

喷喉烧蚀损失计算^{*}

方丁酉 夏智勋 张为华 张 炜

(国防科技大学航天技术系, 长沙, 410073)

摘 要: 分析了喷喉烧蚀计算的各种方法, 并用实例比较了各种计算方法的优劣。理论分析和计算结果表明, 用平均膨胀比与初始膨胀比计算出的理论真空比冲之比, 或在平均膨胀比与初始膨胀比下按一维两相平衡流计算出的真空比冲之比来计算喷喉烧蚀效率较好。

主题词: 固体推进剂火箭发动机, 性能预测, 喷管烧蚀

分类号: V435.14

THROAT EROSION LOSS COMPUTATION

Fang Dingyou Xia Zhixun Zhang Weihua Zhang Wei

(Dept. of Aerospace Technology, National Univ. of Defence Technology, Changsha, 410073)

Abstract: The calculation methods of throat erosion are analyzed and compared by example. It shows that the ratio of theoretic vacuum specific impulse with average nozzle expansive ratio to that with initial nozzle expansive ratio is preferable for the throat erosive efficiency computation. Moreover, the ratio of one-dimension two-phase equilibrium flow vacuum specific impulse with average nozzle expansive ratio to that with initial nozzle expansive ratio is also preferable for the computation.

Subject terms: Solid propellant rocket engine, Performance prediction, Nozzle ablation

1 喷喉烧蚀损失计算方法的评论

发动机工作过程中, 由于喷管热防护材料的烧蚀, 使喷管型面和喷喉面积不同于喷管的初始型面和初始喷喉面积, 由此造成的发动机性能损失称喷管烧蚀损失。由于喷管工作过程中的型面变化难于精确估计, 在固体火箭发动机性能预示中, 通常只计及喷喉烧蚀使喷喉面积增大, 从而使喷管膨胀比减小所引起的性能降低, 称为喷喉烧蚀损失。

在固体火箭发动机性能损失预示中, 每一种偏离理想状态的实际现象, 在损失计算中只能计及一次。但各种现象互相作用, 如何把喷喉烧蚀损失分离出来, 这是计算的关键, 一些研究者采用不同的分离方法, 提出了一些计算方法。

在美国的固体火箭发动机性能预示软件 (SPP) 中^[1], 关于喷喉烧蚀效率定义为:

$$\eta_{\text{eros}} = I_{\text{sp}(TD2P)}(\bar{\epsilon}) / [I_{\text{sp}(TD2P)}(\epsilon_i)] \quad (1)$$

式中 $I_{\text{sp}(TD2P)}(\bar{\epsilon})$ 是喷管平均膨胀比 $\bar{\epsilon}$ 时的二维两相流真空比冲, 其中

$$\bar{\epsilon} = (\epsilon_i + \epsilon_e) / 2$$

* 收稿日期: 1997-12-08, 修回日期: 1998-04-24, 该课题系国防科技重点实验室基金资助项目

ϵ_i 是初始膨胀比, ϵ_e 是发动机工作结束时的喷管膨胀比。 $I_{sp(TD2P)}(\epsilon_i)$ 是喷管初始膨胀比时的二维两相流真空比冲。

严格地说, 喷喉烧蚀效率应取

$$\eta_{eros} = \bar{I}_{sp(TD2P)}(\epsilon) / [I_{sp(TD2P)}(\epsilon_i)] \quad (2)$$

其中 $\bar{I}_{sp(TD2P)}(\epsilon) = \int_0^{t_b} I_{sp(TD2P)}(\epsilon) dt / t_b$

式中 t_b 是发动机工作时间。

文献 [2] 对某些发动机按方程 (1) 和方程 (2) 计算了喷喉烧蚀损失的百分数 $[(1 - \eta_{eros}) \times 100]$, 其结果如表 1 所示。

Table 1 Throat erosive loss fraction of solid rocket

Motor	Equation (1)	Equation (2)
AIM	0.264	0.2130
Min. Men	0.0730	0.0738
Titan 34D	0.3606	0.301
RSM	1.0496	1.022
Titan III c so	0.2394	0.2640

2 算 例

算例喷管是 AIM 发动机喷管, 其几何形状如图 1 所示 (坐标 x, y 为无因次量)。喷管型面由三心圆收敛段、圆弧喷喉壁和 19.7° 扩张半角的锥形扩张段组成, 是一潜入喷管。喷管初始膨胀比为 103.2, 平均膨胀比为 96.5, 平均燃烧室压强为 5.04MPa, 推进剂为铝粉含量 16.4% 的丁羟推进剂, 工作时间为 33.12s。

2.1 流场计算结果

图 2 示出了喷管中的颗粒极限流线。图 3 示出了轴对称喷管两相平衡流和两相流时壁上和轴上的马赫数分布。图 4 示出了两相平衡流和两相流时壁上和轴上的无因次压强分布。图 5 示出了两相平衡流时的等马赫线分布。图 6 示出了两相流时的等马赫线分布。

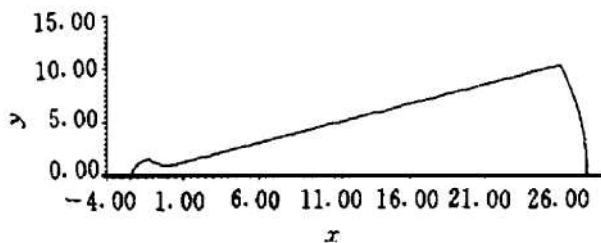


Fig. 1 Geometry of example nozzle

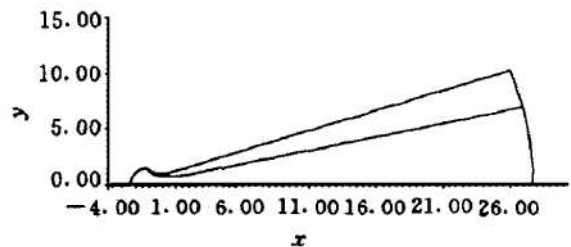


Fig. 2 Particle limit streamline in nozzle

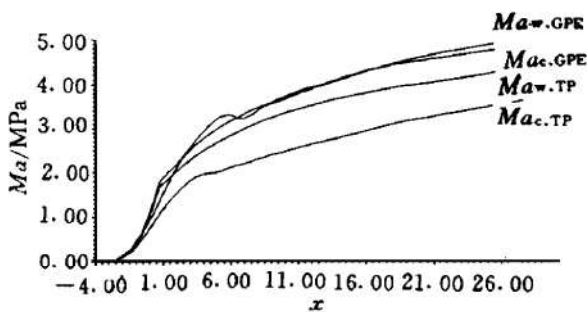


Fig. 3 Mach number distribution along wall and axis for two-phase equilibrium flow and two-phase flow

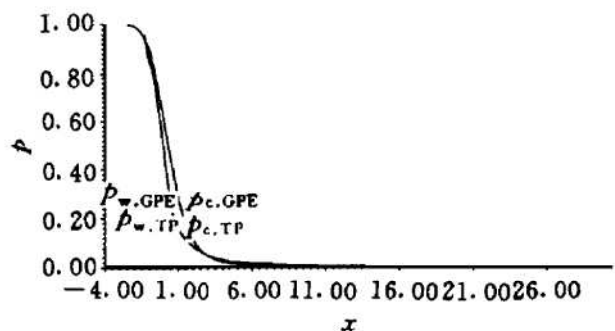


Fig. 4 Pressure distribution along wall and axis for two-phase equilibrium flow and two-phase flow

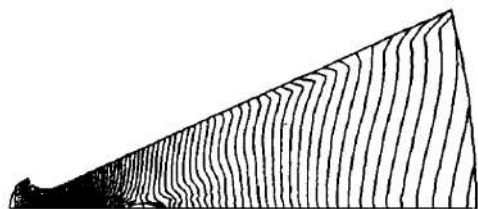


Fig. 5 Mach contour for two-phase equilibrium flow

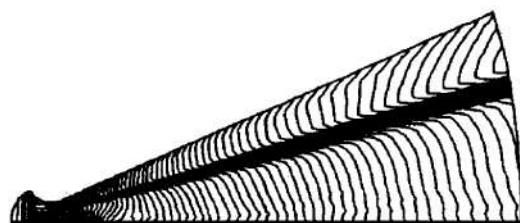


Fig. 6 Mach contour for two-phase flow

2.2 喷管损失计算结果

表 2 列出了初始膨胀比和平均膨胀比时喷管二维两相流的计算结果。表 3 列出了初始膨胀比和平均膨胀比时喷管一维两相平衡流的计算结果。表 4 列出了初始膨胀比和平均膨胀比时二维两相流相对损失和比冲损失值。由表 1 可见, $\bar{I}_{sp(TD2P)}(\epsilon) \approx I_{sp(TD2P)}(\bar{\epsilon})$ 。

因此, 由方程 (1) 和方程 (2) 的计算结果具有相同的精度。但用方程 (2) 计算不但计算量大, 而且喷管工作过程中有 Al_2O_3 沉积、消融和喉衬烧蚀等很难确定喷管膨胀比随时间的变化规律, 而用方程 (1) 计算要简单得多。SPP 软件中的二维两相流效率定义为:

$$\eta_{TD2P} = I_{sp(TD2P)}(\epsilon_i) / [I_{sp(EGPM)}(\epsilon_i)] \quad (3)$$

由喷管烧蚀效率定义 (方程 (1)), 得

$$\eta_{TD2PE} = \eta_{TD2P} \eta_{eros} = I_{sp(TD2P)}(\bar{\epsilon}) / [I_{sp(EGPM)}(\epsilon_i)] \quad (4)$$

式中 $I_{sp(EGPM)}(\epsilon_i)$ 是喷管初始膨胀比条件下一维气相-颗粒两相平衡流真空比冲。 η_{TD2PE} 是喷管二维两相烧蚀效率。

用方程 (4) 计算二维两相烧蚀效率更简单、方便。它省去了 $I_{sp(TD2P)}(\epsilon_i)$ 的计算。由方程 (4) 把喷喉烧蚀效率分离出来,

得

$$\eta_{eros} = \eta_{TD2PE} / \eta_{TD2P} \quad (5)$$

在计算 $I_{sp(TD2P)}(\bar{\epsilon})$ 中, 当喷管喉径扩大时, 喷喉和上游收敛段、下游扩张段的连接方式不同将会有不同的结果。本研究中假设喷管新型面以下列方式构成: 喷管收敛段型面以喷喉烧蚀速率平行推进。喷喉上、下游壁曲率半径相应地减少了喉部半径扩大的距离。喷管出口半径以它本身的烧蚀速率计算它的大小, 对于锥形喷管, 由喷管壁出口点向喷喉下游壁圆弧作切线构成扩张锥型面; 对于特型喷管, 根据新出口半径和喉部几何、假设初始膨胀角和出口半角不变来构成新的扩张段型面。

由于喷喉烧蚀扩大时, 不仅因喷管膨胀比减小使发动机比冲减小, 还会因喉径增大使两相流损失减小, 从而使比冲损失减小。因此, 按式 (1) 计算的喷喉烧蚀损失中, 包含了上述两方面的影响, 式 (5) 并没有把喷喉烧蚀损失分离出来, 其计算值将会偏小。

实际上, 喷管工作过程中的两相流效率按下式定义较宜:

$$\eta_{TD2P} = I_{sp(TD2P)}(\bar{\epsilon}) / [I_{sp(EGPM)}(\bar{\epsilon})] \quad (6)$$

而喷管两相烧蚀效率按式 (4) 定义, 则喷喉烧蚀效率为:

$$\eta_{eroe} = I_{sp(EGPM)}(\bar{\epsilon}) / [I_{sp(EGPM)}(\epsilon_i)] \quad (7)$$

式中 $I_{sp(EGPM)}(\bar{\epsilon})$ 是喷管平均膨胀比时一维两相平衡流的真空比冲; $I_{sp(EGPM)}(\epsilon_i)$ 是喷管初始膨胀比时一维两相平衡流的真空比冲。

因此, 按方程 (7) 计算的喷喉烧蚀效率仅仅与喷管膨胀比有关。计算表明, 喷喉烧蚀效

率也可按下式计算:

$$\eta_{\text{eroe}} = I_{\text{sph}}(\bar{\epsilon}) / [I_{\text{sph}}(\epsilon_i)] \quad (8)$$

式中 $I_{\text{sph}}(\bar{\epsilon})$ 是喷管平均膨胀比时的理论真空比冲(由热力计算求得); $I_{\text{sph}}(\epsilon_i)$ 是喷管初始膨胀比时的理论真空比冲(由热力计算求得)。

Table 2 Computation results of two-dimensional two-phase nozzle flow

Items	Vacuum thrust/ kN	Vacuum specific Impulse/ (N · s/kg)	T-D 2-P flow rate/ (kg/s)	Combustion pressure/ MPa
Initial expansive ratio	19.775	2793.58	7.079	5.04
Average expansive ratio	20.975	2793.57	7.509	5.04

Table 3 Computation results of one-dimensional two-phase equilibrium flow

Items	Vacuum thrust/ kN	Vacuum specific Impulse/ (N · s/kg)	Flow rate/ (kg/s)	Combustion pressure/ MPa
Initial expansive ratio	20.820	3040.03	6.849	5.04
Average expansive ratio	22.132	3032.89	7.297	5.04

Table 4 Loss of two-dimensional two-phase flow

Items	Relative loss of vacuum thrust	Relative loss of vacuum specific impulse	Vacuum specific impulse loss/ (N · s/kg)
Initial expansive ratio	0.05021	0.08107	246.45
Average expansive ratio	0.05226	0.07891	239.32

根据表 2 和表 3 数据,按 SPP 软件定义得:

喷管二维两相流效率(方程 3): $\eta_{\text{TD2P}} = 2793.58/3040.03 = 0.918931$

喷管二维两相烧蚀效率(方程 4): $\eta_{\text{TD2PE}} = 2793.57/3040.03 = 0.918928$

喷管烧蚀效率(方程 5): $\eta_{\text{eroe}} = 0.918928/0.918931 = 0.999997$

由上计算表明,按方程(5)计算的喷喉烧蚀损失($1 - \eta_{\text{eros}}$)将很小,这是不甚合理的。如果按式(6)计算两相流效率,而按式(7)和式(8)计算喷喉烧蚀效率得:

$$\eta_{\text{TD2P}} = I_{\text{sp(TD2P)}}(\bar{\epsilon}) / [I_{\text{sp(EGPM)}}(\bar{\epsilon})] = 2793.57/3032.89 = 0.92109$$

$$\eta_{\text{eros}} = I_{\text{sp(EGPM)}}(\bar{\epsilon}) / [I_{\text{sp(EGPM)}}(\epsilon_i)] = 3032.89/3040.03 = 0.99765$$

$$\eta_{\text{eros}} = I_{\text{sph}}(\bar{\epsilon}) / [I_{\text{sph}}(\epsilon_i)] = 3177.75/3185.38 = 0.99760$$

由式(7)计算得到的喷喉烧蚀比冲损失为 $7.144 \text{ N} \cdot \text{s/kg}$,而按式(8)计算的喷喉烧蚀损失为 $7.6449 \text{ N} \cdot \text{s/kg}$ 。因此,由方程(7)和方程(8)的计算具有相同的精度。

3 结 论

喷喉烧蚀损失是喷喉烧蚀扩大、使喷管膨胀比减小而引起发动机性能下降。因此,喷管

烧蚀效率按方程 (7) 或方程 (8) 计算比较合适, 在这种情况下, 喷管的两相流效率需按式 (6) 来计算。

参 考 文 献

- 1 Coats D E, Colegrove P T, Dunn S S. A critical review of the SPP loss mechanisms. AIAA 89-2781
 - 2 Coats D E, Nickerson G R, Dang A L et al. Solid performance program (SPP). AIAA 87-1701
 - 3 Reydellet D. Performance of rocket motors with metallized. AD-A175565
-

中国航空航天文献数据库 China Aerospace Database

Developed by Institute for Astronautics Information (IAI), China Aerospace Database CD-ROM is the only document database CD-ROM on aerospace and rocket technology in China. It exhaustively cites the latest aeronautics, astronautics, missilery and defense related books, periodicals, conference proceedings and reports produced in China.

Features of China Aerospace Database CD-ROM:

- ☆ Including more than 280 000 records dating back to 1985 (Chinese edition) or 20 000 records dating back to 1994 (English edition)
- ☆ Indexing by author, title, corporate source, document number, and subject
- ☆ Most of the subject headings have been selected from the NASA Thesaurus
- ☆ Supplying data for on-line services

China Aerospace Database CD-ROM ('98 edition) is priced at \$ 1000 for Chinese edition or \$ 500 for English edition. To order or for more information, you can

write to	Mr. An Bo IAI, Dept. of Documentation 1 Binhe St., Hepingli Beijing 100013, China
fax to	(86-10) 8422 1606
e-mail to	anb@space.cetin.net.cn duyq@mimi.cnc.ac.cn
phone to	(86-10) 6837 2847