

纯引力轨道验证质量辐射计效应分析*

刘红卫¹, 王兆魁², 张育林^{1,2}

(1. 国防科技大学 航天与材料工程学院, 长沙 410073;

2. 清华大学 航天航空学院, 北京 100084)

摘要: 纯引力轨道飞行器在精密导航、重力场测量以及基础科学研究等方面具有重要意义,辐射计效应是纯引力轨道验证质量的重要干扰力之一. 针对内编队重力场测量系统,利用解析和数值计算相结合的方法,分析了内卫星辐射计效应与内编队系统参数的关系,并给出了适宜于工程计算的内卫星辐射计效应近似函数及其修正因子. 分析可知,内卫星辐射计效应与腔体平均压力成正比,与腔体平均温度成反比;随腔体温差的增加而增加,随外卫星腔体半径的增加存在极小值,并且取极小值时外卫星腔体半径和内卫星半径比为常数 1.189 4,这一常数是由内外卫星的球形腔体构型决定的,与腔体内温度和压力无关,当内外卫星半径比大于 10 时,可认为外卫星腔体充分大,此时内卫星辐射计效应与内卫星半径的平方近似成正比,随外卫星腔体半径的变化可忽略.

关键词: 纯引力轨道; 验证质量; 内编队; 辐射计效应; 腔体半径

中图分类号: V448 **文献标志码:** A

DOI: 10.3879/j.issn.1000-0887.2012.05.004

引 言

纯引力轨道飞行器提供仅受地球引力作用的局部空间环境,可以大大提高定轨和导航精度,对地球重力场测量以及引力波探测、等效原理验证等基础物理实验具有重要意义. 纯引力轨道控制系统通常包括验证质量及其屏蔽腔体、验证质量和腔体相对位置测量传感器、微推力器以及相关软件^[1].

美国海军导航卫星 Triad-1 是第一颗沿纯引力轨道运行的卫星,验证质量受到的外部干扰力被补偿,从而卫星沿纯引力轨道运行,大大提高了导航精度^[2]. 美国国家航空航天局(NASA)和欧洲航天局(ESA)的合作任务 STEP (satellite test of the equivalence principle) 利用低轨上沿纯引力轨道运行的 4 组验证质量验证等效原理,其测量精度将超过目前地面实验研究水平至少 5 个数量级^[3-4]. 由 NASA 和 ESA 联合研制的用于探测宇宙空间中引力波的工程 LISA (laser interferometer space antenna),采用 3 个位于日心轨道上相距 5×10^6 km 的航天器,屏蔽验证质量受到的空间干扰,使其沿纯引力轨道运行^[1,5]. ASTROD 是由中科院紫金山天文台提出的空间计划,为实现引力波探测目的,其验证质量受到的非引力干扰被抑制,从而验证质量沿纯引力轨道运行^[6-7]. GOCE (gravity field and steady state ocean circulation explorer) 是由

* 收稿日期: 2011-04-13; 修订日期: 2012-01-27

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(11002076); 国防预研资助项目(51320010201)

作者简介: 刘红卫(1986—),男,河北邢台人,博士生(联系人. Tel: +86-10-62794316; E-mail: liuhw05@163.com).

ESA 发射的用于高精度测量地球重力场和大地水准面的卫星,任务要求补偿和测量卫星受到的非引力干扰,使卫星沿纯引力轨道运行^[8]。

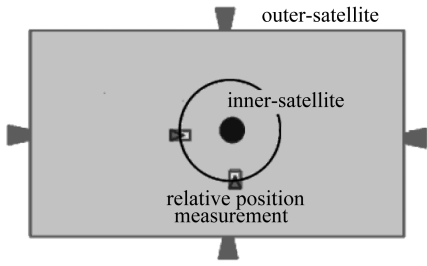


图1 内编队系统

Fig. 1 Inner-formation flying system (IFS)

内编队重力场测量卫星系统是由中国学者提出的,主要包括内卫星和外卫星两部分,如图1所示。内卫星为金铂合金球体,位于外卫星球形腔体中,通过抑制内卫星非引力干扰使其沿纯引力轨道运行^[9]。

辐射计效应是由温度梯度引起的热噪声,是纯引力轨道验证质量的重要干扰力。对于 LISA 和 ASTROD,文献[5]和文献[10]分别给出了辐射计效应的计算模型。这两个模型是相同的,在温度压力一定的条件下给出了辐射计效应最大值。对于内编队系统,文献[11]给出了

内卫星辐射计效应的精确计算模型。本文通过解析和数值计算相结合的方法,分析了内卫星辐射计效应与内编队系统参数的关系,为纯引力轨道构造提供参考依据。

1 内卫星辐射计效应模型

内编队系统正常工作时,内卫星位于外卫星腔体中心。假设内外卫星之间无相对旋转,对内外卫星建立坐标系,如图2和图3所示。

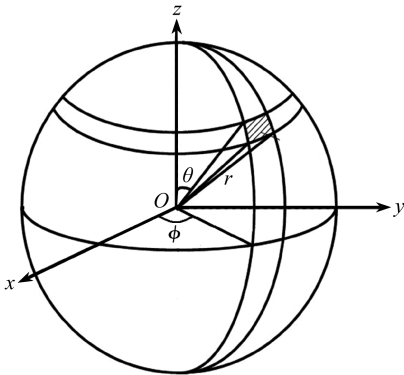


图2 内卫星球坐标系

Fig. 2 Spherical coordinate on the inner-satellite

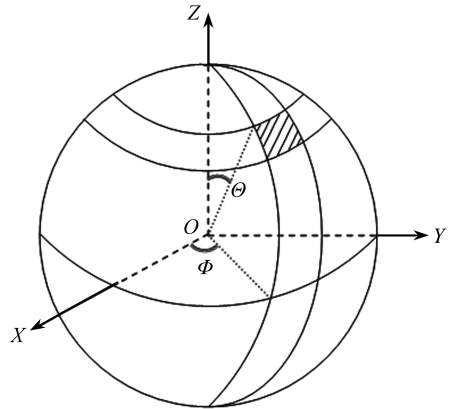


图3 外卫星腔体球坐标系

Fig. 3 Spherical coordinate on the outer-satellite cavity

在图2和图3中,内卫星坐标系 $O-xyz$ 和外卫星坐标系 $O-XYZ$ 的原点、坐标轴分别重合。设内卫星半径为 r ,外卫星腔体半径为 R ,腔体平均压力为 p_0 ,腔体平均温度为 T_0 ,内卫星表面温度分布为 $T_{in}(\theta, \phi)$,外卫星腔体内壁温度分布为 $T_{out}(\Theta, \Phi)$,沿 x, y, z 轴的单位矢量分别为 $\mathbf{i}, \mathbf{j}, \mathbf{k}$,内卫星表面气体分子逸出引起的反作用力为 \mathbf{F}_1 ,外卫星腔体内壁逸出的分子对内卫星撞击力为 \mathbf{F}_2 ,则内卫星受到的辐射计效应 \mathbf{F} 为^[11]

$$\mathbf{F} = \mathbf{F}_1 + \mathbf{F}_2, \quad (1)$$

$$\mathbf{F}_1 = -\frac{p_0 r^2}{2\sqrt{T_0}} \int_0^\pi d\theta \int_0^{2\pi} \sin\theta \sqrt{T_{in}(\theta, \phi)} \times \\ ((\sin\theta \cos\phi)\mathbf{i} + (\sin\theta \sin\phi)\mathbf{j} + (\cos\theta)\mathbf{k}) d\phi, \quad (2)$$

$$\begin{aligned}
 \mathbf{F}_2 = & \frac{3p_0 r^2 R^2}{4\pi \sqrt{T_0}} \int_0^{2\pi} d\phi \int_0^\pi \sin \theta d\theta \iint_{S^r(\theta, \phi, R, r)} \sqrt{T_{\text{out}}(\Theta, \Phi)} \sin \Theta \frac{(rf - R)(r - Rf)}{(r^2 + R^2 - 2Rrf)^{5/2}} \times \\
 & [(r \sin \theta \cos \phi - R \sin \Theta \cos \Phi) \mathbf{i} + (r \sin \theta \sin \phi - R \sin \Theta \sin \Phi) \mathbf{j} + \\
 & (r \cos \theta - R \cos \Theta) \mathbf{k}] d\Theta d\Phi, \tag{3}
 \end{aligned}$$

其中, $S^r(\theta, \phi, R, r)$ 是腔体内壁上对内卫星表面点 (r, θ, ϕ) 的可见入射区域, f 为

$$f(\theta, \phi, \Theta, \Phi) = \sin \theta \cos \phi \sin \Theta \cos \Phi + \sin \theta \sin \phi \sin \Theta \sin \Phi + \cos \theta \cos \Theta. \tag{4}$$

2 内卫星辐射计效应分析

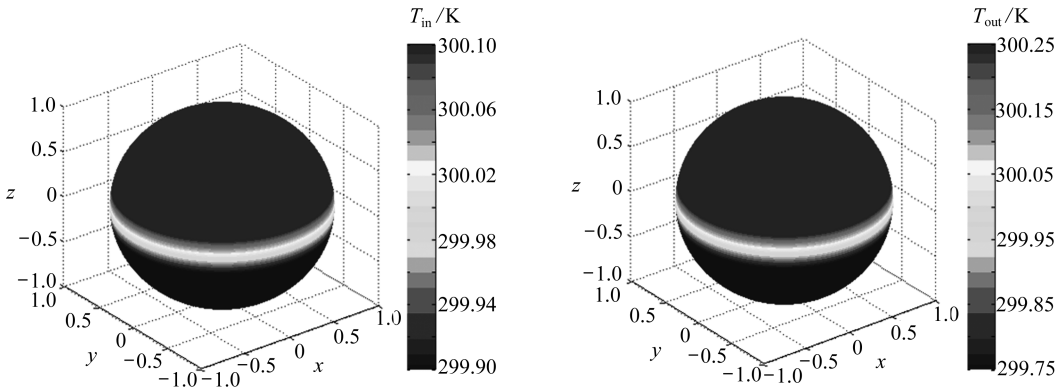
2.1 外卫星腔体中的对半温度分布

外卫星腔体中的温差分为内卫星表面温差和外卫星腔体内壁温差, 分别设为 ΔT_{in} 和 ΔT_{out} , 这里的温差指温度的最大值和最小值之差. 腔体中对半温度分布为

$$T_{\text{in}}(\theta, \phi) = \begin{cases} T_0 + \Delta T_{\text{in}}/2 & 0 \leq \theta \leq \pi/2, \\ T_0 - \Delta T_{\text{in}}/2 & \pi/2 < \theta \leq \pi, \end{cases} \tag{5}$$

$$T_{\text{out}}(\Theta, \Phi) = \begin{cases} T_0 + \Delta T_{\text{out}}/2 & 0 \leq \Theta \leq \pi/2, \\ T_0 - \Delta T_{\text{out}}/2 & \pi/2 < \Theta \leq \pi. \end{cases} \tag{6}$$

腔体中对半温度分布如图 4 所示.



(a) 内卫星表面温度分布 ($\Delta T_{\text{in}} = 0.2 \text{ K}$)

(b) 外卫星腔体内壁温度分布 ($\Delta T_{\text{out}} = 0.5 \text{ K}$)

(a) Temperature distribution on the inner-satellite surface ($\Delta T_{\text{in}} = 0.2 \text{ K}$)

(b) Temperature distribution on the inside wall of the outer-satellite cavity ($\Delta T_{\text{out}} = 0.5 \text{ K}$)

图 4 外卫星腔体中的对半温度分布

Fig. 4 The half-and-half temperature distribution in the outer-satellite cavity

选择对半温度分布下的内卫星辐射计效应进行分析, 一方面是因为内编队系统采用太阳同步轨道, 在轨运行时卫星一面受太阳照射另一面背对地球, 在卫星外表面上形成了近似的对半温度分布. 另一方面由下面的命题 1 和 2 可知, 在腔体中温差 ΔT_{in} 和 ΔT_{out} 一定的条件下, 当且仅当腔体温度为对半分布时内卫星辐射计效应最大. 在工程设计中需要将辐射计效应抑制在一定的数量级下, 分析温差一定时内卫星辐射计效应的最大值是很有必要的.

命题 1 设腔体平均温度为 T_0 , 内卫星表面温差为 ΔT_{in} , 则当且仅当内卫星表面温度为对半分布时 \mathbf{F}_1 达到最大值.

证明 设内卫星表面任意点温度为 T_x , 则 T_x 最大值为 $T_0 + \Delta T_{\text{in}}/2$, 最小值为 $T_0 - \Delta T_{\text{in}}/2$. 设由内卫星表面气体分子逸出引起的最大反作用力为 \mathbf{F}_{max} , 如图 5 所示. 做平面 L 垂直于 \mathbf{F}_{max} 且

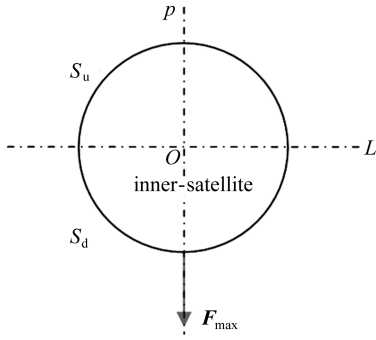


图5 内卫星表面

Fig. 5 The inner-satellite surface

平分内卫星球体, L 将内卫星表面分成两部分, 上表面部分 S_u 和下表面部分 S_d . 做直线 p 垂直于平面 L 且通过内卫星球心.

S_u 表面分子逸出引起的反作用力在直线 p 上的分量和 F_{\max} 同方向, S_d 表面分子逸出引起的反作用力在直线 p 上的分量和 F_{\max} 反方向. 当且仅当令 S_u 表面分子逸出速度尽可能大, 同时 S_d 表面分子逸出速度尽可能小, 这样整个内卫星表面分子逸出引起的反作用力才能达到最大值 F_{\max} . 此时, S_u 表面温度取 $T_0 + \Delta T_{\text{in}}/2$, S_d 表面温度取 $T_0 - \Delta T_{\text{in}}/2$, 即内卫星表面温度为对半分布. 同理, 有以下命题:

命题2 设腔体平均温度为 T_0 , 外卫星内壁表面温差为

ΔT_{out} , 则当且仅当外卫星腔体内壁温度为对半分布时 F_2 达到最大值.

2.2 腔体半径对内卫星辐射计效应影响的解析分析

在内卫星表面温度取式(5)中的对半分布时, 有

$$F_1 = -\frac{\pi r^2 p_0}{4} \frac{\Delta T_{\text{in}}}{T_0} \mathbf{k}. \quad (7)$$

在外卫星腔体内壁温度取式(6)中的对半分布时, 根据变量 Θ 的积分区间可以将 F_2 分为 F_{21} 和 F_{22} 两部分:

$$F_{21} = \frac{p_0 \sqrt{T_0 + \Delta T_{\text{out}}/2}}{\sqrt{T_0}} \frac{3r^2 R^2}{4\pi} \int_0^{2\pi} d\phi \int_0^{\pi} \sin \theta d\theta \iint_{S'(\theta, \phi, R, r)} \sin \Theta \frac{(rf - R)(r - Rf)}{(r^2 + R^2 - 2Rrf)^{5/2}} \times \\ [(r \sin \theta \cos \phi - R \sin \Theta \cos \Phi) \mathbf{i} + (r \sin \theta \sin \phi - R \sin \Theta \sin \Phi) \mathbf{j} + \\ (r \cos \theta - R \cos \Theta) \mathbf{k}] d\Theta d\Phi, \quad \Theta \in \left(0, \frac{\pi}{2}\right), \quad (8)$$

$$F_{22} = \frac{p_0 \sqrt{T_0 - \Delta T_{\text{out}}/2}}{\sqrt{T_0}} \frac{3r^2 R^2}{4\pi} \int_0^{2\pi} d\phi \int_0^{\pi} \sin \theta d\theta \iint_{S'(\theta, \phi, R, r)} \sin \Theta \frac{(rf - R)(r - Rf)}{(r^2 + R^2 - 2Rrf)^{5/2}} \times \\ [(r \sin \theta \cos \phi - R \sin \Theta \cos \Phi) \mathbf{i} + (r \sin \theta \sin \phi - R \sin \Theta \sin \Phi) \mathbf{j} + \\ (r \cos \theta - R \cos \Theta) \mathbf{k}] d\Theta d\Phi, \quad \Theta \in \left(\frac{\pi}{2}, \pi\right). \quad (9)$$

令

$$g_1(R, r) = \frac{3r^2 R^2}{4\pi} \int_0^{2\pi} d\phi \int_0^{\pi} \sin \theta d\theta \iint_{S'(\theta, \phi, R, r)} \sin \Theta \frac{(rf - R)(r - Rf)}{(r^2 + R^2 - 2Rrf)^{5/2}} \times \\ [(r \sin \theta \cos \phi - R \sin \Theta \cos \Phi) \mathbf{i} + (r \sin \theta \sin \phi - R \sin \Theta \sin \Phi) \mathbf{j} + \\ (r \cos \theta - R \cos \Theta) \mathbf{k}] d\Theta d\Phi, \quad \Theta \in \left(0, \frac{\pi}{2}\right), \quad (10)$$

$$g_2(R, r) = \frac{3r^2 R^2}{4\pi} \int_0^{2\pi} d\phi \int_0^{\pi} \sin \theta d\theta \iint_{S'(\theta, \phi, R, r)} \sin \Theta \frac{(rf - R)(r - Rf)}{(r^2 + R^2 - 2Rrf)^{5/2}} \times \\ [(r \sin \theta \cos \phi - R \sin \Theta \cos \Phi) \mathbf{i} + (r \sin \theta \sin \phi - R \sin \Theta \sin \Phi) \mathbf{j} + \\ (r \cos \theta - R \cos \Theta) \mathbf{k}] d\Theta d\Phi, \quad \Theta \in \left(\frac{\pi}{2}, \pi\right). \quad (11)$$

当 $\Delta T_{\text{out}} = 0$ K 时, 根据对称性可知

$$F_2 = F_{21} + F_{22} = \mathbf{0}, \quad (12)$$

从而

$$\mathbf{g}_1(R, r) + \mathbf{g}_2(R, r) = \mathbf{0}. \tag{13}$$

定义函数

$$\mathbf{g}(R, r) = \mathbf{g}_1(R, r) = -\mathbf{g}_2(R, r). \tag{14}$$

将式(10)和(11)及(14)代入式(8)和(9)中,得到

$$\mathbf{F}_2 = \left[\frac{p_0 \sqrt{T_0 + \Delta T_{out}/2}}{\sqrt{T_0}} - \frac{p_0 \sqrt{T_0 - \Delta T_{out}/2}}{\sqrt{T_0}} \right] \mathbf{g}_1(R, r) = \frac{p_0 \Delta T_{out}}{T_0} \mathbf{g}(R, r). \tag{15}$$

从而,当腔体取对半温度分布时,内卫星辐射计效应模型可简化为

$$\mathbf{F} = \frac{p_0 \Delta T_{out}}{T_0} \mathbf{g}(R, r) - \frac{\pi r^2 p_0}{4} \frac{\Delta T_{in}}{T_0} \mathbf{k}. \tag{16}$$

于是

$$\frac{\partial \mathbf{F}}{\partial R} = \frac{p_0 \Delta T_{out}}{T_0} \frac{\partial \mathbf{g}(R, r)}{\partial R}. \tag{17}$$

式(17)说明内卫星辐射计效应 \mathbf{F} 随腔体半径 R 的变化规律与腔体温度分布和压力分布无关.

2.3 腔体半径对内卫星辐射计效应影响的数值分析

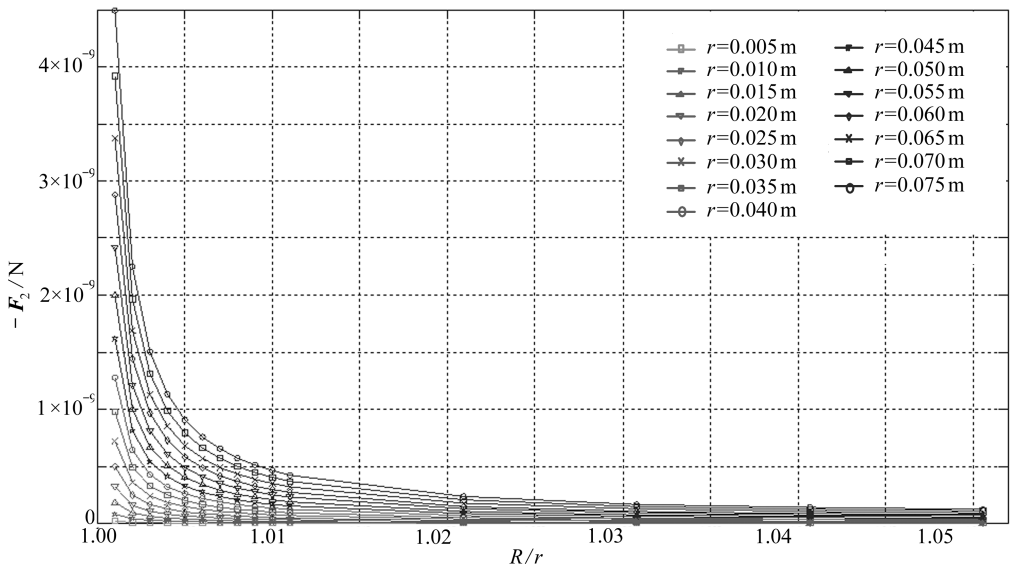
由式(2)和(3)可知, \mathbf{F}_1 与 R 无关, \mathbf{F}_2 与 R 有关,这里只分析 \mathbf{F}_2 随 R 的变化规律.计算参数如下:

腔体平均温度: $T_0 = 300 \text{ K}$;

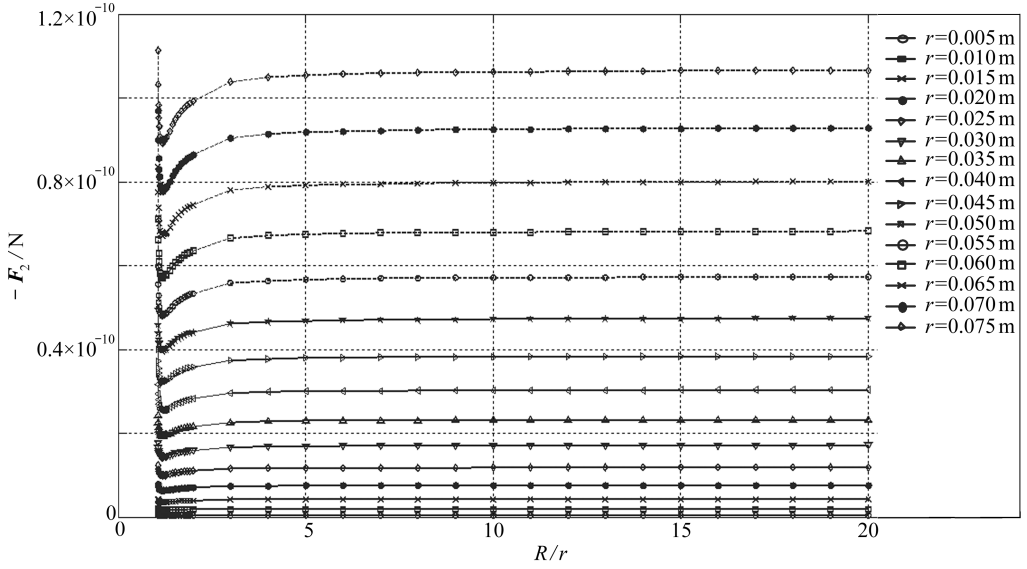
腔体平均压力: $p_0 = 9.77 \times 10^{-6} \text{ Pa}$;

腔体内壁对半温度分布的温差: $\Delta T_{out} = 0.5 \text{ K}$.

分别取内卫星半径 r 为 5 mm, 10 mm, 15 mm, 20 mm, 25 mm, 30 mm, 35 mm, 40 mm, 45 mm, 50 mm, 55 mm, 60 mm, 65 mm, 70 mm 和 75 mm, 计算外卫星腔体半径 R 从 $1.001r$ 增加到 $20r$ 时的 \mathbf{F}_2 , 计算结果如图 6 和表 1 所示.



(a) $R/r = 1.001 \sim 1.051$

(b) $R/r = 1.051 \sim 20$ 图6 F_2 随 R 的变化规律Fig. 6 The variation law of F_2 with the cavity radius R 表1 F_2 随 R 的变化规律Table 1 The variation law of F_2 with the cavity radius R

r/mm	$R/r (F_{2,\min})$	$F_{2, R/r=10} / \text{N}$	$F_{2, R/r=20} / \text{N}$	$(F_{2, R/r=10}/F_{2, R/r=20}) / (\%)$
5	1.189 4	$-4.720\ 112\ 927\ 1 \times 10^{-13}$	$-4.737\ 239\ 476\ 2 \times 10^{-13}$	99.638
10	1.189 4	$-1.888\ 045\ 170\ 9 \times 10^{-12}$	$-1.894\ 895\ 790\ 5 \times 10^{-12}$	99.638
15	1.1894	$-4.248\ 101\ 634\ 4 \times 10^{-12}$	$-4.263\ 515\ 528\ 6 \times 10^{-12}$	99.638
20	1.189 4	$-7.552\ 180\ 683\ 4 \times 10^{-12}$	$-7.579\ 583\ 161\ 9 \times 10^{-12}$	99.638
25	1.189 4	$-1.180\ 028\ 231\ 8 \times 10^{-11}$	$-1.184\ 309\ 869\ 0 \times 10^{-11}$	99.638
30	1.189 4	$-1.699\ 240\ 653\ 8 \times 10^{-11}$	$-1.705\ 406\ 211\ 4 \times 10^{-11}$	99.638
35	1.189 4	$-2.312\ 855\ 334\ 3 \times 10^{-11}$	$-2.321\ 247\ 343\ 3 \times 10^{-11}$	99.638
40	1.189 4	$-3.020\ 872\ 273\ 4 \times 10^{-11}$	$-3.031\ 833\ 264\ 8 \times 10^{-11}$	99.638
45	1.189 4	$-3.823\ 291\ 471\ 0 \times 10^{-11}$	$-3.837\ 163\ 975\ 7 \times 10^{-11}$	99.638
50	1.189 4	$-4.720\ 112\ 927\ 1 \times 10^{-11}$	$-4.737\ 239\ 476\ 2 \times 10^{-11}$	99.638
55	1.189 4	$-5.711\ 336\ 641\ 8 \times 10^{-11}$	$-5.732\ 059\ 766\ 2 \times 10^{-11}$	99.638
60	1.189 4	$-6.796\ 962\ 615\ 1 \times 10^{-11}$	$-6.821\ 624\ 845\ 7 \times 10^{-11}$	99.638
65	1.189 4	$-7.976\ 990\ 846\ 9 \times 10^{-11}$	$-8.005\ 934\ 714\ 7 \times 10^{-11}$	99.638
70	1.189 4	$-9.251\ 421\ 337\ 2 \times 10^{-11}$	$-9.284\ 989\ 373\ 3 \times 10^{-11}$	99.638
75	1.189 4	$-1.062\ 025\ 408\ 6 \times 10^{-10}$	$-1.065\ 878\ 882\ 1 \times 10^{-10}$	99.638

由图6和表1可知:

1) 在腔体半径 R 从 $1.001r$ 增加到 $20r$ 的过程中, F_2 值先减小后增加, F_2 取极小值时的半径比 R/r 为常数 $\mu = 1.1894$ 。由式(15)可知, 在 F_2 中腔体尺寸 R, r 与温度分布, 压力分布不耦合, 所以常数 μ 是由球形腔体构型决定的, 与温度分布和压力分布无关。

2) 当半径比 $R/r > 10$ 时, 可以认为 F_2 保持常数不再随 R 的增加而增加, 此时认为腔体半径 R 远远大于内卫星半径 r 。

对图 6 中的数据点进行拟合,得到对半温度分布下 F_2 的近似表达式为

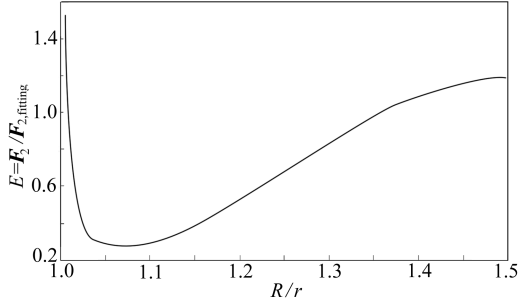
$$F_{2,\text{fitting}} = K \frac{P_0 r^2 \Delta T_{\text{out}}}{T_0} \left\{ 1 + \left[A \left(\frac{R}{r} \right)^2 + B \left(\frac{R}{r} \right) + C \right] e^{-DR/r} \right\} k, \quad (18)$$

其中常数

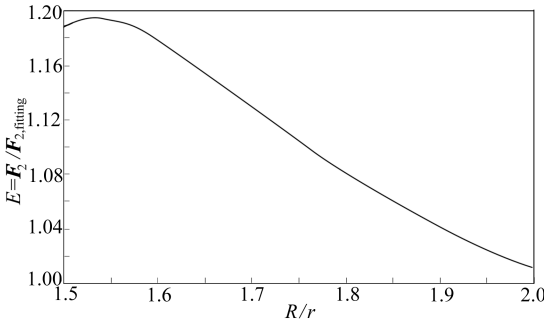
$$\begin{cases} K = -1.160\ 560\ 361\ 844\ 500, & A = -78.023\ 640\ 396\ 273\ 009, \\ B = -2\ 011.862\ 991\ 001\ 152, & C = 2\ 763.016\ 879\ 134\ 357, \\ D = 4.958\ 099\ 413\ 038\ 000. \end{cases} \quad (19)$$

设拟合函数的修正因子为 E , 如图 7 所示, 则

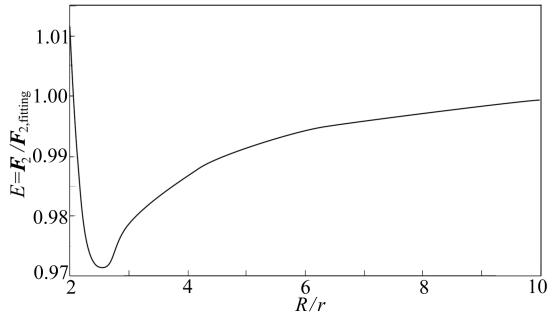
$$F_2 = E F_{2,\text{fitting}}. \quad (20)$$



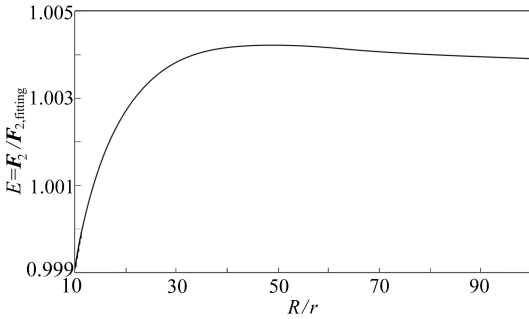
(a) $R/r = 1.0 \sim 1.5$



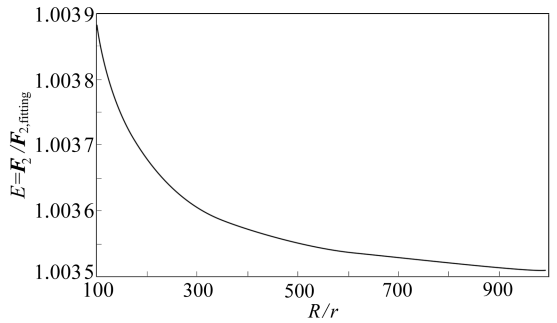
(b) $R/r = 1.5 \sim 2.0$



(c) $R/r = 2.0 \sim 10.0$



(d) $R/r = 10.0 \sim 100.0$



(e) $R/r = 100.0 \sim 1\ 000.0$

图 7 函数 F_2 与其拟合值的比值

Fig.7 The ratio of F_2 and its fitting function

由图 7(c) 和图 7(d) 及图 7(e) 可知, 当 $R/r > 2$ 时, 式(18) 对 F_2 的拟合误差小于 3%。由

式(7)和(18)可知,当腔体取对半温度分布时,内卫星辐射计效应为

$$\mathbf{F} = -\frac{\pi r^2 p_0}{4} \frac{\Delta T_{\text{in}}}{T_0} \mathbf{k} + K \frac{p_0 r^2 \Delta T_{\text{out}}}{T_0} \left\{ 1 + \left[A \left(\frac{R}{r} \right)^2 + B \left(\frac{R}{r} \right) + C \right] e^{-DR/r} \right\} \mathbf{k}. \quad (21)$$

由式(21)可知,内卫星辐射计效应 \mathbf{F} 与腔体平均压力 p_0 成正比,与腔体平均温度 T_0 成反比,随腔体中温差的增加而增加,当 $R \gg r$ 时, \mathbf{F} 随外卫星腔体半径的变化可忽略,与内卫星半径平方 r^2 近似成正比,从而辐射计效应引起的扰动加速度与内卫星面质比成正比。

3 结 论

在内编队重力场测量卫星系统中,通过数据拟合得到了内卫星辐射计效应近似函数及其修正因子,分析可知内卫星辐射计效应与腔体平均压力成正比,与腔体平均温度成反比,随腔体温差的增加而增加,随外卫星腔体半径的增加存在极小值,并且取极小值时外卫星腔体半径和内卫星半径比为常数 1.189 4,这一常数是由内外卫星的球形腔体构型决定的,与腔体内温度和压力无关。当内外卫星半径比大于 10 时,内卫星辐射计效应与内卫星半径的平方近似成正比。为了降低内卫星辐射计效应的干扰,可以降低腔体温差以及增大内卫星面质比。本文的研究结果对纯引力轨道构造和控制具有重要的理论意义。

参考文献 (References):

- [1] DeBra D B. Drag-free control for fundamental physics missions[J]. *Advance in Space Research*, 2003, **32**(7): 1221-1226.
- [2] Staff of the Johns Hopkins University and Stanford University. A satellite free of all but gravitational forces: "TRIAD I" [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1974, **11**(9): 637-644.
- [3] Sumner T J, Anderson J, Blaser J P, Cruise A M, Damour T, Dittus D, Everitt C W F, Foulon B, Jafry Y, Kent B J, Lockerbie N, Loeffler F, Mann G, Mester J, Pegrum C, Reinhardt R, Sandford M, Scheicher A, Speake C C, Torii R, Theil S, Touboul P, Vitale S, Vodel W, Worden P W. STEP (satellite test of the equivalence principle) [J]. *Advance in Space Research*, 2007, **39**(2): 254-258.
- [4] Mester J, Torii R, Worden P, Lockerbie N, Vitale S, Everitt C W F. The STEP mission: principles and baseline design[J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2001, **18**: 2475-2486.
- [5] Schumaker B L. Disturbance reduction requirements for LISA[J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2003, **20**(10): 239-253.
- [6] NI Wei-tou, Shiomi S, LIAO An-chi. ASTROD, ASTROD I and their gravitational-wave sensitivities[J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2004, **21**(5): 641-646.
- [7] NI Wei-tou. ASTROD (astrodynamical space test of relativity using optical devices) and ASTROD I[J]. *Nuclear Physics B (Proceedings Supplements)*, 2007, **166**: 153-158.
- [8] Muzia D, Allasio A. GOCE: the first core earth explorer of ESA's earth observation programme[J]. *Acta Astronautica*, 2003, **54**(3): 167-175.
- [9] LIU Hong-wei, WANG Zhao-kui, ZHANG Yu-lin. Coupled modeling and analysis of radiometer effect and residual gas damping on proof mass in purely gravitational orbit[J]. *Science China Technological Sciences*, 2011, **54**(4): 894-902.
- [10] Shiomi S, NI Wei-tou. Acceleration disturbances and requirements for ASTROD I[J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2006, **23**(13): 4415-4432.
- [11] 刘红卫, 王兆魁, 张育林. 内卫星辐射计效应建模与分析[J]. *空间科学学报*, 2010, **30**(3):

243-249. (LIU Hong-wei, WANG Zhao-kui, ZHANG Yu-lin. Modeling and analysis of radiometer effect on the inner-satellite[J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2010, 30(3): 243-249. (in Chinese))

Analysis of Radiometer Effect on the Proof Mass in Purely Gravitational Orbit

LIU Hong-wei¹, WANG Zhao-kui², ZHANG Yu-lin^{1,2}

(1. *Institute of Aerospace and Material Engineering,*

National University of Defense Technology, Changsha 410073, P. R. China;

2. *School of Aerospace, Tsinghua University, Beijing 100084, P. R. China*)

Abstract: Spacecrafts with the pure gravity environment were of great significance in precision navigation, gravity field measurement for celestial bodies and basic physics experiments. Radiometer effect was one of the important interfering factors on proof mass in the purely gravitational orbit. For gravity field measurement system based on inner-formation flying, the relationship between radiometer effect on the inner-satellite and system parameters was studied by using analytical and numerical methods, and an approximate function of radiometer effect suitable for engineering computation and its correction factor were obtained. Analytic results show that radiometer effect on the inner-satellite is proportional to the average pressure but inversely proportional to the average temperature in the outer-satellite cavity. The radiometer effect increases with the increase of temperature difference in the cavity and its minimum exists with the increase of the cavity radius. When the minimum of radiometer effect arrives, the ratio of the cavity radius and the inner-satellite radius is a constant 1.189 4. This constant is determined by the spherical cavity configuration and independent of the temperature and pressure distribution. When the ratio of the cavity radius and the inner-satellite radius is more than 10, it is believed that the cavity is large enough and radiometer effect is approximately proportional to the square of the inner-satellite radius and the change of radiometer effect with the outer-satellite cavity radius can be ignored.

Key words: purely gravitational orbit; proof mass; inner-formation flying system; radiometer effect; cavity radius