

估计飞行器羽流影响的 点源流动模型和计算机程序

边 炳 秀

摘 要

目前和今后使用火箭发动机进行轨道和姿态控制的空间飞行器都要遇到发动机排气羽流影响问题。本文讨论了一种迅速估算轴对称的羽流远流场对飞行器影响的近似分析方法和相应的计算机程序。这种点源分析方法考虑了排气气体和喷管的特性。通过计算发动机排气羽流场,计算排气羽流干扰力矩和推力损失,这些影响在飞行器设计中必须给予考虑和控制。利用该方法和计算机程序对一个卫星模型进行了羽流影响的计算。

主题词: 羽流, 喷气排气

符 号 表

A	面积	U	速度
A_p	Simons羽流常数	w	分子量
d	直径	σ	适应系数
E	能量流密度	θ	角度
$\vec{f}$	力	δ	厚度
k	气体比热比	ρ	气体密度
L	长度	β_0	羽流参数
$\vec{M}$	力矩	μ	气体粘度
M_{exit}	喷管出口马赫数	$\vec{\tau}$	切向量
m	污染物质量流密	上标	
N	发动机个数	*	喷管喉部参数
$\vec{n}$	法向量	j	发动机序号
P	动量	下标	
p	压力	b	边界层参数
R_g	气体常数	$exit$	喷管出口参数
r	距离	g	气体参数
T	温度	l	发动机位置
$\vec{t}$	发动机推力向量	w	壁面

一、引言

用于空间飞行器控制的火箭发动机产生的排气羽流与飞行器结构表面的相互作用,常常对飞行器产生干扰力矩、推力损失、敏感功能表面被污染等不良影响^{[1][2]}。为了避免或减少发动机排气羽流的影响,国外进行了大量的研究工作,研制出许多估算羽流影响的方法和相应的计算机模拟程序^{[3][4]},其中应用最广泛的包括点源流动模型方法,特征线方法和Monte Carlo直接模拟法。三类方法中Monte Carlo方法的计算工作量和研究难度最大,并具有较高的精确性。而点源流动模型方法最为简单。在执行阿波罗飞行计划期间,通过许多具体的研究经验,发现在飞行器设计的初期,飞行器系统的设计者往往更多地关心发动机羽流影响的量级的大小,而不是要求精确的具体数值^[5]。因此国外在飞行器设计的初期阶段广泛采用比较简单的点源流动模型估算羽流的影响,使设计者能迅速评价设计方案。在许多点源流动模型中,Simons的点源流动模型具有较普遍的代表性,并且被广泛使用。国外许多飞行器设计者使用Simons模型作为一种评价羽流影响的设计工具。

本文根据Simons的基本模型^{[6][7]},建立一套评价发动机排气羽流影响的方法和相应的计算机仿真程序。

二、羽流场的基本模型

在建立羽流场模型时,认为所研究的空间范围属于羽流的远流场。相对此空间范围发动机被认为是一个几何点。在羽流的远流场内,气体的密度很小,气体的Knudsen数远远小于1($K_0 = \lambda/L$; 飞行器特征尺寸/气体分子平均自由程)。这时的气体流动基本是自由分子流动,气体的运动速度达到气体的热力学极限速度,并且沿直线方向运动,而不再是连续膨胀加速流动过程。假设羽流远流场是一个纯气相的、无化学组份变化的冻结流动场。气体的热力学极限速度为:

$$U_{lim} = \sqrt{\frac{2 \cdot k \cdot R_g \cdot T_0}{(k-1) \cdot W_g}} \quad (1)$$

引入Boynton羽流场气体密度的角度关系式^[8]:羽流场内任一点的气体密度与同一径向距离上、推力轴线上的气体密度可用一个角度函数关系 $f(\theta)$ 联系起来。

$$\rho(r, \theta) = \rho(r, \theta=0) \cdot f(\theta) \quad (2)$$

利用连续方程建立羽流场内气体密度与喷管喉部气体参数的关系

$$\rho^* A^* U^* = \rho(r, \theta=0) \cdot U_{lim} \cdot \int_0^{\theta_{lim}} f(\theta) \cdot dA \quad (3)$$

引入Simons羽流常数简化羽流场的描述。Simons羽流常数 A_p 定义为

$$A_p = \frac{U^*}{2 \cdot U_{lim} \cdot \int_0^{\theta_{lim}} f(\theta) \cdot \sin \theta \cdot d\theta} \quad (4)$$

由(2)、(3)、(4)式可得到羽流场内任一点气体密度的表达式

$$\rho(r, \theta) = \rho^* \cdot A_p \cdot f(\theta) \cdot \left(\frac{d^*}{2 \cdot r}\right)^2 \quad (5)$$

其中Simons羽流常数 A_p 是羽流极限转角 θ_{lim} 的函数,如图1所示。羽流极限转角 θ_{lim} 是

喷管出口平面处气体Prandtl-Mayer角与喷管扩张角之和

$$\theta_{lim} = \theta \left| \begin{matrix} P \cdot M \\ M_{exit} \end{matrix} \right| + \theta \left| \begin{matrix} Nozzle \\ Exit \end{matrix} \right| \quad (6)$$

发动机排气羽流场被认为由两部分构成,一部分由喷管内气体边界层发展形成;另一部分由喷管的核心流发展形成。以边界层羽流角 θ_b 近似划分两部分的界线

$$\theta_b = \theta_{lim} \left[1 - \frac{2}{\pi} \left(\frac{4 \cdot \delta_{exit}}{d_{exit}} \right)^{\frac{k-1}{k+1}} \right] \quad (7)$$

羽流场内Boynton角度关系式为

$$f(\theta) = \left[\cos \left(\frac{\pi}{2} \frac{\theta}{\theta_{lim}} \right) \right]^{\frac{2}{k-1}} \quad \theta \leq \theta_b \quad (8)$$

$$f(\theta) = f(\theta = \theta_b) \cdot \exp[-\beta(\theta - \theta_b)] \quad \theta > \theta_b \quad (9)$$

式中

$$\beta = \frac{3}{2} A_p \sqrt{\frac{k+1}{k-1}} \left(\frac{d_{exit}}{4 \cdot \delta_{exit}} \right)^{\frac{k-1}{k+1}}$$

关于喷管出口处边界层厚度的计算,建议采用简单的Schlichting的平板边界层厚度计算公式

$$\delta_{exit} = 5.0 \left[\frac{\mu \cdot L_{nozzle} \cdot R_g \cdot T_0}{U_{exit} \cdot P_0 \cdot W_g} \left(1 + \frac{k-1}{2} M_{exit}^2 \right)^{\frac{1}{1-k}} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (10)$$

三、气流与飞行器表面的相互作用

以动量和能量适应系数 σ (accomodation coefficient)来研究羽流场内气流与飞行器结构表面的相互作用。假设羽流宏观气体速度伴随有满足Maxwelliam速度分布的分子速度。气流对固体表面的作用力和能量传输为

$$\begin{aligned} f_n = & \left(\frac{\rho U^2}{2S^2} \right) \left\{ \left[(2 - \sigma_n) \cdot S \cdot \cos \varphi \cdot \frac{1}{\sqrt{\pi}} \right] + \frac{\sigma_n}{2} \sqrt{\frac{T_w}{T_g}} \cdot \right. \\ & \cdot \exp(-S^2 \cdot \cos^2 \varphi) \left. \right\} + \left\{ (2 - \sigma_n) \left[(S \cdot \cos \varphi)^2 + \frac{1}{2} \right] + \right. \\ & \left. + \frac{\sigma_n}{2} \sqrt{\frac{\pi \cdot T_w}{T_g}} \cdot S \cdot \cos \varphi \right\} [1 + \operatorname{erf}(S \cdot \cos \varphi)] \end{aligned} \quad (11)$$

$$\begin{aligned} f_\tau = & \rho U^2 \sigma_\tau \cdot \sin \frac{\varphi}{2} \cdot S \cdot \sqrt{\pi} \{ \exp(-S^2 \cdot \cos^2 \varphi) + \\ & \sqrt{\pi} \cdot S \cdot \cos \varphi \cdot [1 + \operatorname{erf}(S \cdot \cos \varphi)] \} \end{aligned} \quad (12)$$

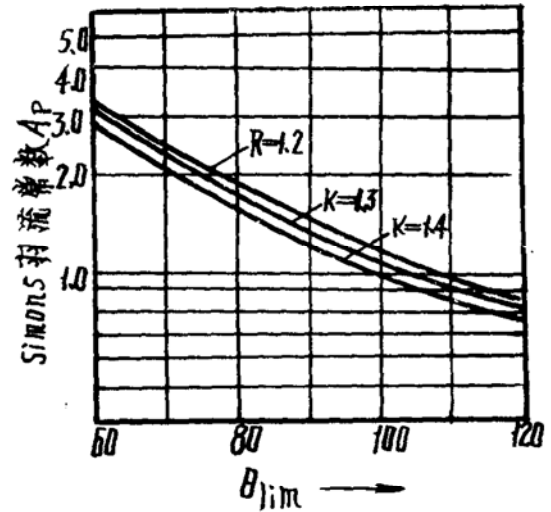


图1 Simons羽流常数与极限转角关系

$$E = \sigma_e \cdot \frac{\rho U^2}{2 \cdot S^2} \sqrt{\frac{R_g T_g}{2\pi}} \left[\left(S^2 + \frac{k}{k+1} - \frac{k+1}{2(k-1)} \cdot \frac{T_w}{T_g} \right) \{ \exp(-S^2 \cdot \cos^2 \varphi) + \sqrt{\pi} \cdot S \cdot \cos \varphi \cdot [1 + \operatorname{erf}(S \cdot \cos \varphi)] \} - \frac{1}{2} \exp(-S^2 \cdot \cos^2 \varphi) \right] \quad (13)$$

式中 $S = \sqrt{\frac{k}{k-1} \frac{T_0}{T_g}}$

φ : 气流与表面法向的夹角

对于羽流场的远流场而言, $T_0 \gg T_g$, $S \gg 1$ 。以上(11)、(12)、(13)可简化成

$$f_n = \rho \cdot U_{i,m}^2 \cdot [(2 - \sigma_n) \cdot \cos^2 \varphi + \sigma_n \cdot \beta_0 \cdot \cos \varphi] \quad (14)$$

$$f_r = \rho \cdot U_{i,m}^2 \cdot \sigma_r \cdot \sin \varphi \cdot \cos \varphi \quad (15)$$

$$E = \frac{1}{2} \rho \cdot U_{i,m}^3 \cdot \sigma_e \cdot \cos \varphi \quad (16)$$

式中 $\beta_0 = \sqrt{\frac{k-1}{4k} \cdot \frac{\pi T_w}{T_0}}$

上述计算式中的适应系数 σ_n 、 σ_r 、 σ_e 是未知数,当气流是完全弹性撞击表面时 $\sigma_n = \sigma_r = \sigma_e = 0$;当气流是完全扩散式反射作用表面时 $\sigma_n = \sigma_r = \sigma_e = 1$ 。在一般情况,以最恶劣的情况来估算羽流与表面的相互作用。即气流与表面以完全扩散式反射形式相互作用。

四、羽流对飞行器的影响

要估算位于羽流场内的飞行器结构面所受到的影响,首先要确定飞行器与发动机的几何关系。为了便于计算,建立一个计算坐标系 $oxyz$ 。设飞行器中有 N 个发动机,第 j 个发动机的位置坐标为 (x_j^i, y_j^i, z_j^i) ,发动机推力向量为 $\vec{t}$ 。飞行器结构表面可由方程 $g(x, y, z) = 0$ 描述,表面上任一点的法向量为

$$\vec{n} = n_x \vec{i} + n_y \vec{j} + n_z \vec{k} = \frac{g'_x \vec{i} + g'_y \vec{j} + g'_z \vec{k}}{\sqrt{(g'_x)^2 + (g'_y)^2 + (g'_z)^2}} \quad (17)$$

第 j 个发动机的羽流气流与表面法向量的夹角余弦为

$$\cos \varphi^j = - \frac{(x - x_j^i) \cdot g'_x + (y - y_j^i) \cdot g'_y + (z - z_j^i) \cdot g'_z}{\sqrt{(x - x_j^i)^2 + (y - y_j^i)^2 + (z - z_j^i)^2} \sqrt{(g'_x)^2 + (g'_y)^2 + (g'_z)^2}} \quad (18)$$

羽流气体流动向量与推力轴线的夹角余弦

$$\cos \theta = - \frac{(x - x_j^i) \cos \alpha^j + (y - y_j^i) \cos \beta^j + (z - z_j^i) \cos \gamma^j}{\sqrt{(x - x_j^i)^2 + (y - y_j^i)^2 + (z - z_j^i)^2}} \quad (19)$$

式中 α^j 、 β^j 、 γ^j 为发动机推力向量方向角

假设所有发动机对飞行器影响的总效应是单个存在时产生的影响的线性叠加,则表面上面积微元 dA 的羽流作用力和力矩为

$$d\vec{f}_n = \sum_j^N - \rho^j U_{i,m}^2 [(2 - \sigma_n) \cos^2 \varphi^j + \sigma_n \beta_0 \cos \varphi^j] dA \cdot \vec{n} \quad (20)$$

$$d\vec{f}_\tau = \sum_i^N \rho^i U_{lim}^2 \sigma_\tau \cdot \sin \varphi^i \cdot \cos \varphi^i \cdot dA \cdot \vec{\tau} \quad (21)$$

$$d\vec{M} = \sum_i^N (\vec{\gamma}^i \times d\vec{f}^i) = \sum_i^N \vec{\gamma}^i \times (d\vec{f}_n^i + d\vec{f}_\tau^i) \quad (22)$$

力和力矩在坐标轴上的投影分量为

$$df_x = U_{lim}^2 \sum_i^N \rho^i \cdot \cos \varphi^i \left\{ \sigma_\tau \left(n_x \cos \varphi^i + \frac{x - x_l^i}{|\vec{\gamma}^i|} \right) - \right. \\ \left. - [(2 - \sigma_n) \cos \varphi^i + \sigma_n \beta_0] n_x \right\} dA \quad (23)$$

$$df_y = U_{lim}^2 \sum_i^N \rho^i \cos \varphi^i \left\{ \sigma_\tau \left(n_y \cos \varphi^i + \frac{y - y_l^i}{|\vec{\gamma}^i|} \right) - \right. \\ \left. - [(2 - \sigma_n) \cos \varphi^i + \sigma_n \beta_0] n_y \right\} dA \quad (24)$$

$$df_z = U_{lim}^2 \sum_i^N \rho^i \cos \varphi^i \left\{ \sigma_\tau \left(n_z \cos \varphi^i + \frac{z - z_l^i}{|\vec{\gamma}^i|} \right) - \right. \\ \left. - [(2 - \sigma_n) \cos \varphi^i + \sigma_n \beta_0] n_z \right\} dA \quad (25)$$

$$dM_x = U_{lim}^2 \sum_i^N \rho^i \cdot \cos \varphi^i \left\{ (n_z \cdot y - n_y \cdot z) [(\sigma_n + \sigma_\tau - 2) \times \right. \\ \left. \times \cos \varphi^i - \sigma_n \beta_0] + (y_l^i \cdot z - z_l^i \cdot y) \frac{1}{|\vec{\gamma}^i|} \right\} dA \quad (26)$$

$$dM_y = U_{lim}^2 \sum_i^N \rho^i \cdot \cos \varphi^i \left\{ (n_x \cdot z - n_z \cdot x) [(\sigma_n + \sigma_\tau - 2) \times \right. \\ \left. \times \cos \varphi^i - \sigma_n \beta_0] + (z_l^i \cdot x - x_l^i \cdot z) \frac{1}{|\vec{\gamma}^i|} \right\} dA \quad (27)$$

$$dM_z = U_{lim}^2 \sum_i^N \rho^i \cdot \cos \varphi^i \left\{ (n_y \cdot x - n_x \cdot y) [(\sigma_n + \sigma_\tau - 2) \times \right. \\ \left. \times \cos \varphi^i - \sigma_n \beta_0] + (x_l^i \cdot y - y_l^i \cdot x) \frac{1}{|\vec{\gamma}^i|} \right\} dA \quad (28)$$

作用在整个表面上的力和力矩通过上述各式对表面积分获得。表面上点 P 处羽流污染物最大可能到达速率和热能到达速率为

$$m = \sum_i^N \rho^i U_{lim} \cdot \cos \varphi^i \quad (29)$$

$$E = \sum_i^N \frac{1}{2} \rho^i \cdot U_{lim}^3 \cdot \sigma_\tau \cdot \cos \varphi^i \quad (30)$$

要获得在飞行器坐标系 $OXYZ$ 下的羽流干扰力和力矩需要由坐标旋转变换矩阵 B 进行计算,在 $OXYZ$ 坐标系下的力和力矩为

$$\vec{F}^s = B\vec{F} \quad (31)$$

$$\vec{M}^s = B\vec{M} \quad (32)$$

五、应 用

羽流影响的点源流动模型估算方法的简捷性,被许多飞行器设计者用来估价羽流影响。从国外的应用情况和地面及飞行实验数据看^{〔11〕〔12〕},点源流动模型计算方法在飞行器整体设计中具有较好的实用性,并在工程上有满意的计算准确性。

根据Simons的基本模型和普遍采用的计算方法,建立了羽流影响的点源模型计算机仿真程序。该程序包括如下功能:

- 计算某一表面上的羽流干扰力和力矩
- 计算表面上最大可能污染程度的分布
- 绘制羽流场的等密度曲线

该程序包括了飞行器结构上常用的几种几何表面:平板、柱面、球面、锥面和抛物面,并能根据需要很方便地加入新的几何表面的模块。该程序要求输入:发动机设计参数;发动机个数、位置和安装方向;几何表面参数和边界条件;坐标旋转欧拉角和飞行器几何参数。

利用已建立的羽流影响模拟程序对某一个三轴稳定的卫星模型进行了羽流影响估算。卫星模型如图2示。卫星在南北方向上有两块太阳能电池帆板,卫星南北方向各有6台作用力臂为1m、推力10N的发动机用于卫星的南北位置保持和滚动控制。发动机排气羽流对太阳帆板的撞击造成一定程度的推力损失和干扰力矩,并且羽流将对帆板造成污染。图3是计算出的单个发动机羽流场等密度图。随着 θ 角的增加,羽流场气体密度迅速下降。因此将发动机偏

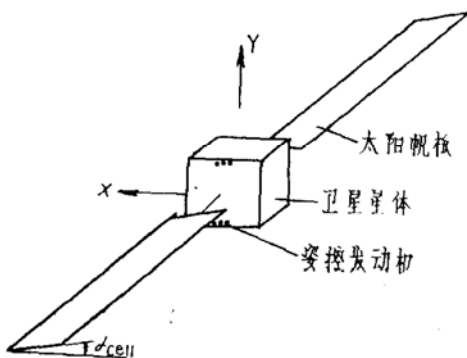


图2 飞行器的基本外形和OXYZ坐标系

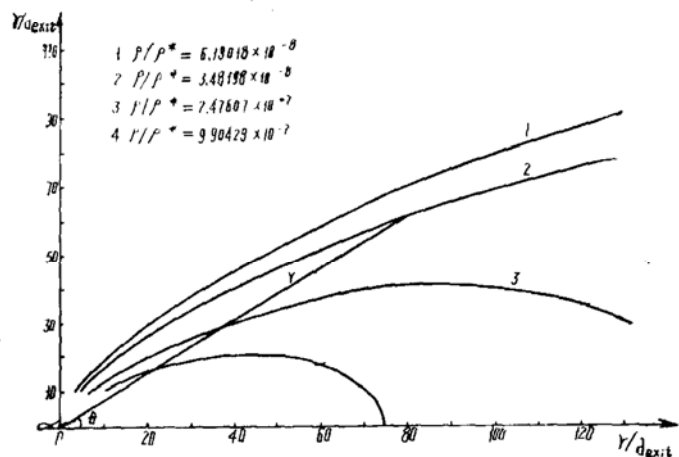


图3 羽流场气体等密度线

置一定的角度对改善羽流影响有益。(发动机推力轴线与OY轴有一定的角度 α_e)。图4为羽流造成的推力损失随太阳帆板转角 α_{cell} 的变化关系。图中的曲线①为发动机偏置 0° 的结果,曲线②为发动机偏置 15° 的结果。发动机偏置 15° 后,羽流造成的推力损失大大减小。这种现象在帆板转角 α_{cell} 小时尤为明显。在帆板转角为 0° 时飞行器6台发动机在OY轴方向总的有效推力为:发动机偏置 0° 时为30.54N;发动机偏置 15° 时为50.10N。在帆板转角为 90° 时有

效推力分别为55.39 N和56.19 N。由此可见发动机偏置 15° 后,羽流推力损失的减小足以补偿发动机偏置造成的推力损失。图5为羽流干扰力矩随帆板转角的变化关系。由于6台发动机对称安装,帆板转角为 0° 和 90° 时,羽流干扰力矩为0。对应于 0° 和 15° 两种发动机偏置角,帆板转角分别为 40° 和 50° 时,羽流干扰力矩最大。并且发动机偏置 15° 后,羽流干扰力矩明显减小。

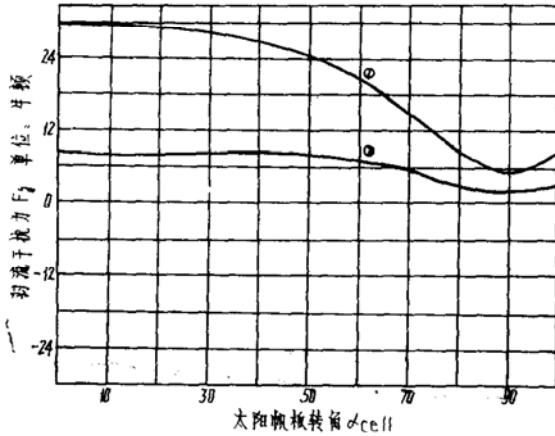


图4 羽流干扰力与帆板转角的关系

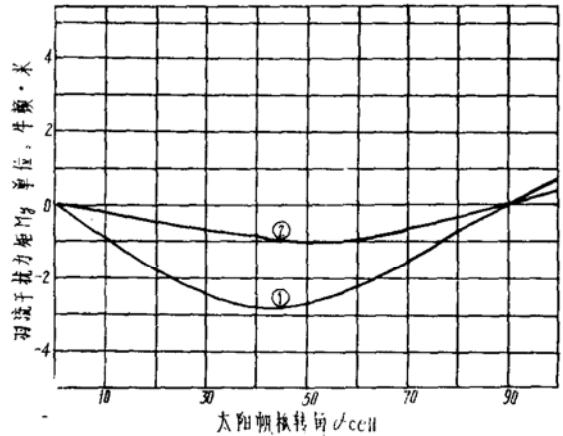


图5 羽流干扰力矩与帆板转角的关系

图6和图7为羽流对帆板造成的最大可能污染程度的分布。图6是发动机偏置 0° 时一台发动机对帆板的污染程度,污染最严重的地方位于帆板靠近星体一端的中部,最大污染程度是 $1.92 \times 10^{-4} \text{ kg/m}^2 \cdot \text{s}$ 。图7为发动机偏置 15° 后帆板污染的分布,污染最严重的地方向帆板远端移动,最大污染程度是 $3.49 \times 10^{-5} \text{ kg/m}^2 \cdot \text{s}$,比发动机偏置 0° 时减少80%以上。

综合上述计算结果,对于卫星南北位置保持而言,发动机偏置一定的角度,对于减少推力损失和干扰力矩,改善帆板的污染状况都有明显的好处;卫星在进行南北位置保持时,太阳帆板应旋转至 $\alpha_{cell} = 90^\circ$ 的位置上,使干扰力矩和推力损失最小。

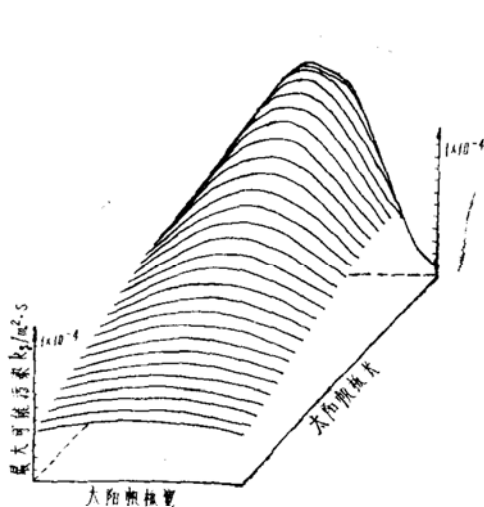


图6 发动机偏置 0° 时帆板污染程度分布

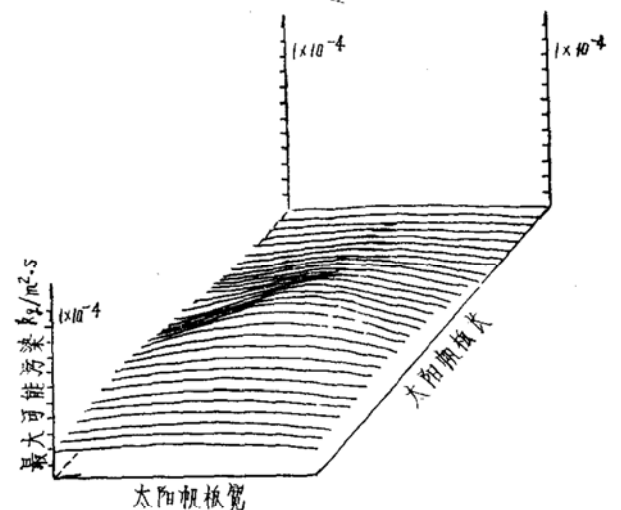


图7 发动机偏置 15° 时帆板污染程度分布

六、结 论

Simons的羽流点源模型具有模型简单、计算方便等特点,并且有一定的代表性。

从国外的应用和飞行实验数据看, Simons模型具有工程上较满意的准确性,是飞行器设计中评估羽流影响的有效工具。

参 考 文 献

- (1) Baerwald, R.K.: Rocket Exhaust Plume Impingement on the VOYAGER Spacecraft, AIAA/SAE 14th Propulsion Conference, 1978, AIAA78-1090.
- (2) 王存恩: 日本广播卫星的故障及其对策,《控制工程》, 1986年第5期。
- (3) Mayer, E.: Thrust Loss due to Plume Impingement Effect,《Journal of Spacecraft and Rocket》, Vol.23 No.6, 1986.
- (4) Gilliland, T.M.: JANNAF HANDBOOK-Rocket Exhaust Plume Technology, 1983, CPIA-PUB-263.
- (5) Borass, S.: Analytical Approximation of the Molecular Flow up Stream of the Limiting Streamline, JANNAF 12th Plume Technology Meeting 1980, CP-IA-PUB-332.
- (6) Simons, G.A.: Effect of Nozzle Boundary Layers on Rocket Exhaust Plume, AIAA Journal Vol.10, Nov.1972.
- (7) Genovese, J.E.: Rapid Estimation of Hydrazine Exhaust Plume Interaction, AIAA/SAE 14th Propulsion Conference, July, 1978.
- (8) Boynton, F.P.: Exhaust Plume from Nozzle with Wall Boundary Layer,《Journal of Spacecraft and Rocket》, Vol.5, Oct.1968.
- (9) Hofkemayer, H.P.: Analyzer for Exhaust Plume Impingement Effects on Spacecraft Surface, 13th Intersociety Conference, SAE-831147.
- (10) Yen, T.P.: Thruster Location and Orientation Optimization Base on Rocket Plume Effects, AIAA/SAE/ASME 18th Joint Propulsion Conference, June 1982.
- (11) Dettleff, G.: Attitude Control Thruster Plume Flow Modeling and Experiment, AIAA 20th Thermal Physics Conference, June 1985, AIAA85-0933.
- (12) Fox, S.M.: Initial Analysis of the Effects of Plume Impingement on the RCA-SATCOMI Satellite, AIAA/SAE/ASME 17th Joint Propulsion Conference, July 1981, AIAA81-1383.

SOURCE FLOW MODEL OF ESTIMATING THE PLUME EFFECTS ON SPACECRAFT AND CORRESPONDING COMPUTER PROGRAM

Bian Bingxiu

Abstract

Present and future spacecrafts which require jets for orbit adjustment and/or altitude control are always effected by the exhaust plume of the jets. An approximate analysis and corresponding computer program for rapid assessment of effects of plume far from the nozzle exit on spacecraft is discussed in this paper. A source flow model incorporate with the characteristics of the exhaust gas and the nozzle is used in the analysis. After having determined the plume field, the disturbance torques and thrust loss due to plume impingement can be estimated and then, put into the final design. The validation of this method is verified through a numerical example of a satellite model.

Keywords: Plume, Jet exhaust

A CALCULATING METHOD TO THE DYNAMIC AND STATIC PERFORMANCE OF FUEL FLOW REGULATOR FOR THE VARIABLE THRUST ENGINE

Zhang Uyong

Abstract

A method for calculating dynamic and static characteristics of direct-acting regulator of a variable thrust engine is suggested in this paper. In the existing calculation methods the dynamic and the static were made separately, and the stiffness of the rubber diaphragm and the fluid damping of the annular gap were ignored, which caused a significant deviation between reckoning value and test value.

In consideration of factors mentioned above, the paper has enumerated the