

中国近地轨道卫星三轴 稳定姿态控制系统*

杨嘉墀 张国富 孙承启
(北京控制工程研究所)

摘 要

本文介绍了中国已发射的八颗卫星的简要情况。重点介绍了近地轨道的对地观测卫星的三轴稳定姿态控制系统,包括该系统的组成和一些飞行试验结果。

一、引 言

自1970年4月24日我国成功地发射了第一颗人造地球卫星以来,到目前共发射了八颗卫星,按预定计划完成了各项科学技术试验任务。所发射的卫星基本上分为两类:

- (1) 科学探测卫星。
- (2) 空间技术试验卫星。

它们的目的是考核总体性能和各分系统设计的合理性;飞行器、运载火箭、测控设备和地面保障勤务系统的协调性和可靠性。科学探测卫星是自旋稳定的,而空间技术试验卫星是三轴稳定的。在1970年到1975年的发展阶段,有关空间技术试验卫星的试验任务是多种多样的,诸如测轨,遥测遥控、程序控制、观察技术、返回技术等都在不断的研究发展,因此当时姿态控制系统的设计原则有:

- (1) 独立自主地发展空间技术,对元部件的要求要立足于我国已有成熟技术的基础上。
- (2) 系统设计能适应卫星不同试验任务的要求,具有一定的机动性和灵活性。
- (3) 系统设计能适应姿态控制系统本身的不断改进和试验要求。

几年来的实践证明,上述这些原则是符合我国当时的情况的,是完全正确的。我们的试验次数不多,但是姿态控制系统在每次试验中都没有发生过破坏性失效。特别是1975年以来发射的返回型试验卫星,连续三次成功地发射、运行和返回,取得了一些地面和空间信息,也为姿态控制系统的精度检验和今后发展提供了一些有用的资料。

二、姿态控制系统概述

对于近地轨道卫星来说,由于气动干扰力矩较大,必须采用主动式姿态控制系统,使

* 本文是在1979年7月国际自动控制联合会第八次空间自动控制讨论会上介绍性报告的基础上写成的。

卫星稳定在对地的轨道坐标系上。姿态控制系统由测量部件、中间线路和执行机构所组成。

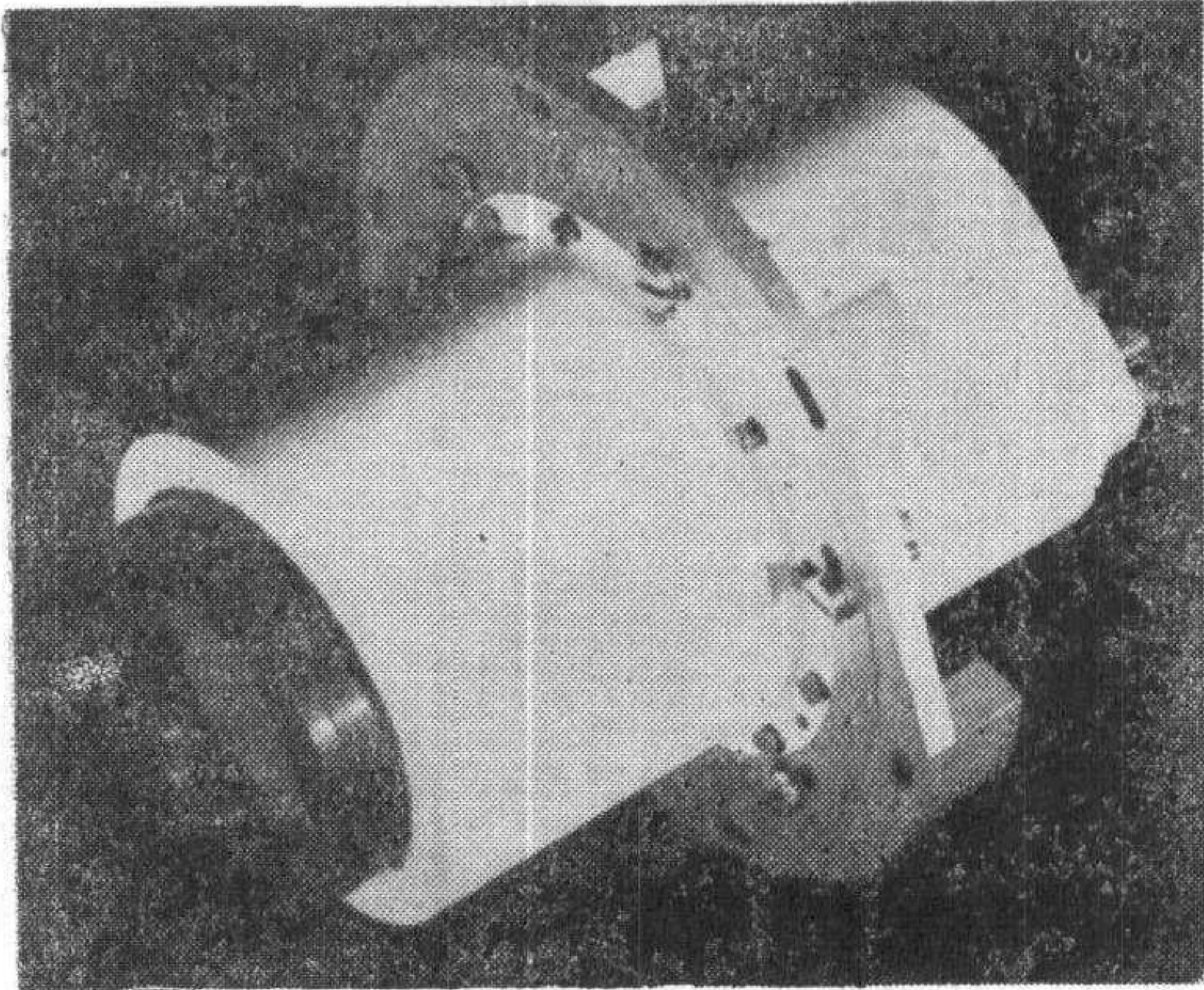


图 1 圆锥扫描式红外地平仪

1. 姿态测量部件

为了建立一个对地的轨道坐标系，我们采用了两个红外地平仪和两个两自由度陀螺组成的姿态测量部件。红外地平仪是圆锥扫描式的(图 1)，它的结构比较简单，并具有相当大的捕获能力。由于我们的光学系统是逐步进行改进的，也由于地球辐射特性随着季节和纬度变化较大，我们在线路上一开始便采用了自动增益控制。在信号处理线路中为地球方波信号选择了较靠近太空一边的直流恢复电压，使高空冷云的影响大为降低。因

为卫星轨道的偏心率小于 0.03，采用一个滚动轴的红外地平仪和一个陀螺，可以较方便地组成陀螺罗盘系统来测量滚动轴和偏航轴的姿态偏差。众所周知^[1]，通过地平仪和陀螺滚动轴输出之差进行反馈组成的陀螺罗盘可由下列方程描述

$$\frac{d}{dt}(\phi_G - \phi) - \omega(\phi_G - \phi) = K_1(\phi_H - \phi_G) + D_1 \quad (1)$$

$$\frac{d}{dt}(\phi_G - \phi) + (\omega - \theta')(\phi_G - \phi) = K_3(\phi_H - \phi_G) + D_3 \quad (2)$$

其中 ϕ, ψ 为卫星的滚动和偏航姿态角；

ϕ_G, ψ_G 为陀螺的滚动和偏航框架角；

ϕ_H 为红外地平仪测得的滚动角；

ω 为轨道角速度；

θ' 为俯仰轴姿态角速度；

D_1, D_3 为滚动和偏航轴的等效漂移率，包括陀螺漂移率、轨道平面进动角速度的分量以及二次耦合项；

K_1, K_3 为放大器和陀螺力矩器所提供的进动角速度的放大倍数。

一个俯仰轴的红外地平仪和另一个陀螺测量俯仰轴姿态偏差，这个陀螺也是为了使卫星在俯仰轴具有姿态机动的能力。通过地平仪和陀螺俯仰轴输出之差进行反馈组成的俯仰通道测量系统可由下列方程描述：

$$\frac{d}{dt}(\theta_G - \theta) = K_2(\theta_H - \theta_G) + (\omega_0 - \omega) + D_2 \quad (3)$$

其中 θ_G 为陀螺的俯仰框架角；

θ 为卫星的俯仰姿态角；

θ_H 为红外地平仪测得的俯仰角；

D_2 为陀螺在俯仰轴的等效漂移率，包括陀螺漂移率和二次耦合项；

K_2 为放大器和陀螺力矩器所提供的进动角速度的放大倍数；

ω_0 为标称轨道角速度，是由放大器所提供的进动角速度。

两种测量元件具有互补特性。惯性器件输出具有小的高频误差，但有显著的直流漂移。红外地平仪输出有较小的直流误差但有交流起伏噪声。线路放大倍数 K_1, K_2 和 K_3 的选取应根据地平仪输出的噪声模型和陀螺输出的漂移模型来权衡，使姿态角误差的均方值为最小^[2]。这些参数的选择还要考虑到红外地平仪噪声对控制线路，并由此对耗气量的影响。对于采用喷气执行机构的中低轨道卫星的控制来说，这一点是非常重要的。

2. 控制方式和喷气执行机构

在姿态控制系统中，为了可靠和省电，经常采用开关控制方式。对每个转动轴的控制通道，我们采用了大小推力粗精控制的方式，使系统在消除分离姿态误差和姿态机动时有较短的过渡过程时间，并能在大部分时间以较小的极限环运行，从而减少耗气量。由于不用角速率测量部件，控制系统的阻尼是靠网络来实现的。如图 2 所示，超前校正的大推力系统，有足够大的阻尼和比较大的控制力矩来实现消除初始偏差和机动时的控制要求。采用伪速度增量反馈校正的小推力系统^[3]可以使极限环压得相当扁，因为最小脉冲宽度可以设计得比较小。当然，对于偏航轴通道来说，由于有气动干扰力矩的关系，极限环的角速度过低会增加电磁阀的作用次数，必须经过权衡选取合适的数值。这个系统的反馈回路采用两个时间常数，即放电时间常数大于充电时间常数，使系统具有较大的暂态阻尼。粗精两个系统中的控制回路中都有一定的死区或滞环，使系统对测量系统的噪声输出不太灵敏。

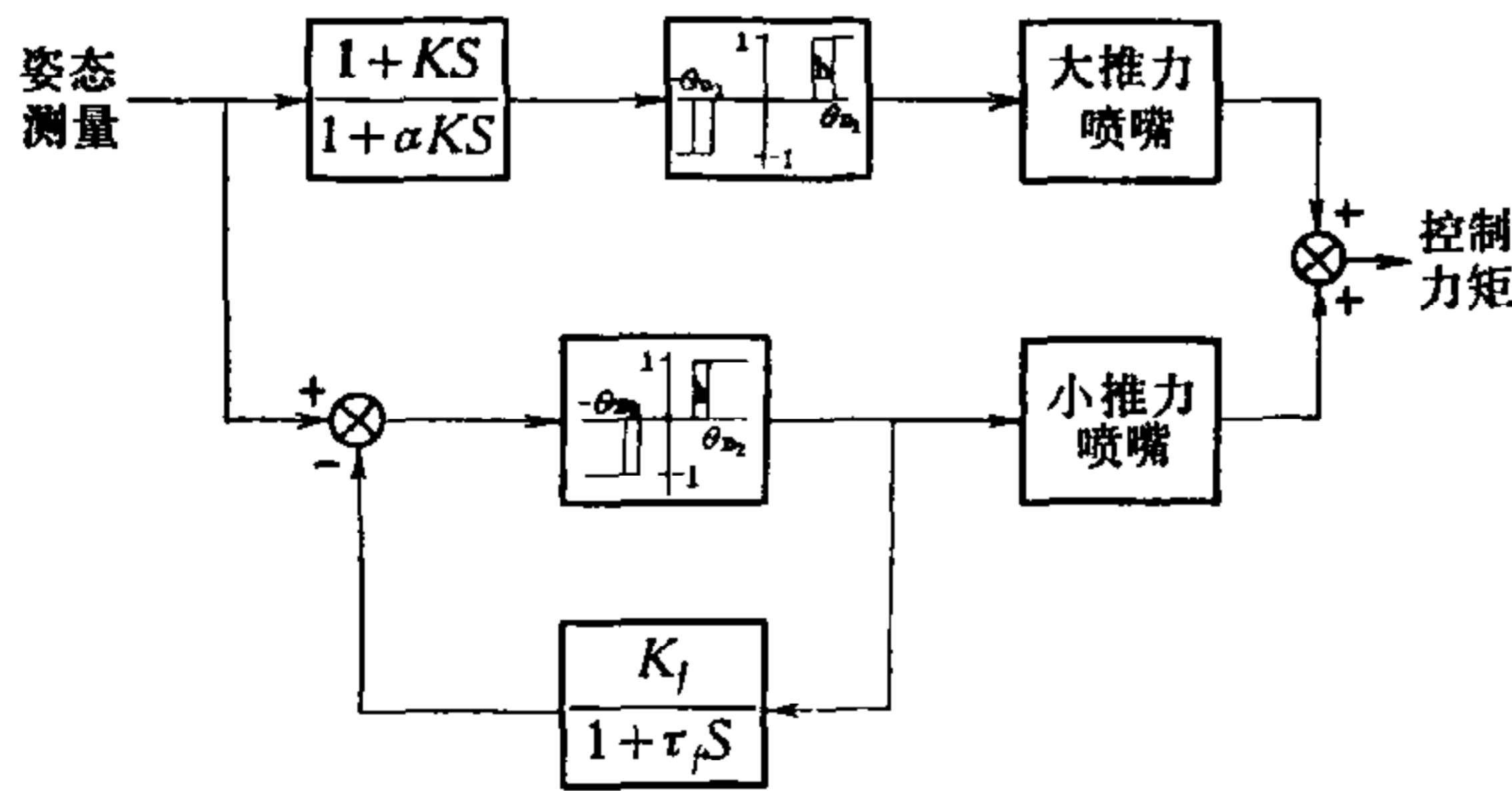


图 2 姿态控制系统一个通道的控制线路

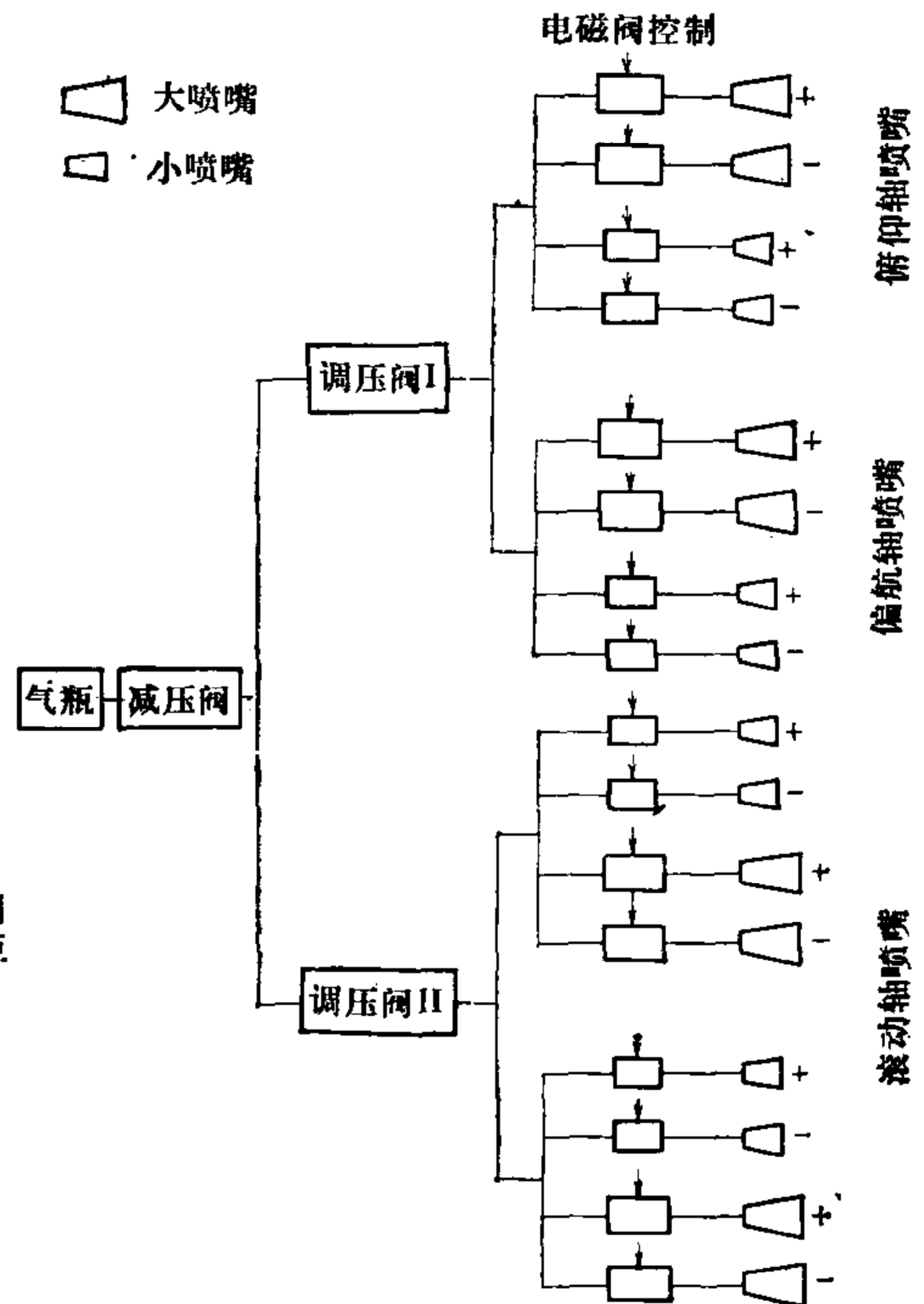
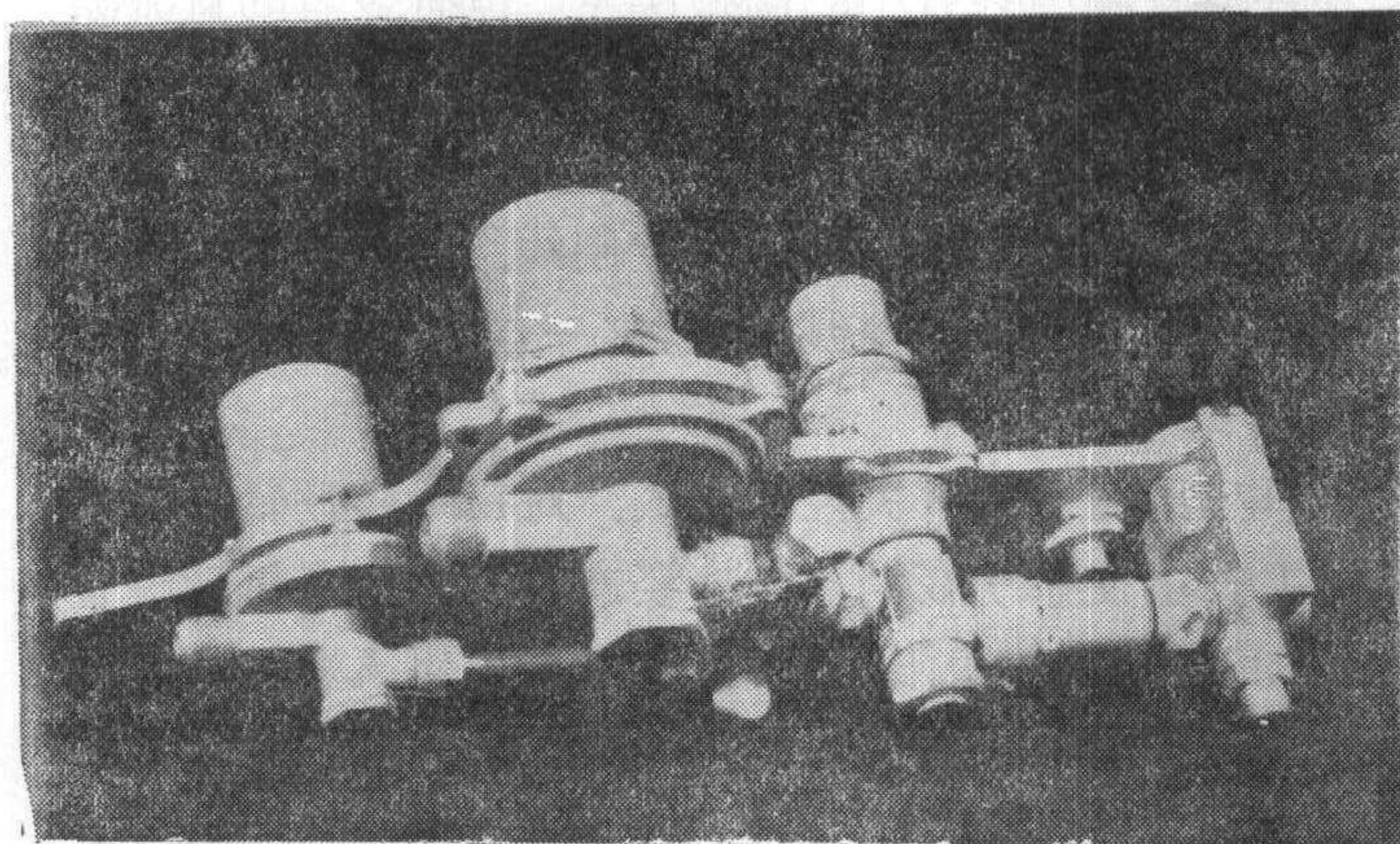


图 3 喷气执行机构系统

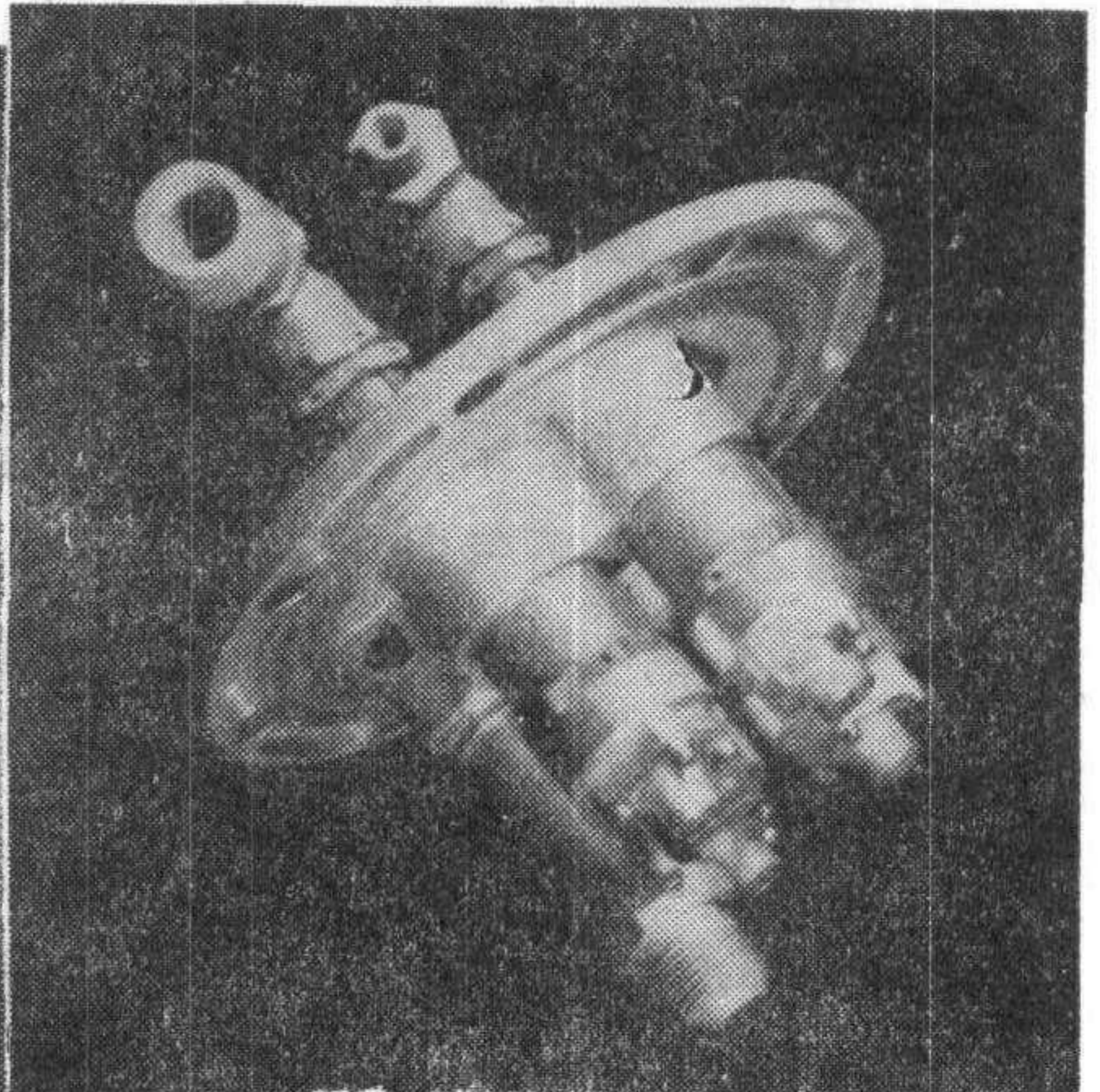
对于短期运行的低轨道卫星，采用冷气执行机构是较为合适的。我们采用高压氮气作为气源。整个系统如图 3 所示。气源、稳压阀和喷嘴阀门组合件如照片（图 4）。由于研制过程中有比较严格的质量控制，多次飞行试验中未发生任何故障。

三、一些飞行试验结果

为了对姿态控制系统的设计和运行状态进行检验，遥测数据中包括有两个红外地平仪输出、陀螺框架角输出、陀螺力矩器输入，大推力喷气、小推力喷气次数、气源压力等。通



(a) 喷气阀门组合件



(b) 大小推力喷嘴及电磁阀组合件

图 4 喷气执行机构组合件

过对这些信号的数据处理,说明姿态控制系统方案和技术设计是正确的,工作是正常的,系统基本上达到了试验目的,可以初步得到下列试验结果:

(1) 卫星在建立初始姿态和机动时的动态过程和地面仿真试验的动态过程相似,这说明卫星各种动力学参数和执行机构的力学参数是正确的。

(2) 卫星在运行阶段的耗气量和估算量比较接近,说明卫星高空气动力学的估算是比较正确的。

(3) 红外地平仪的噪声分析.假设噪声是平稳的随机模型,可以通过富里哀变换计算红外地平仪输出噪声的功率谱密度.我们采用与文献[4]类似的方法,对测量系统进行动态修正后求得噪声谱密度带宽在 12 倍轨道角速度左右.这对于今后使用这种红外地平仪的测量系统的最佳设计提供了一个噪声模型。

(4) 姿态精度的检验.为了检验返回型卫星姿态控制的精度,我们采用了对天空恒星照相的方法,取得卫星相对于地心天文坐标系的

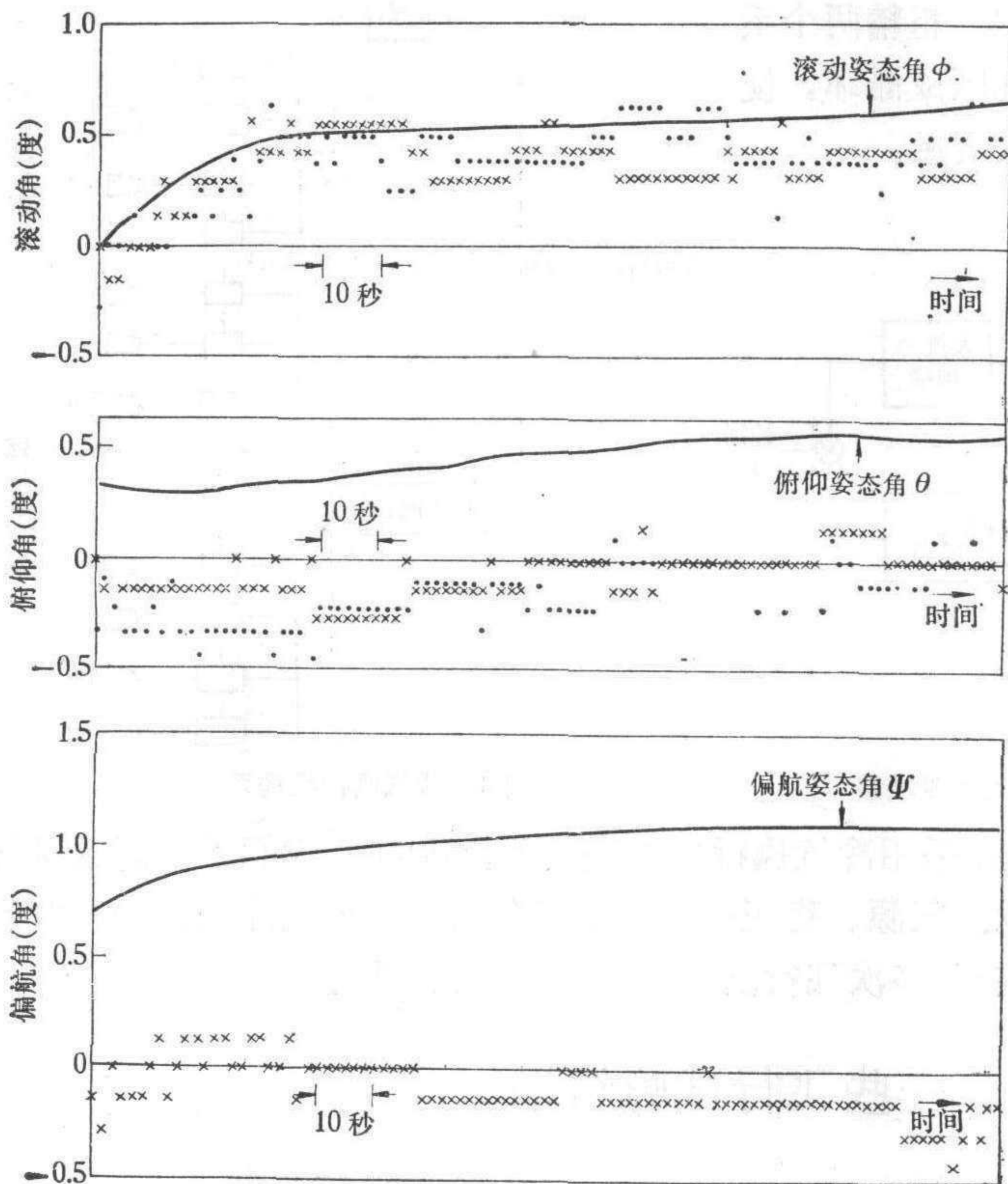


图 5 典型的飞行试验结果

... 红外地平仪信号; ××× 陀螺框架角信号; —— 星相机信号。

姿态角，再由测轨数据转换到对地的轨道坐标系的姿态角。由此得到的一系列姿态角数据和红外和陀螺的遥测数据进行比较可以了解系统在轨道运行的全部概况。一段典型的结果如图 5。图中实线为由天空恒星照相折算的姿态角，“×”为陀螺框架角，“·”为红外地平仪输出角。总的说来，误差都在设计要求滚动、俯仰两轴在 $\pm 1^\circ$ ，偏航在 $\pm 2^\circ$ 以内。但对于误差模型、分辨系统误差和随机误差，还有待于进一步的工作。

四、结 语

前面所述是我们走过的空间技术初期发展阶段。今后，我们除了要继续发射一些科学探测、技术试验卫星外，也将研制一些应用卫星，即在进一步提高我国空间技术的同时，发展一些应用卫星，如我国计划在 1982 年发射与地球同步的静止通信卫星，计划定点在 70°E 或 125°E 经度。这颗卫星的任务，主要是用来做通信试验，卫星是圆柱体，最大直径是 2.1 米，加天线高约 3.1 米。姿态控制系统将采用双旋稳定技术，使全球波束天线指向地心。我们还将通过国际合作发展通信卫星，进一步学习国际同行的先进技术和经验，多方面开展一些交流和合作，使我国的空间技术较快地发展。

参 考 文 献

- [1] Bowers, J. L., Rodden, J. J., Scott, E. D. and DeBra, D. B., Orbital Gyrocompassing Heading Reference, *J. Spacecraft and Rockets* **5**, (1968), 903.
- [2] Bryson Jr., A. E. and Kortüm, W., Estimation of the Local Attitude of Orbiting Spacecraft, *Automatica* **7** (1971), 167—180.
- [3] Scott, E. D. Pseudo-rate Sawtooth-pulse-reset Control System Analysis and Design, *J. Spacecraft and Rockets* **4** (1967), 781.
- [4] Weiss, R., Conical Scan CO₂ Horizon Sensing Orbit Accuracy and Horizon Noise Model, AIAA Guidance, Control and Flight Mechanics Conference, Aug. 17—19, **2** (1970).

THREE-AXIS STABILIZED ATTITUDE CONTROL SYSTEM FOR CHINESE NEAR EARTH ORBIT SATELLITES

YANG JIA-CHI ZHANG GUO-FU SUN CHENG-QI
(Beijing Institute of Control Engineering)

ABSTRACT

This paper presents an overview of the eight man-made earth satellite launched by China. Emphasis has been placed on the three-axis stabilized attitude control system of near earth observation satellites, including composition of the system and some flight test results.