

doi:10.3969/j.issn.1001-893x.2013.04.015

逼近理想点法在航天器轨道优选中的应用^{*}

吴金美^{**}, 侯亚威, 胡上成, 凌晓冬

(中国卫星海上测控部, 江苏 江阴 214431)

摘 要:针对航天器轨道确定后对多组轨道进行评价排序的轨道优选问题, 引入了逼近理想点法设计评价指标体系, 通过统计分析结合测控相关经验设计了权值, 用加权平均法解决了目标轨道的求解难题, 建立了轨道优选的评价模型。利用两个典型实例计算验证了算法的合理性和精确性。

关键词:航天器测控; 定轨; 轨道优选; 逼近理想点法; 多属性决策

中图分类号:V557 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-893X(2013)04-0450-06

Application of TOPSIS Method in Optimal Selection of Spacecraft Initial Orbits

WU Jin-mei, HOU Ya-wei, HU Shang-cheng, LING Xiao-dong

(China Satellite Maritime Tracking and Controlling Department, Jiangyin 214431, China)

Abstract: For optimal selection of spacecraft initial orbit determination, an evaluation index system derived from TOPSIS method is introduced. The weights of indices are designed on the base of the statistics analysis and experts' experience. Then the weighted averaging method is applied to solve the object orbit calculation problem. Finally, the validity and effectiveness of the model and algorithm is verified by two typical examples.

Key words: spacecraft TT&C; orbit determination; optimal orbit selection; TOPSIS method; multiple attribute decision making

1 引 言

随着航天科技的飞速发展, 航天任务对初轨精度的需求越来越高, 一直以来, 定轨算法和精度分析是航天领域的重要研究课题之一。但在实践中, 由于参试设备多, 数据量大, 不管用什么定轨算法, 最终都需要从多组定轨结果中优选出一组最优轨道。选优的方法直接影响了整个定轨的精度。最简单的做法可以按照比如轨道半长轴这样的重要分量进行排序, 取中间的或取与平均值最接近的轨道方案。但只参考一个轨道分量的处理缺乏可信度, 取中间值或平均值的做法缺乏系统的排序理论, 这是轨道优选后定轨精度不高的一个重要原因, 因此如何用一个系统的综合评价算法来进行的轨道选优, 是测控中心也是海上测量船面临的一个问题。

航天器轨道有多个分量, 均是重要的评价指标, 缺一不可, 其优选评价方法是一个多属性决策问题。多属性决策^[1] (Multiple Attribute Decision Making, MADM) 是指在具有不可共度的多属性的情况下, 利用已有的决策信息, 通过一定的方式对有限个备选方案进行排序或择优。具体分析起来, 简单易行的线性加权法要求各属性相互独立, 故不能用来处理复杂的问题; 层次分析法 (AHP) 将复杂问题表示为一个有序的递阶层次结构来计算, 而初始轨道仅有 6 个轨道分量显然是不适用的; ELECTRE 法需要建立优先关系, 又难以确定; 灰色关联分析法和逼近理想点法 (TOPSIS) 比较适合用来进行轨道选优, 但这其中都牵涉到正负理想解的设定问题。杨永安^[2-3]运用灰色关联分析法和逼近理想点法分别建立了卫星初始轨道选优模型, 并进行了实例计算, 虽然结果

^{*} 收稿日期: 2012-08-20; 修回日期: 2012-11-15 Received date: 2012-08-20; Revised date: 2012-11-15

^{**} 通讯作者: wjm_83@yahoo.com.cn Corresponding author: wjm_83@yahoo.com.cn

都比较合理,但其中灰色关联分析法中分辨系数的确定没有理论依据,逼近理想点法中对定轨方案增加了评价权重的做法仍值得商榷,而且两个模型中都将标称轨道作为目标轨道去计算理想解,标称轨道与实际轨道相差较大,必然影响精度,这也是最需要改进的地方。

本文考虑将 TOPSIS 方法应用到航天器初轨优选的问题中,着重解决目标轨道的计算和求解理想解的问题,建立相应的评价数学模型,并结合实例计算来验证模型的正确性。

2 用逼近理想点法进行轨道优选的基本思路

逼近理想点法是一种从几何观点出发的多属性决策方法,在 m 个属性下评估 n 个方案,类似于 m 维空间里的 n 个点,这是借助于多目标决策问题中理想解理想方案和负理想解负理想方案的思想。所谓理想解是一个设想的最好解,其各个指标值都达到各候选方案中最好的值,而负理想解是另一个设想的最坏解,其各个指标都达到各候选方案中最坏的值。在原方案集中对每个方案与正负理想解作比较,于是利用它们之间的距离信息即可作为对各个方案进行排序的标准,与正理想解越接近,与负理想解越远,方案越优。

TOPSIS 方法主要分 4 个步骤,即建立规范化矩阵、求解正负理想解、求解各方案与正负理想解的距离、确定评价指数进行排序。应用到具体领域,针对不同的背景建立具体模型时最为关键的是规范化矩阵的构造和正负理想解的求解,对于轨道优选来说,中心处理系统将各设备的原始测量值进行处理后产生了多组初始轨道,每组轨道由 6 个开普勒根数来描述,分别是半长轴 a 、偏心率 e 、轨道倾角 i 、升交点赤经 Ω 、偏近点角 ω 、近地点幅角 M ,这 6 个指标就是每个轨道方案的 6 个属性,轨道优选问题就是根据这 6 个指标对多组轨道进行排序选优,确定出最优的轨道作为定轨的最终结果,而如何将这 6 个属性值化转为规范化矩阵,如何确定正负理想解,不同的做法将会得到不同的模型,也决定了模型的精度。

下面按照 TOPSIS 法的 4 个基本步骤建立轨道优选的数学模型。

3 轨道优选的数学模型

3.1 构造规范化矩阵

多属性决策问题中的不同属性之间可以相互比较重要性,但轨道根数 6 个指标无法给出具体权重,

因此必须通过转换采用位置和速度的形式,才可以既保留每个方案的所有属性,又避免指标的相互关联以及权重的选择问题^[2-4]。设有 N 组轨道方案,通过转换得到的其中第 i 组的轨道在历元时刻在 J2000.0 惯性坐标系下的位置和速度为 $(x_i, y_i, z_i, \dot{x}_i, \dot{y}_i, \dot{z}_i)$,统一表示为 $(p_{i1}, p_{i2}, p_{i3}, p_{i4}, p_{i5}, p_{i6})$,其中 $i = 1, 2, \dots, N$ 。

上述轨道的 6 个指标并不是越大越好的效益型指标,也不是越小越好的成本型指标,为了能够参与计算,首先对多属性决策指标进行规范化,将 6 个分量计算成可以直接与“好”、“坏”相关联的指标。

事实上,如果将航天器飞行时真实轨道位置和速度表示为 $(p_{01}, p_{02}, p_{03}, p_{04}, p_{05}, p_{06})$,将各方案轨道与其做差,差值为 $(k_{i1}, k_{i2}, k_{i3}, k_{i4}, k_{i5}, k_{i6})$,其中 $k_{ij} = |p_{ij} - p_{0j}|$,则最理想的定轨结果就是与真实轨道差值为零。当然,由于各组设备的误差,定轨得出的轨道数据必然与真实轨道有偏差,差值是越小越好的成本型指标,并且,各评价指标权重相当,数量级也是一样的,不存在量级的差异以及权重的差别,因此差值不需要再进行加权和归一化,偏差矩阵可直接作为规范化矩阵,即

$$V = \begin{pmatrix} k_{11} & k_{12} & \cdots & k_{16} \\ k_{21} & k_{22} & \cdots & k_{26} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ k_{N1} & k_{N2} & \cdots & k_{N6} \end{pmatrix}_{N \times 6} = (V_{ij})_{N \times 6} \quad (1)$$

实际情况中, $(p_{01}, p_{02}, p_{03}, p_{04}, p_{05}, p_{06})$ 未知,需要找到与此相近的轨道来代替,文献[2-3]用标称轨道作为这个目标轨道,这与真实轨道相差较大并不合理,而事实上现有的定轨结果与标称轨道相比较起来更为接近真实轨道,当然轨道优选本来就是选出其中最为接近真实轨道的那一组定轨结果,在优选结果出来前并不知道哪一组最近似,因此需要利用现有轨道方案进行处理得出一组数据用来近似真实轨道,作为目标轨道参与运算,这里,我们采用多组轨道结果进行加权平均求解目标轨道。

3.2 加权平均法求解目标轨道

由于测量机制有所差别,不同数据源确定的轨道的精度是不一样的,根据测控经验形成的共识, GPS 数据确定的轨道精度较高,比较接近于真实轨道,遥测数据定轨又比外测数据定轨精度高,我们采用了 10 次任务的不同数据源定轨结果与精轨进行了比较,从 10 次任务的实测数据计算结果看,各类数据定轨结果的最大误差如表 1 所示。

表 1 各数据源定轨结果的偏差

Table 1 Error of orbit determined by different data sources

数据源	半长轴 a 最大 误差/km	其他角度参数 最大误差/(°)
火箭秒节点弹道	63.2	0.13
GPS 弹道	7.5	0.08
外测 40 s 数据	70.3	0.10

可以看出,这与测控经验一致,相对于外测和遥测数据,GPS 数据的定轨精度比较高,而遥测数据的定轨精度又比外测数据稍高。偏差越小,精度越高,与真实轨道越接近,在加权求解目标轨道的过程中所占比重越大,因此权重与偏差成反比,根据表 1 结合经验值我们将 GPS、遥测、外测的定轨数据的权重之比定为 64:8:7,归一化后得 GPS、遥测、外测的定轨数据的权重为(0.81,0.10,0.09)。若外测数据源有 n 组定轨结果,每一组在加权时权重为 $\frac{0.09}{n}$,若遥测数据源有 m 组定轨结果,每一组在加权时权重为 $\frac{0.10}{m}$ 。

将加权求和所得到的目标轨道转化为 J2000.0 惯性坐标系下的位置和速度,记为($p_{01},p_{02},p_{03},p_{04},p_{05},p_{06}$),根据 3.1 节可计算得到规范矩阵 V 。

3.3 确定评价对象的理想解和负理想解

6 个属性指标是越小越好的成本型的,由

$$\begin{cases} V_j^+ = \min_i V_{ij} \\ V_j^- = \max_i V_{ij} \end{cases}, i = 1, 2, \cdots, N, j = 1, 2, \cdots, 6,$$

求得轨道方案各指标的正理想解和负理想解。正理想解和负理想解都是候选方案中没有的,正理想解的每个分量都达到各候选方案中最优的值,负理想解的各个分量都达到各候选方案中最差的值,逼近理想点法的基本思路就是找出虚拟的正理想解和负理想解,将各候选方案与正理想解和负理想解的距

离进行比较,找出离正理想解最近同时离负理想解最远的方案。

3.4 计算距离

求解第 i 组候选方案与正理想解和负理想解的距离:

$$\begin{cases} d_i^+ = \sqrt{\sum_{j=1}^6 (V_{ij} - V_j^+)^2} \\ d_i^- = \sqrt{\sum_{j=1}^6 (V_{ij} - V_j^-)^2} \end{cases}, i = 1, 2, \cdots, N \quad (2)$$

3.5 确定相对接近度,方案排序

第 i 组轨道方案与正理想解的相对接近度

$$C_i = \frac{d_i^-}{d_i^+ + d_i^-}, i = 1, 2, \cdots, N,$$

事实上, C_i 的大小直接取决于方案与正负理想解的距离,与正理想解的距离越小,与负理想解的距离越大, C_i 越大,方案越优。根据接近程度 C_i 从大到小的顺序,将各方案按优劣程度进行排序。

4 实例计算

4.1 例 1

以同步卫星转移轨道为例,由测控系统各种数据源确定的 6 组轨道,如表 2 所示,列出 6 组轨道方案、火箭设计的标称轨道、事后处理得到的精轨以及加权平均法所得的轨道,将上述轨道根数转变为在历元时刻在 J2000.0 惯性坐标系下的位置和速度,见表 3。用加权平均法得到的轨道作为目标轨道,按照轨道优选的计算步骤,依次计算偏差矩阵,以及正负理想解,进而计算出各轨道方案与正负理想解的距离 d_i^+ 、 d_i^- 以及相对接近度 C_i ,结果见表 4~5。作为参照结果,用事后处理的精轨作为目标轨道,也按步骤进行排序计算,结果见表 6~7。

表 2 轨道根数表
Table 2 Orbit element

序号	轨道数据源	半长轴 a	偏心率 e	轨道倾角 i	升交点 赤经 Ω	偏近点 角 ω	近地点 幅角 M
1	关机点弹道	24 416.0830	0.730 371 00	20.500 000	350.335 0	178.598 0	1.180 0
2	平台秒节点弹道	24 423.187 0	0.730 448 00	20.500 000	350.334 0	178.600 0	1.179 0
3	惯组秒节点弹道	24 514.686 0	0.731 457 00	20.479 000	350.958 0	177.992 0	1.181 0
4	GPS 弹道	24 518.967 0	0.731 452 00	20.539 000	350.222 0	178.624 0	1.181 0
5	脉冲雷达	24 513.452 1	0.731 388 00	20.544 000	350.223 0	178.651 0	1.178 0
6	USB 外测	24 504.557 0	0.731 270 00	20.520 000	350.210 0	178.7300	1.169 0
7	标称轨道	24 415.120 0	0.73 062 139	20.503 500	350.190 9	178.599 8	1.168 8
8	精轨	24 517.830 9	0.731 438 89	20.538 998	350.221 3	178.622 5	1.181 0
9	加权平均轨道	24 511.305 5	0.731 371 60	20.533 770	350.253 5	178.607 3	1.180 2

表 3 位置和速度表
Table 3 Position and speed

i	x_i	y_i	z_i	$\dot{x}_i$	$\dot{y}_i$	$\dot{z}_i$
1	- 6 617 184.839 170	- 270 593.201 218	- 430 259.326 618	- 230.851 827	- 9 066.753 500	- 3 548.958 761
2	- 6 617 195.836 752	- 270 223.704 311	- 430 165.519 754	- 231.137 533	- 9 066.969 910	- 3 549.047 895
3	- 6 618 570.340 652	- 285 580.168 611	- 408 887.343 17	- 228.536 630	- 9 069.181 638	- 3 549.888 285
4	- 6 618 868.309 623	- 268 729.071 755	- 435 364.066 191	- 237.233 809	- 9 065.773 217	- 3 555.543 618
5	- 6 618 680.817 146	- 268 240.583 867	- 435 246.163 216	- 235.451 750	- 9 065.550 267	- 3 556.318 677
6	- 6 618 499.104 395	- 265 543.005 774	- 434 235.690 862	- 232.914 915	- 9 067.186 703	- 3 552.177 689
7	- 6 611 181.903 916	- 244 303.983 182	- 426 427.203 393	- 261.954 911	- 9 072.083 943	- 3 552.097 763
8	- 6 618 897.354 438	- 268 390.881 573	- 435 269.952 952	- 237.674 764	- 9 065.713 691	- 3 555.540 587
9	- 6 618 729.993 295	- 269 235.162 697	- 434 079.307 328	- 236.256 667	- 9 066.005 911	- 3 554.808 649

表 4 规范化矩阵及正负理想解——加权平均轨道做目标轨道
Table 4 Normalized matrix, ideal solution and negative solution ——set weighted average orbit as objective orbit

i	V_{i1}	V_{i2}	V_{i3}	V_{i4}	V_{i5}	V_{i6}
1	1 545.154 124	1 358.038 521	3 819.980 710	5.404 840	0.747 589	5.849 888
2	1 534.156 543	988.541 615	3 913.787 573	5.119 134	0.963 999	5.760 755
3	159.652 643	16 345.005 915	25 191.964 154	7.720 038	3.175 728	4.920 364
4	138.316 328	506.090 942	1 284.758 863	0.977 142	0.232 694	0.734 969
5	49.176 149	994.578 829	1166.855 888	0.804 917	0.455 643	1.510 027
6	230.888 900	3 692.156 923	156.383 534	3.3417 52	1.180 793	2.630 960
V^+	49.176 149	506.090 942	156.383 534	0.804 917	0.232 694	0.734 969
V^-	1 545.154 124	16 345.005 915	25 191.964 154	7.720 038	3.175 728	5.849 888

表 5 评价指数以及排序——加权平均轨道做目标轨道
Table 5 Evaluate exponent and ranking result ——set weighted average orbit as objective orbit

i	d_i^+	d_i^-	C_i
1	4 047.932 435	26 103.081 810	0.865 745
2	4 068.913 246	26 240.845 108	0.865 756
3	29 625.391 272	1 385.501 804	0.044 678
4	1 131.890 841	28 712.453 605	0.962 074
5	1 122.352 663	28 549.596 985	0.962 175
6	3 191.245 368	28 082.062 602	0.897 956

注:最终得到的排序为 5 > 4 > 6 > 2 > 1 > 3。

表 6 偏差矩阵以及正负理想解——事后精确轨道做目标轨道
Table 6 Normalized matrix, ideal solution and negative solution ——set posterior precise orbit as objective orbit

i	V_{i1}	V_{i2}	V_{i3}	V_{i4}	V_{i5}	V_{i6}
1	1 712.515 267	2 202.319 645	5 010.626 334	6.822 936	1.039 809	6.581 826
2	1 701.517 686	1 832.822 739	5 104.433 197	6.537 231	1.256 218	6.492 692
3	327.013 786	17 189.287 039	26 382.609 778	9.138 134	3.467 947	5.652 302
4	29.044 815	338.190 182	94.113 239	0.440 954	0.059 525	0.003 031
5	216.537 292	150.297 705	23.789 736	2.223 013	0.163 424	0.778 090
6	398.250 043	2 847.875 799	1 034.262 090	4.759 849	1.473 012	3.362 898
V^+	29.044 815	150.297 705	23.789 736	0.440 954	0.059 525	0.003 031
V^-	1 712.515 267	17 189.287 039	26 382.609 778	9.138 134	3.467 947	6.581 826

表 7 评价指数——事后精确轨道做目标轨道
Table 7 Evaluate exponent and ranking result——set posterior precise orbit as objective orbit

i	d_i^+	d_i^-	C_i
1	5 649.202 776	26 103.081 810	0.822 085
2	5 607.234 078	26 240.845 108	0.823 938
3	31 387.950 809	1 385.501 804	0.042 275
4	200.621 476	31 271.052 429	0.993 625
5	187.502 573	31 422.166 953	0.994 068
6	2 904.191 109	29 153.767 235	0.909 408

注:最终得到的排序为 5>4>6>2>1>3。

可以看出,两组计算结果一致,各方案的评价指数的值和分布也基本一致,均显示第五组轨道方案脉冲雷达最优,其次是 GPS 弹道,最差的是一组惯组秒节点弹道。事实上,从表 3 和表 5 就可看出,第五组脉冲雷达与第四组 GPS 弹道的轨道方案的各分量是非常接近于精轨和加权平均轨道的,偏差量最小,正理想解的各分量均取自第五组脉冲雷达或第四组 GPS 弹道的轨道方案,它们是 6 组轨道中最好的两组,其评价指标接近度也都是接近于 1 的且差别很小,其他各组方案的优劣程度也都符合对偏差的大小的分析。因此,用加权平均法计算目标轨道是精确的,用逼近理想点法建立的模型进行排序,计算结果是正确合理的。

为了对比,我们用标称轨道作目标轨道,也进行了轨道优选的计算,限于篇幅,这里只列出用标称轨道作目标轨道进行计算最终的评价结果,即 6>2>

1>5>4>3,这与前面两组结果相差较大,与直观的偏差分析也相悖,显然也是不合理的。事实上,精轨是事后处理得到的精确轨道,一般意义上即作为真实轨道,而标称轨道与真实轨道相差是比较大的,从表 2 即可看出标称轨道实际上与精轨相差比较大而加权平均法求得的轨道与精轨比较接近,说明标称轨道是不适合用做目标轨道的,会直接导致最终的排序结果不合理。

4.2 例 2

以某太阳同步卫星为例,由测控系统各种数据来源确定的 10 组轨道以及标称轨道、精轨和加权平均法得到的目标轨道,按照前面给出的模型进行轨道优选的计算。限于篇幅,这里只列出轨道根数表以及用加权平均轨道、精轨、标称轨道做目标轨道得到的最终结果,如表 8 和表 9 所示。

表 8 轨道根数表
Table 8 Orbit element

序号	轨道数据源	半长轴 a	偏心率 e	轨道倾角 i	升交点 赤经 Ω	偏近点 角 ω	近地点 幅角 M
1	脉冲雷达外测数据定轨结果一	7 138.335 0	0.000 770 00	95.642 000	242.776 0	133.057 0	57.199 0
2	GPS 数据	7 136.808 0	0.000 160 00	95.633 000	242.773 0	110.435 0	79.880 0
3	脉冲雷达外测数据定轨结果二	7 136.043 0	0.000 430 00	95.642 000	242.780 0	96.029 0	94.251 0
4	秒节点计算机字	7 138.603 0	0.000 530 00	95.635 000	242.789 0	87.005 0	103.256 0
5	特征点计算机字	7 138.606 0	0.000 530 00	95.635 000	242.789 0	87.049 0	103.211 0
6	脉冲雷达外测数据定轨结果三	7 135.703 0	0.000 209 00	95.654 410	242.532 3	72.240 4	117.770 8
7	USB 外测数据定轨结果一	7 135.806 0	0.000 176 00	95.658 740	242.533 5	72.382 1	117.932 4
8	USB 外测数据定轨结果二	7 135.734 0	0.000 221 00	95.654 050	242.532 2	76.081 5	114.227 7
9	USB 外测数据定轨结果三	7 136.389 0	0.000 522 00	95.634 160	242.527 2	102.829 2	87.742 3
10	USB 外测数据定轨结果四	7 136.369 0	0.000 505 00	95.636 060	242.527 6	102.399 9	87.873 5
11	标称轨道	7 138.17	0.000 416	95.635	242.745	257.337	293.36
12	精轨	7 137.006 00	0.000 160 00	95.633 00	242.773 0	120.228 0	70.087 0
13	加权平均轨道	7 136.945 5	0.000 219 02	95.634 363	242.759 1	106.576 7	83.730 4

表 9 排序结果
Table 9 Ranking results

目标轨道	排序结果
加权平均轨道	2>1>3>4>5>6>7>8>9>10
事后精确轨道	2>3>1>4>5>6>7>8>9>10
标称轨道	1>2>3>4>5>7>6>8>10>9

用加权平均轨道和事后精确轨道做目标轨道得到的最终排序基本一致,最好的轨道方案都是第二组 GPS 弹道,只在排名第二和第三的轨道位置有所变化,事实上第一组轨道方案和第三组轨道方案在两次计算结果中评价接近度都是很相近的,所以排序也是相近的,优劣程度也相差不大,排序的先后变化是可以接受的,所以模型和结果是正确合理的。加权平均法求得的轨道也是比较接近精轨的,在实时处理中可作为目标轨道进行计算。

而用标称轨道作目标轨道的最终的评价结果与前面两组结果相差较大,从直观的偏差分析和测控经验就可得出排序显然是不合理的。

5 结 论

本文提出的逼近理想点法解决航天器轨道优选问题的模型,能够给出轨道优选的合理正确的排序,满足轨道初选的实时性和精确性的要求。从实例计算结果可以看出,其中的加权平均法求解目标轨道与直接用标称轨道做目标轨道相比,精度显著提高。当然,在实践应用中,还需要对模型进一步完善,优选结果的精度主要取决于加权平均法求解的目标轨道的精度,权重的变化对结果会有一定的影响,本文确定的权重求得的目标轨道是比较精确的,但还需要通过大量的系统仿真和统计进行验证和分析,有待进一步更为深入的研究。

参考文献:

[1] 刘培德. 基于模糊多属性决策的企业信息化水平评价方法与应用研究[D]. 北京: 北京交通大学, 2009: 56-78.
LIU Pei-de. Study on Evaluation Methods and Application of Enterprise Informatization Level Based on Fuzzy Multi-Attribute Decision Making[D]. Beijing: Beijing Jiaotong University, 2009: 56-78. (in Chinese)

[2] 杨永安, 魏峻, 冯祖仁, 等. 灰色关联分析法在卫星初始轨道优选中的应用[J]. 系统工程与电子技术, 2008, 30(2): 308-311.
YANG Yong-an, WEI Jun, FENG Zu-ren, et al. Application of grey relational analysis methods in optimal selection of satellite initial orbits[J]. Systems Engineering and Electronic, 2008, 30(2): 308-311. (in Chinese)

[3] 杨永安, 冯祖仁, 张宏伟, 等. 基于逼近理想解排序法的航天器初始轨道优选[J]. 宇航学报, 2006, 27(4): 106-109.

YANG Yong-an, FENG Zu-ren, ZHANG Hong-wei, et al. An Approach to Optimizing the Initial Orbital Elements of Spacecraft Base on TOPSIS Method [J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(4): 106-109. (in Chinese)

[4] 杜小宁, 李瑛, 耶刚强, 等. 粒子群算法的航天器初始轨道优化模型[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2011, 43(5): 144-148.
DU Xiao-ning, LI Ying, YE Gang-qiang, et al. An optimizing model of initial orbit of spacecraft using PSO[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2011, 43(5): 144-148. (in Chinese)

[5] 李济深. 人造卫星精密轨道确定[M]. 北京: 解放军出版社, 1995: 220-228.
LI Ji-sheng. Satellite Precision Orbit Determination[M]. Beijing: PLA Publishing Company, 1995: 220-228. (in Chinese)

[6] 张守信. 外弹道测量与卫星轨道测量基础[M]. 北京: 国防工业出版社, 1992: 125-131.
ZHANG Shou-xin. Outer-Trajectory Measurement and Satellite Orbit Measurement[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1992: 125-131. (in Chinese)

[7] 岳超源. 决策理论与方法[M]. 北京: 科学出版社, 2003: 204-244.
YUE Chao-yuan. Theory and Methods of Decision[M]. Beijing: Science Press, 2003: 204-244. (in Chinese)

作者简介:



吴金美(1983—), 女, 江苏扬州人, 2008 年于国防科技大学获硕士学位, 现为工程师, 主要从事数据处理、计算机软件及其应用方面的研究;
WU Jin-mei was born in Yangzhou, Jiangsu Province, in 1983. She received the M.S. degree from National University of Defense Technology in 2008. She is now an engineer. Her research concerns data processing and the application of computer software.

Email: wjm_83@yahoo.com.cn

侯亚威(1985—), 男, 河南杞县人, 2010 年于天津大学获硕士学位, 现为工程师, 主要从事数据处理、计算机软件及其应用方面的研究;

HOU Ya-wei was born in Qixian, Henan Province, in 1985. He received the M.S. degree from Tianjin University in 2010. He is now an engineer. His research concerns data processing and the application of computer software.

胡上成(1985—), 男, 江西高安人, 2006 年于武汉大学获学士学位, 现为工程师, 主要从事数据处理、计算机软件及其应用方面的研究;

HU Shang-cheng was born in Gao'an, Jiangxi Province, in 1985. He received the B.S. degree from Wuhan University in 2006. He is now an engineer. His research concerns data processing and the application of computer software.

凌晓冬(1978—), 男, 江苏宝应人, 2009 年于国防科技大学获博士学位, 现为工程师, 主要从事数据处理、资源调度、试验评估等方面的研究。

LING Xiao-dong was born in Baoying, Jiangsu Province, in 1978. He received the Ph.D. degree from National University of Defense Technology in 2009. He is now an engineer. His research concerns data processing, resource scheduling, test evaluation, etc.