, X_{kf} 、 X_{kr} 为前后悬架静挠度许用值。

d. 设计变量的限制

选定待优化的悬架结构参数为悬架的前、后悬架弹簧和前、后轮胎的刚度,由于体积及制造工艺等限制,须在一定限制范围内,即:

$$b_{\min h} \leq b_h \leq b_{\max h}, h = 1, 2, 3, 4$$

式中, b_h 代表 k_{sf} 、 k_{sr} 、 k_{tf} 、 k_{tr} 。

3.3 遗传算法优化的实现

取适应度函数为 $f = 1/J_{wP}$,则优化即是找到最优的一组参数,使得 f 最大(实现步骤如图 2)。

1) 参数编码

将待优化参数向量 k_x 的单位简化后编码,用 x 位长二进制码进行编码,然后级联构成一个整体染色体串,对应二进制编码为 m_x ,则 m_x 和 k_x 的对应关系为:

$$k_x = b_x + m_x[(a_x - b_x)/(2^k - 1)]$$

2) 生成初始种群

随机产生 $N = 20$ 个个体作为初始种群。

3) 选择和繁殖

采用轮盘赌法选择,即当种群中第 i 个个体的适应度值为 f_i ,则这一个体被选择的概率为 $P = f_i / \sum_{j=1}^N f_j$,繁殖则固定取 2 个传至下一代,其余非固定传至下一代的个体所占概率为 0.8。

4) 交叉、变异和迁移

采用离散型的交叉,取交叉率为 $P_c = 0.8$;变异采用标准高斯分布,从群体中按概率取 0.1 作为变异对象,并采用单点变异;迁移的概率设为 0.2,每 20 代迁移一次,迁移设定为单方向地由标号小的子代群体向标号大的子代群体迁移。

5) 适应度函数值的评估

设立惩罚函数,先设立惩罚函数原始参数为大于 1 的 10,再设惩罚因子为 100,惩罚因子作用为当某一代中问题没有被解决或约束没有被满足时,则在下一代中增加惩罚因子。

6) 算法终止条件

当遗传到 100 代时或适应度值误差 $\Delta f < 10^{-6}$ ($\Delta f = f_{\max} - f_{\min}$) 则告收敛,结束遗传算法循环。

4 遗传算法优化及仿真结果分析

在以下的仿真计算中,所有数据均为假设数据。如图 1 所示,导弹发射车机动时,设定仿真时间为 50s,路面行驶速度假定为 $v_0 = 20\text{m/s}$,先假设悬架结构参数刚度向量 k_x 在未优化前的值为 $[18; 18; 150; 150]$,但是,经过仿真计算集成优化后,即可得到的新的刚度向量(即遗传算法最佳个体,如图 3)为 $[23.75; 23.25; 124.125; 100.0625]$ 。遗传迭代收敛过程中,初始设定的 20 个个体的变化情况,最终在 100 次迭代趋于稳定。

仿真计算结果表明,导弹发射车在机动时,从图 5、图 6 可以看到优化后,前后轮动载荷明显减少,前后悬架动行程也较小一些,这使得悬架又具备一些剩余行程。而与车体固联的导弹的弹仪器舱处的加速度响应从图 4 可知,图 1 中仿真观测点 A' 处的加速度响应在采用优化后的悬架

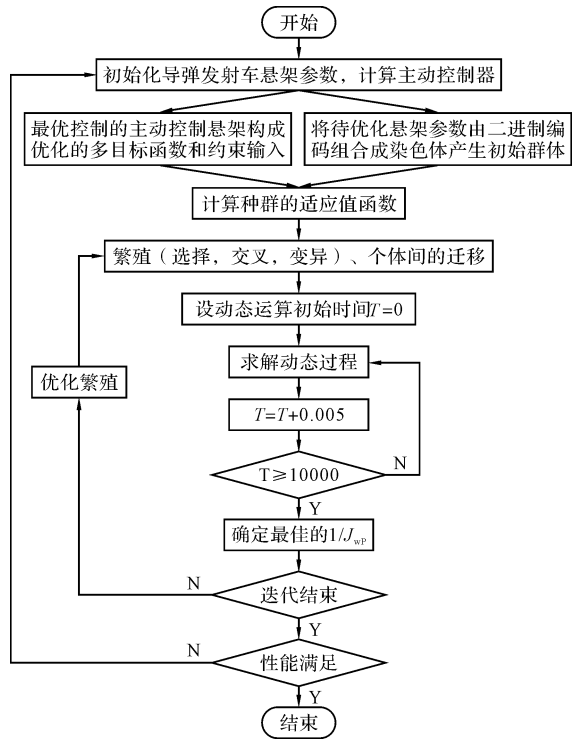
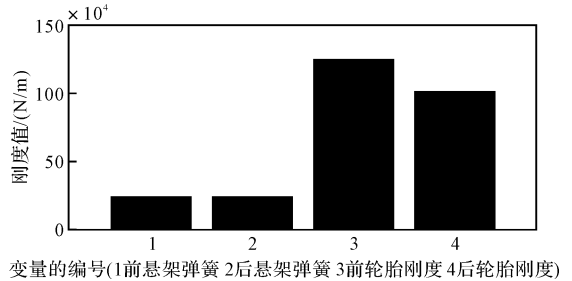


图 2 多目标遗传算法集成优化基本过程



变量的编号(1前悬架弹簧 2后悬架弹簧 3前轮胎刚度 4后轮胎刚度)

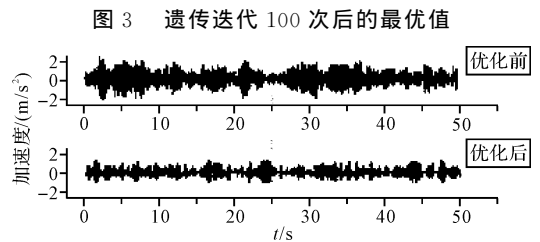


图 4 仿真机动时仪器舱测点处加速度响应优化结果

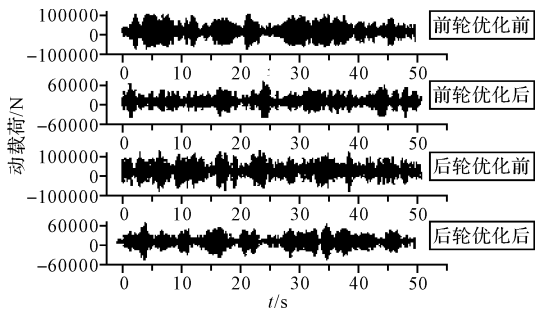


图 5 仿真机动时前后轮动载荷的优化结果时较优化前明显减少。

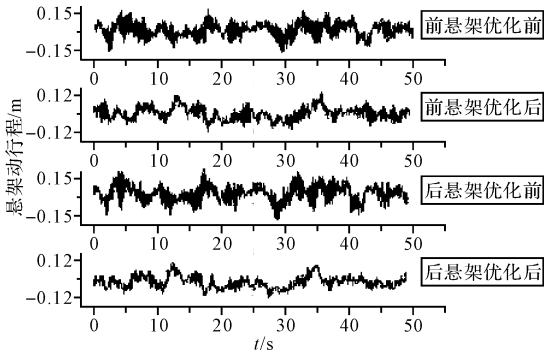


图 6 仿真机动时前后悬架前后动行程优化结果

当发射时,从表 1 中可以看到,优化后的车体加速度响应、前后轮动载荷及前后悬架动行程均有所减少,但减少的幅度非常微小,这主要是由于对机动行军激励和发射激励的优化是同时进行的,即进行基于遗传算法的集成多目标优化,即需要设定两种工况下的弹仪器舱处加速度响应的加权和为优化目标,各响应的权取值侧重不同,对于发射激励情况,由于其预期值较机动时的加速度响应预期值小,因此权值的比重也较小,因此采用优化后的悬架参数后,得到的优化效果不如机动行军激励时所表现的结果明显,但这也正是多目标优化的目的之一,即仅对可能造成较大的响应值的参量进行较大幅度的优化,而对于可能造成较小的影响的参量进行较小幅度的优化,甚至不优化。

综合仿真结果,对悬架参数进行基于遗传算法的集成多目标优化是有一定成效的。

表 1 仿真发射冲击力时动载荷、车体加速度和悬架动行程优化前后结果

	J_{P1}/N	J_{P2}/N	$J_{P3}/(m \cdot s^2)$	J_{P4}/m	J_{P5}/m
优化前	-7300	-7200	-0.52	-0.016	-0.016
优化后	-7100	-6700	-0.51	-0.0145	-0.0124

5 小结

利用遗传算法在函数优化方面的应用特点,对发射车悬架的结构和控制参数进行了多目标集成优化。集成优化后的悬架使得其固有结构参数能更好地配合基于最优控制的主动悬架减振系统,更进一步地降低了机动和发射时弹仪器舱的加速度和轮胎动载荷,改善了行驶平顺性及导弹重要部位的保护。

集成优化方法使得结构动态设计和控制设计进行得更加协调,利用遗传算法实现的多目标集成优化的设计方法,也可以推广到其他的机械控制领域。

参考文献:

[1] 徐伟国,毕世华. 基于最优控制导弹运输发射车主动悬架研究[J]. 弹箭与制导学报, 2006, 26(2): 906—910.
 [2] 王启瑞,朱婉玲,陈无畏,等. 基于遗传算法和 LQG 控制的汽车半主动悬架结构和控制参数的集成优化研究[J]. 汽车工程, 2002, 24(3): 236—240.

(上接第 245 页)

位、俯仰和极化控制即可实现天线波束的三维稳定,从而实现了载体任意姿态下的波束稳定;但是文中在推导过程中没有考虑陀螺的误差,实际中陀螺误差是不可避免的,工程应用中必须对陀螺误差进行补偿。对比两种陀螺安装方式,垂直和平行于天线板法线的陀螺安装,通用性强,对任何角度 θ 的波束预倾斜都适用,但角速度补偿计算与 θ 有关;垂直和平行于波束指向的陀螺安装,因波束预倾斜角 θ 不同而不同,但角速度补偿计算相对简单,与 θ 无关。另外,上述关于角速度补偿的原理也适合于角加速度分析解算。上述推导是基于天线波束稳定在惯性空间中进行的,将地球自转的影响去除掉后,就可以将天线波束

稳定在地理坐标系中。

参考文献:

[1] 陈振国,杨鸿文,郭文彬. 卫星通信系统与技术[M]. 北京:北京邮电大学出版社,2003.
 [2] 杨宝苒,裴著伟. 卫星接收中线极化匹配的理论分析与调整[J]. 有线电视技术, 2001, 8(21): 24—26.
 [3] 毕清波,杜宝林,沈晓卫,等. “动中通”天线极化轴稳定性研究[J]. 山东大学学报, 2007, 37(S2): 89—92.
 [4] 范大鹏,张智永,范世珣,等. 光电稳定跟踪装置的稳定机理分析研究[J]. 光学精密工程, 2006, 14(4): 673—680.
 [5] 秦永元. 惯性导航[M]. 北京:科学出版社, 2006.