

文章编号:1000-6893(2007)06-1339-06

## 两相流环缝塞式喷管设计方法

谢侃, 刘宇, 任军学, 廖云飞

(北京航空航天大学 403 教研室, 北京 100083)

### Design Methods of Two-phase Axial Plug Nozzle

Xie Kan, Liu Yu, Ren Junxue, Liao Yunfei

(Faculty 403, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

**摘 要:** 在常滞后两相流假设下, 提出改进的 Angelino 理想型面法和改进的“二次曲线+三次曲线”造型法设计两相流环缝塞式喷管; 计算了这两种改进方法设计的塞式喷管性能。算例表明: 在两相流条件下与未考虑两相流效应的气相理想方法设计的型面相比, 改进的 Angelino 法设计的型面长度缩短近 33%, 推力增大约 1%; 改进的“二次曲线+三次曲线”造型法设计的型面长度减小近 6%, 性能提高约 4%。

**关键词:** 固体火箭发动机; 两相流; 理想型面; 曲线造型; 数值模拟; 塞式喷管

**中图分类号:** V430 **文献标识码:** A

**Abstract:** This paper proposes an improved Angelino method and an improved “Parabola plus Cubic” curve method to design the solid-propellant axial plug nozzle on the assumption of constant velocity drag coefficient for two-phase flow. The performances of the two-phase plug nozzles designed by the improved methods are computed. The examples in the paper indicate that the length of the plug contour designed by the improved Angelino method is cut down by about 33%, and the thrust is increased by about 1%, comparing to the plug contour without considering the two-phase factors. The length of the one designed by the improved “Parabola plus Cubic” curve method is cut down by about 6%, and the thrust is increased by about 4%.

**Key words:** solid-propellant rocket motor; two-phase flow; ideal contour; curve design; numerical simulation; plug nozzle

塞式喷管由于具有高度补偿特性因而能提高火箭发动机的全程飞行性能<sup>[1]</sup>。针对液体火箭发动机塞式喷管已有较成熟的设计方法, 但在固体火箭发动机方面国内外未见报道。固体火箭发动机中颗粒相的存在, 会造成喷管性能的改变; 凝相与内喷管或塞锥壁面的碰撞, 会加剧热防护层的烧蚀。因此对两相流塞式喷管的设计方法需要考虑两相流因素和极限粒子流线的几何约束<sup>[2]</sup>。

G. Angelino 提出液体火箭发动机塞式喷管理想塞锥型面设计方法<sup>[3]</sup>, 由于该法简单而被广泛应用。文献<sup>[4]</sup>在 Angelino 法的基础上提出“二次曲线+三次曲线”造型法设计液体火箭发动机塞式喷管。前者的型面为离散点, 后者为光滑曲线, 适合于优化设计。两种方法设计的液体火箭发动机塞式喷管经实验验证都具有很好的性能<sup>[5]</sup>。由于两相流的复杂性, 很难找到理论设计方法设计两相流塞式喷管。本文提出常滞后两相流假设, 由此改进了 Angelino 法, 使该法可以用

于设计两相流环缝式塞式喷管。在改进的 Angelino 法基础上又提出改进的“二次曲线+三次曲线”造型法。改进法在一定程度上考虑了两相流因素并把粒子极限流线作为型面设计时的几何约束加以考虑。计算了这两种改进方法设计的塞锥型面的性能并进行了比较。

### 1 设计方法及理论分析

#### (1) 改进的 Angelino 法

Angelino 法假设内喷管出口流动是平行内喷管轴线的均匀流。在设计点时, 气流在出口点  $E$  (见图 1) 发出一簇扇形膨胀波, 要求设计条件下气流流出塞锥后仍是均匀的, 因此膨胀波簇是直线形的简单波, 同一道波上的参数相同。气流穿过膨胀波区后流向与发动机轴线平行。塞锥壁面是一条气流边界流线, 该边界流线可以看做是绕点  $E$  旋转膨胀波线  $L_1$  (如图 1 所示) 得到的, 塞锥终点  $F$  就是该轮廓线与发动机轴线的交点。

简单波可用普朗特-迈耶函数算出对应马赫数 ( $Ma$ ) 下的膨胀角, 而每道波的长度  $L_1$  也可计

收稿日期: 2006-11-28; 修订日期: 2007-05-31

基金项目: 国家自然科学基金 (50476002)

通讯作者: 谢侃 E-mail: xk311531@sohu.com

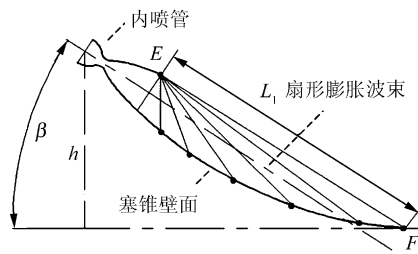


图1 Angelino法设计塞式喷管的示意图

Fig.1 Sketch of axial plug nozzle design using the Angelino method

算出来,简写为

$$\nu(Ma) = [(\gamma + 1)/(\gamma - 1)]^{\frac{1}{2}} \cdot \arctan\{[(\gamma + 1)/(\gamma - 1)(Ma^2 - 1)]^{\frac{1}{2}}\} - \arctan[(Ma^2 - 1)^{\frac{1}{2}}] \quad (1)$$

$$L_1 = \dot{m}_g Ma / (f_1(Ma) f_2(Ma) W_d) \quad (2)$$

式中:  $f_1(Ma)$  与密度  $\rho$  有关;  $f_2(Ma)$  与气体速度  $V$  有关;  $\dot{m}$  为质量流率。速度滞后系数  $K$  定义为  $K = V_p/V_g$  ( $V$  为各相速度, 下标  $g$  为气相参数,  $p$  为颗粒相参数)。对于两相流塞式喷管, 对塞锥壁面附近的两相流场中的  $K$  进行取样平均得到平均值  $\bar{K}$ , 并假设塞锥上膨胀波束中的两相流为常滞后两相流, 即速度滞后系数  $K$  为常值并令它等于平均值  $\bar{K}$ 。需要特别说明的是: 实际的塞锥两相流场并不一定是严格的常滞后两相流, 该假设的实质是用取样平均值  $\bar{K}$  代替流场各点实际的  $K$ , 目的是考察两相流因素的平均效应对塞锥型面设计的影响, 这样能抓住主要矛盾并便于理论分析。下文在不加说明的情况下,  $K$  实际上指的是平均值  $\bar{K}$ 。此外附加以下假设<sup>[6]</sup>:

① 假设粒子保持斯托克斯流动状态, 因而  $C_D^+ = Nu^+ = 1.0$ , 其中:  $C_D^+ = C_D/C_{D, \text{stokes}}$ ;  $Nu^+ = \frac{Nu}{Nu_{\text{stokes}}} = \frac{Nu}{2}$  (式中:  $C_D$  为阻力系数;  $Nu$  为努塞尔数)。

② 不考虑相变。

③ 气体和粒子的比热为常数。

在上述假设下速度滞后系数  $K$  和热滞差  $L$  是单值相关的, 有以下关系式<sup>[4]</sup>:

$$L = [1 + 3Pr(c_p/c_g)(1 - K)/K]^{-1} \quad (3)$$

式中: 热滞差  $L$  定义为  $L = \frac{T^* - T_p}{T^* - T_g}$ ,  $T^*$  为总温,  $T$  为各相温度;  $c_g$  为气相定压比热;  $c_p$  为颗粒相热容。对于恒滞差的情况, 一维气体-粒子控制方程可以简化为与描述理想气体定常一维等熵流动方程相同的形式<sup>[6]</sup>, 只是流动方程中的  $\gamma$  和  $Ma$

需用参数等效比热比 ( $\bar{\gamma}$ ) 和等效马赫数 ( $\overline{Ma}$ ) 代替。它们的定义如下:

$$\bar{\gamma} = 1 + (\gamma - 1)(B/C) \quad (4)$$

$$\overline{Ma} = \sqrt{C} \cdot Ma \quad (5)$$

式中:

$$B = [1 + (\dot{m}_p/\dot{m}_g)K^2]/[1 + (\dot{m}_p/\dot{m}_g)(c_p/c_g)L]$$

$$C = 1 + \frac{\dot{m}_p}{\dot{m}_g}[K(1 - K)\gamma + K^2 + (\gamma - 1)\frac{c_p}{c_g}BL]$$

这样可以利用气动函数解出常滞后两相流的喷管流动了。常滞后两相流存在下列类似气相的关系式:

$$\frac{A^2}{A_t^2} = \frac{1}{\overline{Ma}^2} \left[ \frac{2}{\bar{\gamma} + 1} \left( 1 + \frac{\bar{\gamma} - 1}{2} \overline{Ma}^2 \right) \right]^{\frac{\bar{\gamma} + 1}{\bar{\gamma} - 1}} \quad (6)$$

$$\frac{T^*}{T_g} = 1 + \frac{\bar{\gamma} - 1}{2} \overline{Ma}^2 \quad (7)$$

$$\frac{\rho^*}{\rho} = \left[ 1 + \frac{\bar{\gamma} - 1}{2} \overline{Ma}^2 \right]^{\frac{1}{\bar{\gamma} - 1}} \quad (8)$$

$$\frac{p^*}{p} = \left[ 1 + \frac{\bar{\gamma} - 1}{2} \overline{Ma}^2 \right]^{\frac{\bar{\gamma}}{\bar{\gamma} - 1}} \quad (9)$$

式中:  $A_t$  为喉部面积;  $p^*$  为总压;  $\rho^*$  为滞止密度;  $\rho$  为密度。应用 Angelino 法设计两相流塞式喷管型面时存在的问题是: 气流在两相流膨胀波中的方向角  $\theta$  和气相  $Ma$  之间的关系需要确定。受粒子影响常滞后两相流的麦耶膨胀角公式与气相的式(1)不同, 与推导气相理想超声速气流沿外凸壁流动的基本微分方程类似<sup>[6]</sup>, 可得常滞后两相流中超声速气流沿外凸壁流动的基本的微分方程为

$$\frac{dV}{V} = - \frac{d\theta}{\sqrt{Ma^2 - 1}} = - \frac{\sqrt{C} d\theta}{\sqrt{C} (Ma^2 - 1)} = - \frac{d\theta'}{\sqrt{Ma^2 - C}} \quad (10)$$

由  $V_g = Ma \cdot c$  ( $c$  为声速), 得到

$$\frac{dV_g}{V_g} = \frac{dMa}{Ma} + \frac{dc}{c} = \frac{d\overline{Ma}}{\overline{Ma}} + \frac{dc}{c} \quad (11)$$

对常滞后两相流有如下关系:

$$c^{*2} = c^2 + [(\bar{\gamma} - 1)/2]c^2 \overline{Ma}^2 \quad (12)$$

气流穿过膨胀波为绝能等熵过程, 则滞止声速  $c^*$  = 常数, 把式(12)微分后代入方程式(11), 得

$$\frac{dV_g}{V_g} = - \frac{d\overline{Ma}^2}{2\overline{Ma}^2 \left( 1 + \frac{\bar{\gamma} - 1}{2} \overline{Ma}^2 \right)} \quad (13)$$

将式(13)代入式(10), 并积分得到

$$\theta = - \sqrt{\frac{\bar{\gamma} + 1}{\bar{\gamma} - 1}} \cdot \arctan \left[ \sqrt{\frac{\bar{\gamma} - 1}{\bar{\gamma} + 1}} (Ma^2 - 1) \right] +$$

$$\arctan(\sqrt{Ma^2 - 1}) + D$$

式中:  $D$  为积分常数, 令

$$\nu'(Ma) = \sqrt{\frac{\bar{\gamma} + 1}{\bar{\gamma} - 1}} \cdot \arctan \left[ \sqrt{\frac{\bar{\gamma} - 1}{\bar{\gamma} + 1}} (Ma^2 - 1) \right] + \arctan(\sqrt{Ma^2 - 1}) \quad (14)$$

式(14)为常滞后两相流普朗特-迈耶函数, 与气相理想普朗特-迈耶函数  $\nu(Ma)$  的区别在于式(1)中的气相  $\gamma$  换为了等效  $\bar{\gamma}$ , 但  $Ma$  仍为气相  $Ma$ 。在常滞后两相流中, 用式(6)~式(9)求出等效  $\bar{Ma}$  及其他气相参数后再用关系式  $Ma = \bar{Ma}/\sqrt{C}$  求出气相  $Ma$ , 代入式(14)即可求出气流偏转角。相应的气相理想式(2)变为

$$L_1 = \dot{m}_g \bar{Ma} / [f_1(\bar{Ma}) f_2(\bar{Ma}) W_d] \quad (15)$$

式(6)~式(9)与式(14)和式(15)即是改进的 Angelino 法设计两相流塞锥的最终公式。

(2) 改进的“二次曲线+三次曲线”造型法

文献[4]通过曲线方程来逼近 Angelino 法生成的理想型面, 将塞锥型面近似为两段曲线: 前一段为抛物线, 后一段为三次曲线, 如图 2 所示。在内喷管出口截面上, 燃气的压强和马赫数分别为  $p_c$  和  $Ma_c$ , 气体继续膨胀到环境压强  $p_b$  时, 马赫数为  $Ma_G$ , 则气流偏转角  $\alpha = \nu(Ma_G) - \nu(Ma_c)$ 。曲线法只对  $EF$  和  $EG$  两道膨胀波进行处理。膨胀波  $EG$  是最后一道膨胀波, 气流经过  $EG$  后的压强与环境压强一致, 气流方向与塞式喷管的轴线方向(图 2 中的水平方向)平行。气流经膨胀波  $EF$  后的偏转角为  $\alpha/2$ , 由普朗特-迈耶函数式(1)及气动函数确定两道波上的流动参数。通过式(2)确定波的长度, 并根据  $EF$  和  $EG$  的角度来确定  $F$  和  $G$  点的坐标值。塞锥型面上  $C, F$  和  $G$  三点的位置确定后, 抛物线  $CF$  和三次曲线  $FG$  的曲线方程系数就确定了。这里仍用相同的曲线段拟合由改进 Angelino 法生成的理想型面。改进的“二次曲线+三次曲线”造型法即是用式(14)和式(15)分别代替上述步骤中的式(1)和式(2),

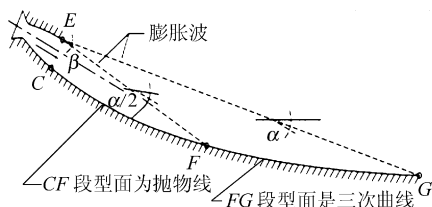


图 2 曲线法设计塞式喷管的示意图

Fig. 2 Sketch of axial plug nozzle design using the curve method

而气动函数改用常滞后两相流动的气动函数式(6)~式(9)。

2 型面设计结果与分析

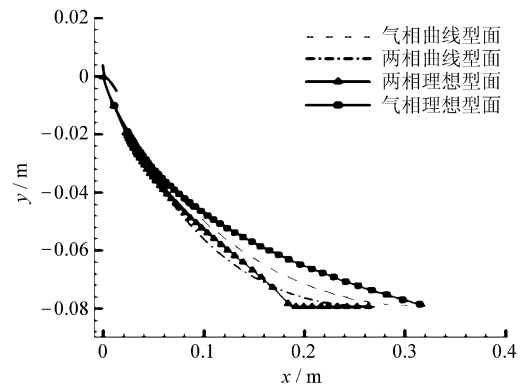
表 1 给出了两种改进法设计用到的条件以及设计变量值。两相流场中的高温粒子使气相流线向外发散, 而在设计点时, 燃气边界流线应与发动机轴线平行, 所以两相流塞锥的偏转角  $\beta$  应比气相理想型面的大。图 3(a) 显示两种改进法生成的型面与理论分析一致,  $\beta$  增大。理想两相流塞锥长度缩短了近 33%, 而改进曲线法生成的型长度稍微变长, 但仍比气相型面缩短了约 6%。

表 1 两相流环缝塞式喷管设计条件

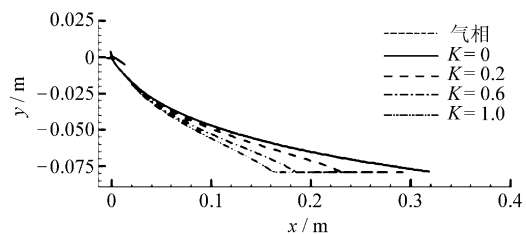
Table 1 Design conditions for the two-phase plug nozzle

$e_T$	$e_{in}$	$A_t/m^2$	$AA/(^\circ)$	$AE/(^\circ)$	$\gamma$	$R$
30	4.5	$5.71 \times 10^{-4}$	16	0	1.245	260
$T^*/K$	$p^*/Pa$	$f$	$c_g$	$c_p$	$K$	$Pr$
2 600	$5.0 \times 10^6$	0.3	1 391.2	1 430	0.6	0.72

表中:  $e_T$  为总膨胀比;  $e_{in}$  为内喷管膨胀比;  $AA$  为内喷管扩散段圆弧角;  $AE$  为内喷管扩散段出口角;  $\gamma$  为气体比热比;  $R$  为气体常数;  $f$  为两相流率比;  $c_g$  和  $c_p$  分别为定压比热和热容,  $J/(kg \cdot K)$ 。



(a) 两种方法改进前后型面比较图



(b) 两相流型面随参数 K 变化图

图 3 改进法设计的塞锥型面图

Fig. 3 Plug contours by the improved methods

设计中发现内喷管收敛段的圆弧角、收敛段圆弧半径  $R_{in}$ 、喷管总压  $p^*$ 、总温  $T^*$  和普朗特数



$Pr$  对内喷管扩散段及塞锥型面外形影响不大,影响型面的主要参数有  $AA, AE, e_{in}, e_T$  和  $K$ 。总膨胀比  $e_T$ , 一般根据设计要求给定。所以要考察的设计变量为  $AA, AE, e_{in}$  和  $K$ 。其中  $K$  的影响较大,  $K$  是计算几何尺寸相当的塞锥流场估计得到的。 $K$  主要由粒子尺寸决定<sup>[6]</sup>, 计算表明当粒子尺寸为  $10 \mu\text{m}$  时,  $K$  约为 0.6。所以  $K$  对型面的影响反映的是粒子尺寸对型面设计的影响。随着  $K$  的增大(粒子尺寸越小)逐渐接近 1 时, 两相流越接近两相平衡流, 两相流理想塞锥型面偏转角  $\beta$  增大, 长度变短; 当  $K$  往相反方向变化接近于 0 时, 塞锥型面与气相理想时的型面重合, 如图 3 (b) 所示。改进曲线法设计的型面也有相同的变化规律。

### 3 计算结果与分析

数值计算采用 Fluent 软件, 气相采用二阶迎风格式, 颗粒相采用颗粒轨道模型<sup>[7]</sup> 计算。颗粒直径为单一尺寸, 算例中颗粒直径  $d=10 \mu\text{m}$ 。计算考虑到自由流边界处会出现尺寸较大的涡团, 采用 S-A 湍流模型<sup>[8]</sup>。计算了两相理想型面 1 和 2、两相曲线型面 3 及气相理想型面 4 的性能, 总膨胀比  $e_T$  都是 30, 内喷管扩散段几何参数见表 2, 其余设计条件同表 1, 塞锥偏转角  $\beta$  为型面设计完后计算得到。

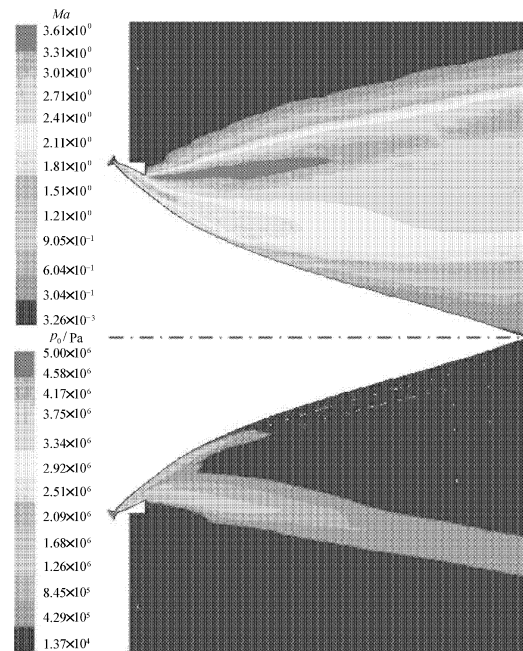
表 2 4 条型面几何参数

Table 2 Geometric parameters of 4 plugs

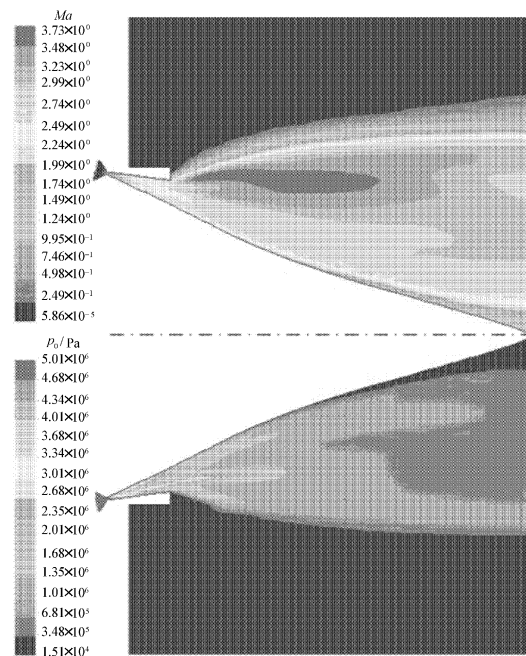
型面	$AA/(\circ)$	$AE/(\circ)$	$e_{in}$	$\beta/(\circ)$
1	16	0	4.5	33.89
2	10	6	8.0	16.15
3	16	0	4.5	33.89
4	16	0	4.5	32.73

计算结果表明型面 1 上的粒子撞击频繁(图 4(c)), 主要原因是型面 1 的内喷管轴线与塞锥壁面相交于离内喷管下唇口很近的壁面点上, 粒子极限流线不可避免的要与壁面相碰。型面 2 考虑了粒子极限流线(图 4(d))的几何约束<sup>[2]</sup>, 在型面 1 的基础上适当增大了  $e_{in}$ , 减小内喷管扩散段的圆弧角  $AA$ , 增大出口角  $AE$ , 这样内喷管轴线与塞锥壁面没有相交。型面 4 是由未改进的 Angelino 法对应型面 1 相同的设计条件得到的。受粒子的传热影响, 型面 1 在设计点时气体流线没有平行于喷管轴线而向外发散, 存在扩散损失, 如图 4(a) 所示。图 5(a) 和 (b) 中的椭圆区域相互

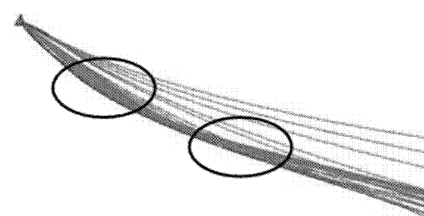
对应, 此区的粒子沉淀效应和撞击最为严重, 流场“畸变”最大, 等马赫线图近似平行壁面分层分布。



(a) 型面 1 的马赫数、总压云图



(b) 型面 2 的马赫数、总压云图



(c) 型面 1 的粒子流线图

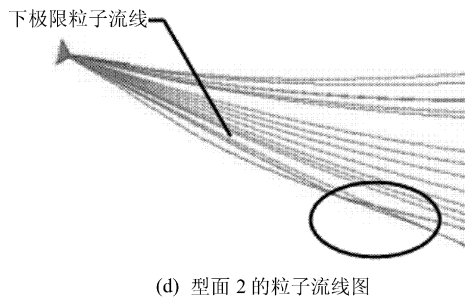
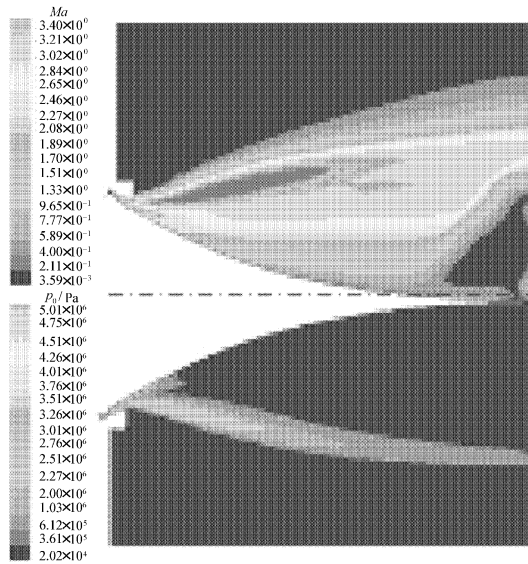


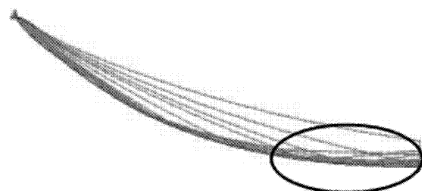
图 4 两相理想型面 1 和 2 的部分参数云图

Fig. 4 Parameters' contours of the ideal two-phase plugs 1 and 2

由于粒子对气体的拖拽,气相总压下降,总压云图可以说明粒子和气相作用较强的分布区域。图 4(a)和(b)及图 5(a)中下侧总压云图说明由改进法设计的塞锥在设计点压比下大部分气相区域能与粒子交换动量和能量,而粒子在型面 4 的流场中沉积较明显,如图 6 所示。该现象表明型面 4 在两相流条件下确实需要改善,否则近壁处总压下降明显,不利于壁面处气流膨胀做功。



(a) 型面 3 的马赫数、总压云图



(b) 型面 3 的粒子轨迹、气相流线图

图 5 两相曲线型面 3 的参数云图

Fig. 5 Parameters' contours of the curve two-phase plug 3

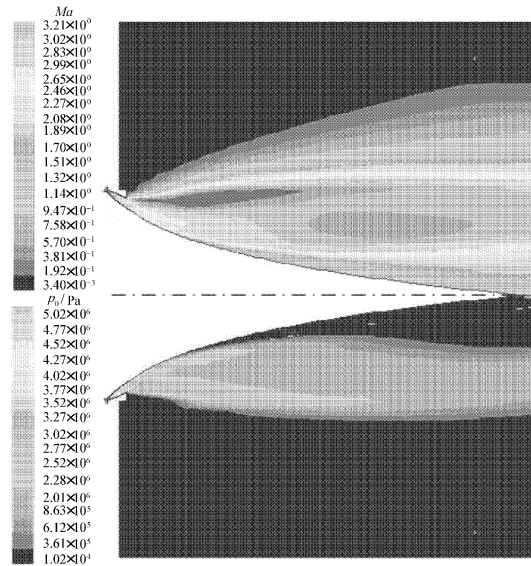


图 6 气相理想型面 4 的马赫数、总压云图

Fig. 6 Ideal plug 4's contours of the Mach number and total pressure

由图 4(c)和(d)比较看到型面 2 上的下粒子极限流线的最初撞击点(图中的椭圆区)与型面 1 相比已经向后移动。与型面 2 撞击的颗粒轨道数减少,即粒子的撞击概率明显减少,颗粒均匀地分布在气相流场中。说明考虑了极限粒子极限流线几何约束的喷管型面确实能有效减少粒子对塞锥壁面的冲刷。而且型面 2 燃气边界流线近似平行于喷管轴线,说明型面 2 在设计点时的流场更符合改进法的常滞后两相流假设。

图 7(图中环境反压  $p_b$  取负值)的数值模拟结果表明,考虑了两相流因素的改进法设计的塞锥型面 1 和型面 2 及曲线型面 3 的性能均优于在相同设计条件下未改进的 Angelino 法设计的理想塞锥型面 4。说明改进法采用常滞后两相流假

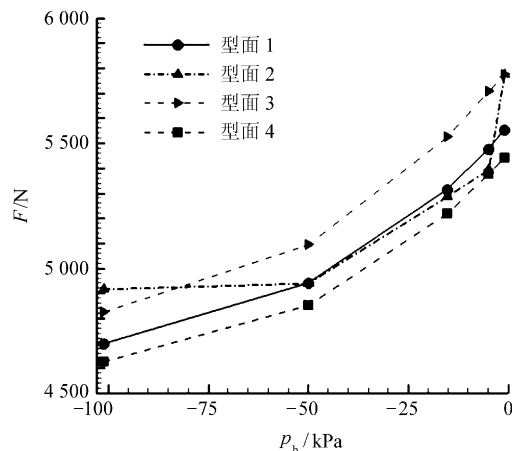


图 7 推力曲线比较图

Fig. 7 Comparinson of thrusts, lanr pengs



设是合理的,采用该假设能在一定程度上考虑颗粒相的影响从而提高了塞锥性能。其中,改进 Angelino 法设计的型面长度缩短了近 33%,推力增大了约 1%;曲线法设计的型面长度减小了近 6%,性能提高了约 4%,见表 3。型面 2 的高、低空性能比型面 1 好,低空性能尤其明显,但设计点附近性能略微低于型面 1。

表 3 4 条型面计算工况及推力

Table 3 Work conditions and trusts of 4 plugs

$p_b/\text{Pa}$	$F/N$			
	型面 1	型面 2	型面 3	型面 4
101 325	4 698.6	4 918.6	4 828.4	4 629.7
50 000	4 943.0	4 943.2	5 096.9	4 853.2
15 244*	5 316.3	5 289.2	5 527.1	5 219.8
5 000	5 475.5	5 394.8	5 710.3	5 379.1
1 000	5 553.4	5 776.0	5 774.9	5 444.2

\*:  $p_b = 15\,244\text{ Pa}$  时为设计点压强

#### 4 结 论

(1) 在常滞后两相流假设下提出了改进 Angelino 法和改进曲线法设计两相流环缝塞式喷管,两种方法能在一定程度上考虑颗粒相的影响从而提高两相流塞锥性能。

(2) 影响喷管型面的主要参数有  $AA, AE, e_{in}$  和  $K$ 。在相同的设计条件下,两相流塞锥的偏转角  $\beta$  比未改进的气相理想型面大,长度短。随着粒子尺寸的增大,两相流塞锥偏转角  $\beta$  增大,长度变短。

(3) 改进 Angelino 法设计的型面长度缩短近 33%,推力增大约 1%;曲线法设计的型面长度减小近 6%,性能提高约 4%。而考虑了粒子极限流线几何约束的两相流型面能有效地减少粒子对塞锥型面的冲刷概率。

#### 参 考 文 献

[1] 戴梧叶. 塞式喷管的实验与数值模拟研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2002.

Dai Wuye. Experiment and numerical studies of aerospike nozzles [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002. (in Chinese)

- [2] Hoffman J D, Doyle T H. Design of maximum thrust nozzles for gas-particle flows [J]. AIAA J, 1971, 9(8): 1581-1587.
- [3] Angelino G. Approximate method for plug nozzle design [J]. AIAA J, 1964, 2(10): 1934-1835.
- [4] 覃粒子. 塞式喷管型面设计与优化[D]. 北京:北京航空航天大学,2004.
- Qin Lizi. Design and optimization of plug nozzle contour [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004. (in Chinese)
- [5] 王-白. 塞式喷管的性能实验与系统设计研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2004.
- Wang Yibai. Performance experimental investigation and system design studies of aerospike nozzles[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004. (in Chinese)
- [6] 李宜敏,张中钦,赵元修. 固体火箭发动机原理[M]. 北京:国防工业出版社,1985: 111-128.
- Li Yimin, Zhang Zhongqin, Zhao Yuanxiu. Theory of solid-propellant rocket [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1985: 111-128. (in Chinese)
- [7] 孙敏,方丁酉,张超才. 二维喷管两相流动实验理论研究[J]. 航空学报,1988,9(11): 572-576.
- Sun Min, Fang Dingyou, Zhang Chaocai. The experimental and theoretical studies of two-dimensional two-phase nozzle flows [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1988, 9(11): 572-576. (in Chinese)
- [8] Spalart P, Allmaras S. An one-equation turbulence model for aerodynamic flows [R]. AIAA 92-0439,1992.

作者简介:



谢侃(1982-) 男,博士研究生。主要研究方向:固体火箭推进技术。

Tel:010-82339444

E-mail: xk311531@126.com

(责任编辑:刘振国,鲍亚平)