第17卷 第3期 空间科学学报 Vol.17, No.3
1997年 7 月 CHINESE JOURNAL OF SPACE SCIENCE July, 1997

姿态运动对落舱微重力的影响研究*

楼 岳 王麟华
(中国科学院空间科学与应用研究中心 北京 100080)

孙先仿 宁文如 范跃祖
(北京航空航天大学自动控制系)

摘 要

本文采用试验的均匀设计方法，结合对气动力矩的理论估算，利用计算机仿真，研究了姿态运动对落舱微重力水平的影响．结果表明，在落舱下落的前60s内，要想保持优于10^{-3}g数量级的微重力水平，以满足一般科学实验的要求，则必须安装姿态控制系统．

关键词 落舱—微重力—姿态运动—均匀设计

1 引 言

在获得微重力环境的各种方法中，采用高空气球释放落舱的方法是一种极为有效的方法．它具有成本低，试验周期短，安全回收率高等优点．目前，世界上许多国家都已开展了大量的研究工作[1—4]．国内也进行了球载落舱微重力的试验和研究工作[5]．

受气动力和落舱姿态运动的影响，球载落舱所创造的微重力水平相对较低，微重力持续时间较短．为了获得较高水平的微重力，相对延长微重力的持续时间，国外采取了在落舱上安装阻力消除系统和姿态控制系统的措施．试验结果表明：这些措施是行之有效的．在国家自然科学基金委的资助下，我们已完成了阻力消除系统的分析设计研究工作．目前正在进行落舱姿态控制系统的设计和系统的半实物仿真．本文作为对这一工作的初始研究部分，采用试验的均匀设计方法研究了落舱姿态运动对微重力的影响．

2 数 学 模 型

设p, q, r分别为落舱在舱体坐标系中滚转轴、偏航轴、俯仰轴上的角速率分量，I_{xx}，I_{yy}，I_{zz}分别为对应于上述3轴的主转动惯量，η_x，η_y，η_z为对应的阻尼系数，M_x，M_y，M_z为对应轴上的气动力矩．考虑到落舱具有对称轴x，可记$A = I_{xx}$，$B = I_{yy} = I_{zz}$，则落舱姿态运动的数学模型为**

* 国家自然科学基金资助项目

1996-07-03收到原稿，1997-04-04收到修定稿

** 姜秀杰，微重力落舱姿态控制系统的研究，中国科学院空间中心硕士论文，1991。

$$A\left(\frac{\mathrm{d}p}{\mathrm{d}t}\right)+\eta_x p=M_x\,, \tag{1}$$

$$B\left(\frac{\mathrm{d}q}{\mathrm{d}t}\right)+\eta_y q+(A-B)pr=M_y\,, \tag{2}$$

$$B\left(\frac{\mathrm{d}r}{\mathrm{d}t}\right)+\eta_z r+(B-A)pq=M_z\,. \tag{3}$$

定义微重力加速度为引力加速度与实际惯性加速度之差. 设落舱内任意一点 P 在舱体坐标系内的坐标为 $(x,\ y,\ z)$，假定阻力消除系统能基本消除气动力对微重力的影响，由姿态运动所引起的微重力加速度的各个分量分别为[6]

$$a_x=x(q^2+r^2)-y(pq-\dot{r})-z(pr+\dot{q}), \tag{4}$$

$$a_y=-x(pq+\dot{r})+y(p^2+r^2)-z(qr-\dot{p}), \tag{5}$$

$$a_z=-x(pr-\dot{q})-y(qr+\dot{p})+z(p^2+q^2). \tag{6}$$

其中 $\dot{p},\ \dot{q},\ \dot{r}$ 分别为对应的角加速度.

3　气动力矩的估算

3.1　基本参数

本文所研究的落舱的主要技术参数为: 落舱总长度 $L=3.6\mathrm{m}$，直径 $D=0.4\mathrm{m}$，重量 $W=200\mathrm{kg}$，转动惯量 $I_{xx}=4.1\mathrm{kg\cdot m^2}$，$I_{yy}=I_{zz}=151\mathrm{kg\cdot m^2}$. 阻尼系数 η_x，η_y，η_z 受空气粘性的影响较为显著. 无论用理论方法还是用风洞实验的方法，求得精确的阻尼系数均较为困难. 在本文的研究中,根据实际情况确定其大致范围为 η_x: 10—80kg·m²/s，$\eta_y=\eta_z$: 100—800kg·m²/s，然后采用实验的均匀设计方法，分析阻尼系数为各种可能情况下姿态运动对微重力的影响.

3.2　俯仰和偏航力矩的估算

计算俯仰力矩的公式为

$$M_z=C_{mz}QSL, \tag{7}$$

其中 S 为参考面积，$S=(\pi/4)D^2=0.1256\mathrm{m^2}$，$Q$ 为速压，$Q=(1/2)\rho V_{cm}^2$，ρ 为大气密度，V_{cm} 为舱体速度，$C_{mz}=f_1(\alpha,\ M_a)$，α 为攻角，Ma 为马赫数，$Ma=V_{cm}/a$，a 为音速，

表　1

t \ α	1°	3°	6°	10°	15°
10	0.61	1.91	4.06	7.26	11.70
20	3.12	9.78	20.80	37.40	60.58
30	11.46	36.06	76.90	138.40	225.22
40	10.35	126.56	268.80	482.04	782.89
50	118.76	374.74	803.21	1455.97	2398.89
60	383.50	1214.98	2622.88	4804.79	8055.01

设落舱从 40km 高空下落，则对确定的重力加速度 g 和音速 a，可估算出各时刻的 $V_{cm}=gt$ 和 Ma．对给定的攻角 α，可由 $C_{mz}-(\alpha, Ma)$ 表查出对应的 C_{mz}，而由各对应时刻落舱所处的高度 $H=40000-(1/2)gt^2$ 又可由 $\rho-H$ 表查出对应的 ρ，将所得数据代入上式(7)，即可得各对应时刻的 M_z，运算结果见表 1．从表中可见，俯仰力矩随 t 和 a 的增大而增大．

由于落舱结构相对于滚转轴对称，在舱下落过程中，偏航力矩和俯仰力矩的计算结果是相同的，所以表 1 同时也是偏航力矩的计算结果．

3.3 滚转力矩的估算

滚转力矩的计算公式为

$$M_x=C_{mx}QSD. \tag{8}$$

其中 $C_{mx}=f_2(Ma)$，通过与计算俯仰力矩类似的方法，可求出在各时刻的 M_x，见表 2.从表中可见，滚转力矩也随时间增大而增大．与俯仰力矩相比，其值要小得多．

表 2

t	10	20	30	40	50	60
M_x	0.0088	0.0450	0.1608	0.5535	1.7600	5.9170

4 试验的均匀设计方法

均匀设计方法是适合于多因素多水平而试验次数较少的一种试验设计方法．其基本思想是：在所确定的试验范围内，选取一些散布均匀的代表点．如在这些点进行试验，则由于每个点都具有充分的代表性，因而其试验结果可基本反应整个试验范围内的情况．对于一个 s 因素 n 水平的试验设计问题，若采用全面试验的方法，需要进行 n^s 次试验．而采用均匀设计方法，则只需进行 n 次试验就能达到与全面试验基本相同的效果．有关均匀设计的基本原理可参见文献 [6]．由于在本文的仿真试验中涉及到多个因素对试验结果的影响问题，为了减少试验的工作量，以降低成本，在试验中采用了均匀设计方法．下面针对 η_x，η_y，η_z 的取值问题，对均匀设计方法作一简单的介绍．

上节已经确定了 η_x，η_y，η_z 的取值范围，在此先将它们在各自范围内划分为 8 个水平，即取 $\eta_x\in\{10, 20, \cdots, 80\}$，$\eta_y$，$\eta_z\in\{100, 200, \cdots, 800\}$．查文献 [6] 中所附 3 因素 8 水平的均匀设计表，可得对应的 8 次试验方案为 $(\eta_x, \eta_y, \eta_z)\in\{(10, 400, 700), (20, 800, 500), (30, 300, 300), (40, 700, 100), (50, 200, 800), (60, 600, 600), (70, 100, 400), (80, 500, 200)\}$．这 8 次试验的结果即可基本上反映 $8^3=512$ 次的全面试验所得结果．

5 仿 真 研 究

用 C 语言编制数字仿真程序，经过多次上机运算，获得了一系列的仿真结果．仿真中主要讨论初始扰动、气动力及阻力消除系统所产生的推力矢量偏心力矩 3 种因素各自对微重力的影响，此外也考虑了 3 种因素同时作用对微重力的影响．以下是在试验点 P

的坐标为(0.5, 0.05, 0.05)情况下，落舱下落过程中前 60s 内的仿真结果.

5.1 初始扰动对微重力的影响

当气球将落舱携带至 40km 的高空后，就要将落舱与气球吊篮进行切割分离，以使落舱自由下落，从而在舱体内形成微重力环境. 假定切割分离引起初始扰动力矩所产生的姿态角速率的幅值分别为 $p \le 50^\circ$ / s, q, $r \le 25^\circ$ / s. 将各幅值分为 10 个等级，即 $p \in \{5, 10, \cdots, 50\}$, q, $r \in \{2.5, 5, \cdots, 25\}$. 采用均匀设计的方法可以确定 10 组 p, q, r 的组合值，将它们与前述 8 种 η_x, η_y, η_z 的组合值进行结合，可得 80 种组合方案. 对各种组合方案进行仿真后获得了相应的结果. 仿真表明，这些组合方案所得结果在数量级上都是相同的，仅系数有一定的差别. 考虑到这些组合方案具有充分的代表性，因此，限于篇幅，在此仅给出一组仿真结果，见表 3. 这里取 $\eta_x = 40\text{kg} \cdot \text{m}^2/\text{s}$, $\eta_y = 700\text{kg} \cdot \text{m}^2/\text{s}$, $\eta_z = 100\text{kg} \cdot \text{m}^2/\text{s}$, $p = 5^\circ/\text{s}$, $q = 12.5^\circ/\text{s}$, $r = 17.5^\circ/\text{s}$. a_x, a_y, a_z 和 a_t 的单位均为 g, a_t 为总微重力加速度的幅值.

表　3

t	a_t	a_x	a_y	a_z
0	4.90×10^{-2}	1.09×10^{-2}	6.13×10^{-3}	-4.74×10^{-2}
1	5.50×10^{-3}	7.76×10^{-4}	5.42×10^{-3}	-5.12×10^{-4}
2	2.77×10^{-3}	6.10×10^{-5}	2.77×10^{-3}	-5.00×10^{-6}
3	1.42×10^{-3}	-5.20×10^{-5}	1.42×10^{-3}	≈0
4	7.31×10^{-4}	-4.90×10^{-5}	7.29×10^{-4}	≈0
5	3.77×10^{-4}	-3.10×10^{-5}	3.75×10^{-4}	≈0
6	1.94×10^{-4}	-1.80×10^{-5}	1.93×10^{-4}	≈0

从表中可见，由于阻尼力矩的存在，随着时间的增加，初始扰动对微重力加速度的影响将越来越小. 当超过了 3s 后，其影响已在 10^{-3}g 数量级以下.

5.2 气动力对微重力的影响

在仿真研究分析气动力对微重力的影响时，假定阻力消除系统可抵消大部分的气动阻力，因而其剩余俯仰和偏航力矩小于 60s 内最大值的 10%. 利用本文第 3 部分的计算结果，设攻角不超过 6°，并考虑到实际的气动力是随机变化的，则研究在极端情况下气

表　4

序号	η_x	η_y	η_z	a_t	a_x	a_y	a_z
1	10	400	700	1.72×10^{-2}	1.54×10^{-3}	1.14×10^{-2}	-1.29×10^{-2}
2	20	800	500	1.47×10^{-2}	1.32×10^{-3}	-1.10×10^{-2}	9.69×10^{-3}
3	30	300	300	1.27×10^{-2}	-1.16×10^{-3}	-8.41×10^{-3}	9.58×10^{-3}
4	40	700	100	1.74×10^{-2}	-1.98×10^{-3}	-1.12×10^{-2}	1.33×10^{-2}
5	50	200	800	1.52×10^{-2}	4.21×10^{-3}	-1.26×10^{-2}	8.43×10^{-3}
6	60	600	600	1.95×10^{-2}	-2.46×10^{-3}	1.49×10^{-2}	-1.25×10^{-2}
7	70	100	400	1.64×10^{-2}	1.23×10^{-3}	1.10×10^{-2}	-1.22×10^{-2}
8	80	500	200	1.64×10^{-2}	6.14×10^{-3}	8.17×10^{-3}	-1.42×10^{-2}

动力对微重力的影响时，可假定俯仰和偏航力矩的方差均为 262，滚转力矩的方差为 5.9．采用本文第四部分均匀设计的 8 种组合的阻尼系数进行仿真，可得仿真结果如表 4，表中所列值为 60s 内的最大值，a_x，a_y，a_z和 a_t的单位仍为 g.

从表中可见，在 60s 内，气动力对微重力加速度的影响都超过了 10^{-2}g数量级．

5.3 推力矢量偏心力矩的影响

表 5

序号	a_t	a_x	a_y	a_z
1	3.45×10^{-2}	2.74×10^{-2}	-2.04×10^{-2}	-5.24×10^{-3}
2	1.95×10^{-2}	1.75×10^{-2}	-4.54×10^{-3}	-7.23×10^{-3}
3	7.63×10^{-2}	7.54×10^{-2}	-9.99×10^{-3}	-6.84×10^{-3}
4	3.34×10^{-1}	3.33×10^{-1}	2.33×10^{-2}	-2.36×10^{-2}
5	9.52×10^{-2}	9.46×10^{-2}	-9.55×10^{-3}	5.34×10^{-3}
6	1.92×10^{-2}	1.90×10^{-2}	-2.24×10^{-3}	-2.04×10^{-3}
7	3.86×10^{-1}	3.85×10^{-1}	-1.77×10^{-2}	2.67×10^{-2}
8	9.87×10^{-2}	9.84×10^{-2}	2.71×10^{-3}	-6.84×10^{-3}

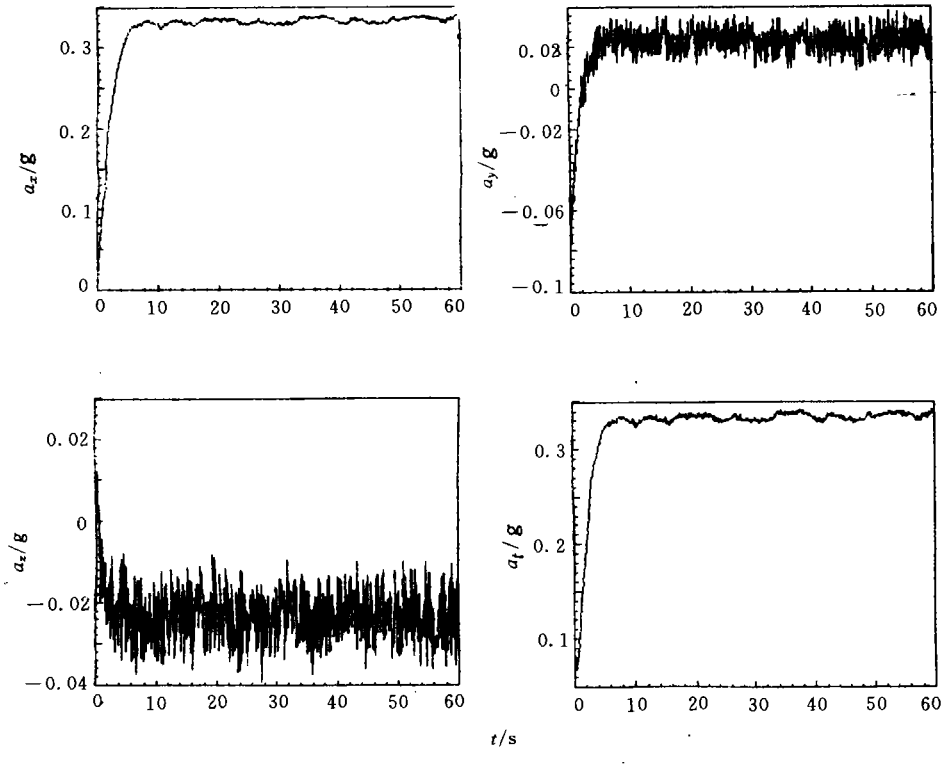


图 1 姿态运动产生的微重力加速度

Fig.1 The microgravity acceleration caused by attitude motion

在讨论推力矢量偏心力矩对微重力的影响时，本文取偏心力矩为确定值的情况进行了仿

真．考虑到推力矢量偏心力矩与阻力消除系统所产生的推力大小成比例变化，而阻力消除系统所产生的推力大小又与气动力矩的大小成比例变化，因此，依据本文第 3 部分的计算结果，将俯仰和偏航力矩的幅值取为对应气动力矩的 10%，即均取为 262，滚转力矩的幅值取为 5.9．阻尼系数仍然取为均匀设计的 8 种组合情况．仿真结果见表 5．这里表中序号及数据单位与表 4 相同．

从表中可见，偏心力矩对微重力加速度的影响也都超过了 10^{-2}g数量级．在阻尼系数为(40，700，100)和(70，100，400)的两种情况下，其影响甚至达到了 10^{-1}g 的数量级．

5.4　综合上述各种因素的影响

对落舱同时受上述 3 种干扰的情况，取初始扰动和阻尼系数的各种不同情况进行了仿真．图 1 给出了在 $\eta_x = 40\text{kg}\cdot\text{m}^2/\text{s}$，$\eta_y = 700\text{kg}\cdot\text{m}^2/\text{s}$，$\eta_z = 100\text{kg}\cdot\text{m}^2/\text{s}$，初始扰动 $p = 5^\circ/\text{s}$，$q = 12.5^\circ/\text{s}$，$r = 17.5^\circ/\text{s}$，俯仰和偏航气动力矩的方差为 262，滚转气动力矩的方差为 5.9，推力矢量偏心造成的俯仰和偏航力矩为 262，偏心滚转力矩为 5.9 时的仿真结果．从图中可见，在 60s 内，微重力加速度在偏航轴(y 轴)和俯仰轴(z 轴)上的分量达到了 10^{-2}g 数量级，而在滚转轴(x 轴)上的分量则达到了 10^{-1}g 数量级．总的微重力加速度的幅值也是 10^{-1}g 数量级．

6　结　　论

本文的仿真研究表明，3 种造成落舱姿态运动的主要因素，即：落舱与气球吊篮切割分离时所引起的初始扰动力矩、阻力消除系统补偿后的残余气动力矩和阻力消除系统安装误差所造成的推力矢量偏心力矩都会对微重力产生 10^{-2}g 数量级的影响．其中初始扰动只在落舱下落的前 3s 内有较大的影响，随着时间的推移，其影响越来越小，而其他两种因素的影响则随着时间的推移而增大．综合 3 种因素对微重力的影响达到了 10^{-1}g 数量级．由此得出结论，在落舱下落过程的 60s 内，要想保持优于 10^{-3}g 数量级的微重力水平，必须安装姿态控制系统．

参　考　文　献

[1] Fuchs M, Kretzxchmar K, Stockfleth H. Microgravity with Ballon-Dropcapsules. ESA SP-256, 1987

[2] Kretzschmar K, Stockfleth H, Fuchs M. Microgravity with Balloon-Dropcapsules—A New Research Facility in the Field of Microgravity Science. IAF-87-379, 1987

[3] Namiki M, Ohta S. Microgravity System by Using Stratospheric Balloons. Proc. of 13th International Symposium on S. T. S., Tokyo, 1982. 1185

[4] Namiki M, Ohta S. Microgravity Experiment System Utilizing a Balloon. Proc. of 14th International Symposium on S. T. S., Tokyo, 1984. 1229

[5] 赵光恒，楼岳．落弹舱的微重力环境．空间科学学报，1991，**11**(2)：124—132

[6] 方开泰．均匀设计与均匀设计表．北京：科学出版社，1994

ON THE INFLUENCE OF ATTITUDE MOTION ON THE LEVELS OF MICROGRAVITY IN A DROPCAPSULE

LOU Yue WANG Linhua

(Center for Space Science and Applied Research, The Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080)

SUN Xianfang NING Wenru FAN Yuezu

(Department of Automatic Control, Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

Abstract

The method of experimental uniform design, theoretical computations and computer simulations were used in the research on the influence of attitude motion on the levels of microgravity in the dropcapsule. It is shown that an attitude control system must be set up on the dropcapsule if one wants to keep 60s of microgravity time with microgravity levels less than 10^{-3}g.

Key words Dropcapsule, Microgravity, Attitude motion, Uniform design