

基于 $k-\omega$ SST 模型的同心筒发射装置流场数值模拟

张程^{1,2}, 夏智勋¹, 马超³, 金玲², 张木²

(1. 国防科技大学 空天科学学院, 长沙 410073;

2. 中国航天科技集团有限公司 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076;

3. 南京航空航天大学 航空学院, 南京 210016)

摘 要: 围绕同心筒发射装置流场数值模拟及结构优化展开研究,流场数值模拟基于轴对称 Navier-Stokes(N-S)方程、 $k-\omega$ shear stress transfer(SST)湍流模型,并运用域动分层动网格方法,以同心筒初始方案为参照,研究了同心筒发射过程的动态流场,在此基础上,分别对内筒收敛段的收敛角度以及筒口扩张段的扩张角度进行了优化研究,研究结果表明:内筒收敛段使得燃气排导更为通畅,筒内的热环境有所改善,并且内筒收敛段起到了一定的防喷作用,收敛角越大,筒底热环境越好;筒口扩张段对发射过程动态流场也有明显影响,收敛角为 15° ,扩张角为 20° 时,导弹从开始发射到完全出筒过程中热环境最为良好。

关 键 词: 同心筒发射装置; 内筒收敛角; 筒口扩张角; $k-\omega$ SST 湍流模型; 动网格方法; 发射装置结构优化

中图分类号: V21; O351.3

文献标志码: A

Numerical simulation of flow field of concentric canister launcher based on $k-\omega$ SST turbulence model

ZHANG Cheng^{1,2}, XIA Zhixun¹, MA Chao³, JIN Ling², ZHANG Mu²

(1. School of Space Science and Engineering,

National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. China Academy of Launch Vehicle Technology,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100076, China;

3. College of Aerospace Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The flow field of the concentric canister launcher and structural optimization was simulated numerically based on the axisymmetric Navier-Stokes (N-S) equation, the $k-\omega$ shear stress transfer (SST) turbulence model and the dynamic mesh update method named zone moving and dynamic laying. With reference to the initial scheme of the concentric canister launcher, the dynamic flow field of the launching process was studied. On this basis, the parameterization of the convergence angle of the convergent section of the inner cylinder and the expansion angle of the expansion section of the cylinder was studied. The results showed that the convergent section of the inner cylinder made the gas discharge guide smoother, the thermal environment inside the cylinder was improved, and the inner cylinder

收稿日期:2019-03-31

作者简介:张程(1989—),女,工程师,博士生,研究方向为飞行器总体设计。

引用格式:张程,夏智勋,马超,等.基于 $k-\omega$ SST 模型的同心筒发射装置流场数值模拟[J].航空动力学报,2019,34(11):2331-2338. ZHANG Cheng, XIA Zhixun, MA Chao, et al. Numerical simulation of flow field of concentric canister launcher based on $k-\omega$ SST turbulence model[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(11): 2331-2338.

convergence section played a certain role of anti-spray. The larger convergence angle brought about the better thermal environment at the bottom of the cylinder. The expansion section of the nozzle had a significant change to the dynamic flow field during the launch process. When the convergence angle was 15 degrees and the expansion angle was 20 degrees, the thermal environment of the missile was the best from the start to the complete exit.

Key words: concentric canister launcher (CCL); inner cylinder convergence angle; cyclinder expansion angle; $k-\omega$ shear stress transfer(SST) turbulence model; dynamic mesh update method; launcher structural optimization

同心筒式发射装置具有独立的燃气排导系统,并且兼容性良好、载弹量大、维护便捷,这些优点使得其成为目前具有广阔发展前景的导弹发射系统,在车载、舰载、潜载发射系统中都具有很高的应用价值。由于会出现马赫盘、射流激波、撞击激波、激波脱体、激波干扰等复杂的流动现象,对同心筒发射过程非定常燃气流场的研究较为困难,并且高温高速燃气射流具有强热冲击和动力冲击,这对发射装置的工作性能和导弹的热安全提出了很高的要求。因此,对同心筒发射装置非定常燃气流场的精确模拟以及在此基础上的热结构优化是开发利用同心筒的关键问题。

英国的海狼号同心筒式发射装置已装备部队,美国海军也在经过多年研究后成功开发出 MK41 号同心筒式发射装置,此外,俄罗斯的 SA-N-6,法国的 SAAM 紫苑都是具有代表性的舰载导弹垂直发射装置^[1-3]。我国进入 21 世纪以来开始对同心筒发射装置做了一系列研究,2000 年王泉水、张剑钊^[4]对厚壁式同心筒发射装置进行了结构设计和分析;2007 年熊永亮等^[5]采用动网格技术模拟了导弹在同心筒式发射桶内发射的瞬态过程,探讨了发射过程中旁泄流的产生与消失原因;2016 年郑榆淇等^[6]对外圆内方截面形式的类同心筒发射过程燃气流动特性进行计算和分析,发现采用外圆内方异形截面,会进一步改变燃气排导状态,使燃气排导的等效面积小于相同排导面积的双层圆筒结构。对同心筒发射的数值模拟国内学者采用的多是 $k-\epsilon$ 二方程模型,蔺翠郎等^[7]采用标准 $k-\epsilon$ 模型对同心筒内燃气流温度场进行了非稳态数值模拟,姜毅等^[8]采用 Realizable $k-\epsilon$ 模型模拟了发射过程中导弹周围高温燃气环境对导弹产生的影响,马艳丽等^[9]采用 renormalization group(RNG) $k-\epsilon$ 模型研究了同心筒发射过程燃气射流的冲击效应。在两方程湍流模型中, $k-\epsilon$ 模型能够较好地模拟远离壁面充分发展的湍流流动,但同心筒内外筒间隙较小,固壁对

流动影响明显,要想对流场进行精细刻画,就需要精确模拟边界层内部流动, $k-\epsilon$ 模型不太适合边界层等低雷诺数流动问题,为了解决这一问题发展了 $k-\omega$ 模型,而 $k-\omega$ SST 模型是 $k-\epsilon$ 模型和 $k-\omega$ 模型的组合,在近壁面保留了原始 $k-\omega$ 的模型,而在远离壁面的区域采用 $k-\epsilon$ 模型,这样就克服了原来 $k-\omega$ 模型中边界层外的 ω 对自由流相应值的依赖性。该模型考虑了湍流切应力的运输,既可以应用在低雷诺系数的湍流模型,没有额外复杂的黏性衰减函数,又可应用在边界层以外的区域^[10]。刘安成等^[11]采用 $k-\omega$ SST 模型计算了单孔冲击射流换热,并和实验结果做了比较,比较结果表明 $k-\omega$ SST 模型能够取得比较准确的结果,Kolar 等^[12]采用 $k-\omega$ SST 模型模拟了超声速射流流场,并和流场可视化实验结果做了对比,和实验结果吻合较好。

同心筒装置的结构设计是研究同心筒的重要方向之一,通过对结构的优化来获取最佳燃气排导性能^[13-15]。本文基于轴对称 N-S 方程、 $k-\omega$ SST 模型,并运用域动分层动网格方法^[16],以同心筒初始方案为参照,研究了同心筒发射过程的动态流场,在此基础上,分别对筒底收敛段的收敛角度以及筒口扩张段的扩张角度进行了优化研究,分析了收敛角和扩张角对同心筒发射装置排导功能、动态流场变化以及导弹和内外筒的热环境的影响,得到了最佳优化方案。

1 计算模型

1.1 控制方程

在不计化学反应和热传导的情况下,守恒型轴对称 N-S 方程的表述式如下:

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}(\mathbf{U})}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}(\mathbf{U})}{\partial y} + \mathbf{H}_v = \mathbf{H}_v \quad (1)$$

式中

$$\mathbf{U} = [\rho, \rho u, \rho v, E]^T$$

$$\begin{aligned} \mathbf{F}(\mathbf{U}) &= [\rho u, \rho u^2 + p, \rho uv, \rho hu]^T \\ \mathbf{G}(\mathbf{U}) &= [\rho v, \rho uv, \rho v^2 + p, \rho hv]^T \\ \mathbf{H}_v &= \frac{\rho v}{y} [1, u, v, h]^T; \quad h = \frac{E + p}{\rho} \\ E &= \rho e + \rho(u^2 + v^2)/2 \end{aligned}$$

其中 $\mathbf{H}_v$ 为黏性通量轴对称源相,具体形式见参考文献[17]; t 为时间; ρ 为密度; $u、v$ 分别为 $x、y$ 方向速度分量; p 为压强; γ 为比热比; e 为单位质量内能; E 为单位体积总能量; h 为单位体积总焓。

采用燃气和空气双组分混合流动模型,两种组分均满足理想气体状态方程。理想气体状态方程为

$$p = \rho RT \tag{2}$$

1.2 湍流模型

$k-\omega$ SST 湍流模型中 $k、\omega$ 的输运方程如下:

$$\frac{d}{dt}(\rho k) = G_k + D_k - Y_k \tag{3}$$

$$\frac{d}{dt}(\rho \omega) = G_\omega + D_\omega - Y_\omega \tag{4}$$

式中 $G_k、G_\omega、D_k、D_\omega、Y_k、Y_\omega$ 分别为 $k、\omega$ 的生成项、扩散项、耗散项。其中生成项耗散项的定义式如下:

$$G_k = \mu_t S^2 \tag{5}$$

$$G_\omega = \frac{\alpha}{v_t} G_k \tag{6}$$

$$Y_k = \rho \beta^* k \omega \tag{7}$$

$$Y_\omega = \rho \beta \omega^2 \tag{8}$$

式中

$$\mu_t = \frac{\rho k}{\omega} \frac{1}{\max\left(\frac{1}{\alpha^*}, \frac{|S| F_2}{a_1 \omega}\right)} \tag{9}$$

$$\beta^* = \beta_i^* [1 + \zeta^* F(M_t)] \tag{10}$$

$$\beta_i^* = \beta_\infty^* \left[\frac{4/15 + (Re_l/R_\beta)^4}{1 + (Re_l/R_\beta)^4} \right] \tag{11}$$

$$\beta = \beta_i \left[1 - \frac{\beta_i^*}{\beta_i} \zeta^* F(M_t) \right] \tag{12}$$

1.3 组分输运模型

多组分输运方程如下:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho w_i) + \nabla \cdot (\rho V w_i) &= -\nabla \cdot J_i + R_i + S_i \\ (i &= 1, 2, \dots, N) \end{aligned} \tag{13}$$

式中 w_i 为组分 i 的质量分数; R_i 为组分 i 经过化学反应的净生成率; S_i 为由自定义源项的弥散相所引起的生成率。

组分扩散通量见下式:

$$\nabla \cdot J_i = -\rho D_{i,m} \nabla w_i \tag{14}$$

式中 $D_{i,m}$ 为混合介质中组分 i 的扩散系数。

1.4 计算几何模型

本次计算的几何模型如图 1 所示,喷管喉径 $D=20\text{ mm}$,同心筒内筒和外筒高 $90D$,导流锥高 $4D$,导流锥头球半径 $1.5D$,内外筒间隙 $1.25D$,计算域宽 $100D$,长 $250D$ 。内筒收敛段的收敛角 α 和筒口扩张段的扩张角 β 定义见图 1,收敛段和扩张段长度及具体的优化方案见表 1。

1.5 网格及计算条件

计算采用混合网格,导弹运动区域分为两个部分,滑移网格区域采用非结构四边形网格,分层动网格区域采用结构网格,其他区域采用非结构四边形网格,对流动梯度较大的区域以及近壁面的网格加密,总网格数为 309 107,近壁第一层网格高度 0.01 mm ,满足 $y^+ < 1$ 。流场的局部网格如图 2 所示。

燃气平均分子量 $M=30\text{ g/mol}$,等熵指数为 1.13,比定压热容 $c_p=2454\text{ J/(kg}\cdot\text{K)}$,发动机燃

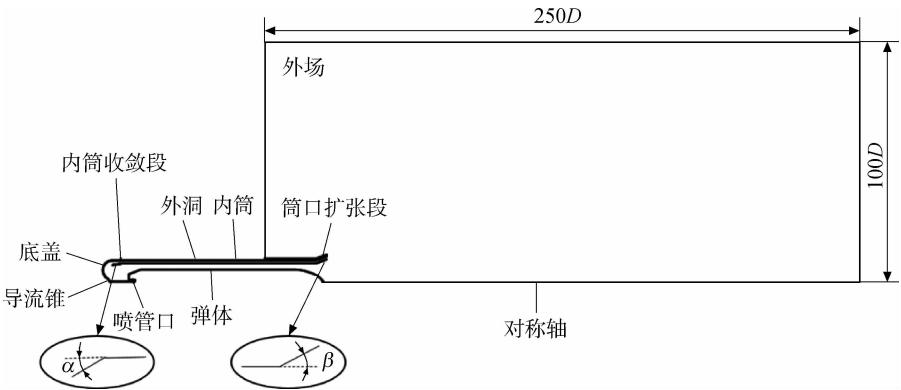


图 1 计算模型

Fig.1 Calculation model

表 1 结构优化方案

Table 1 Structural optimization scheme

参数	方案 1	方案 2	方案 3	方案 4	方案 5	方案 6	方案 7
内筒收敛段长度	4.5 <i>D</i>	4.5 <i>D</i>	4.5 <i>D</i>				
内筒收敛角 $\alpha/(^{\circ})$	5	10	15				
筒口扩张段长度				5 <i>D</i>	5 <i>D</i>	5 <i>D</i>	5 <i>D</i>
筒口扩张角 $\beta/(^{\circ})$				5	10	15	20

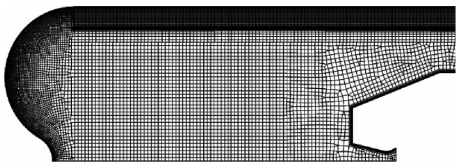


图 2 局部网格

Fig.2 Local mesh

烧室压强 0.07 s 线性上升至 7.8 MPa, 总温为 3500 K, 环境压力为 101 325 Pa, 环境温度为 300 K。导弹运动速度由导弹受力计算, 导弹所受的推力 F 见下式^[18]:

$$F = \dot{m}v_e + (p_e - p_a)\sigma_e \tag{15}$$

式中 $\dot{m}v_e$ 为喷气反作用力, $(p_e - p_a)\sigma_e$ 为静压

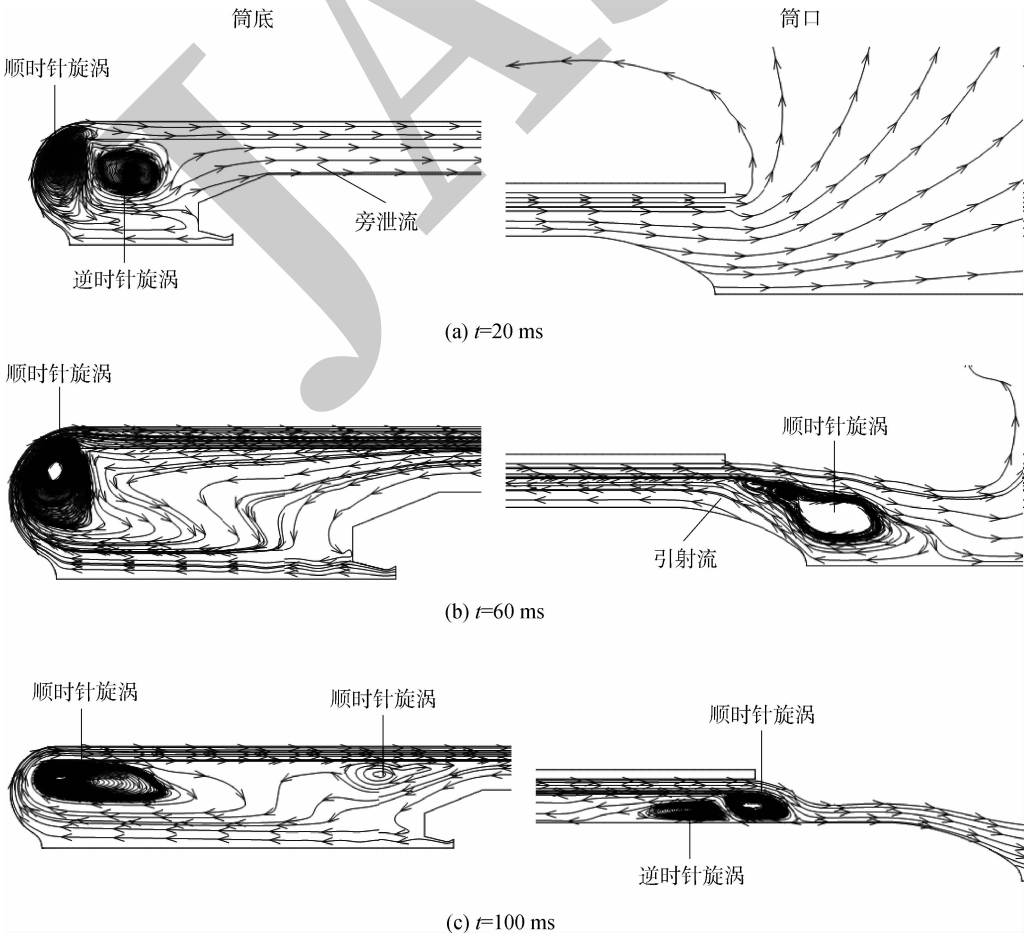
力差。

喷管入口采用压力入口边界条件, 外边界采用压力出口边界条件, 内外筒以及导弹采用无滑移绝热固壁条件。

2 计算结果分析

2.1 发射过程流场分析

首先对初始方案的动态流场进行计算, 图 3 给出了初始方案不同时刻(t)筒底和筒口的流线图, 左列为筒底, 右列为筒口, 从图中可以看出, 当 $t=20$ ms 时, 导弹点火后产生的燃气流不断膨胀, 经导流锥作用后, 部分燃气从内外筒的间隙排出, 另外一部分燃气从内筒与导弹之间排出, 即发生



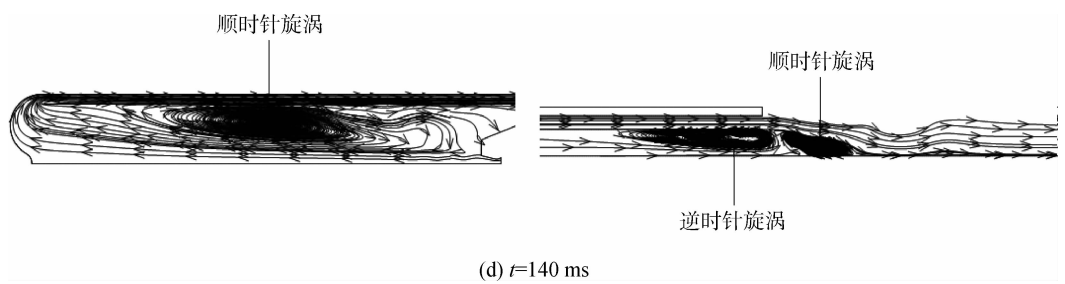


图 3 初始方案不同时刻筒底和筒口的流线图

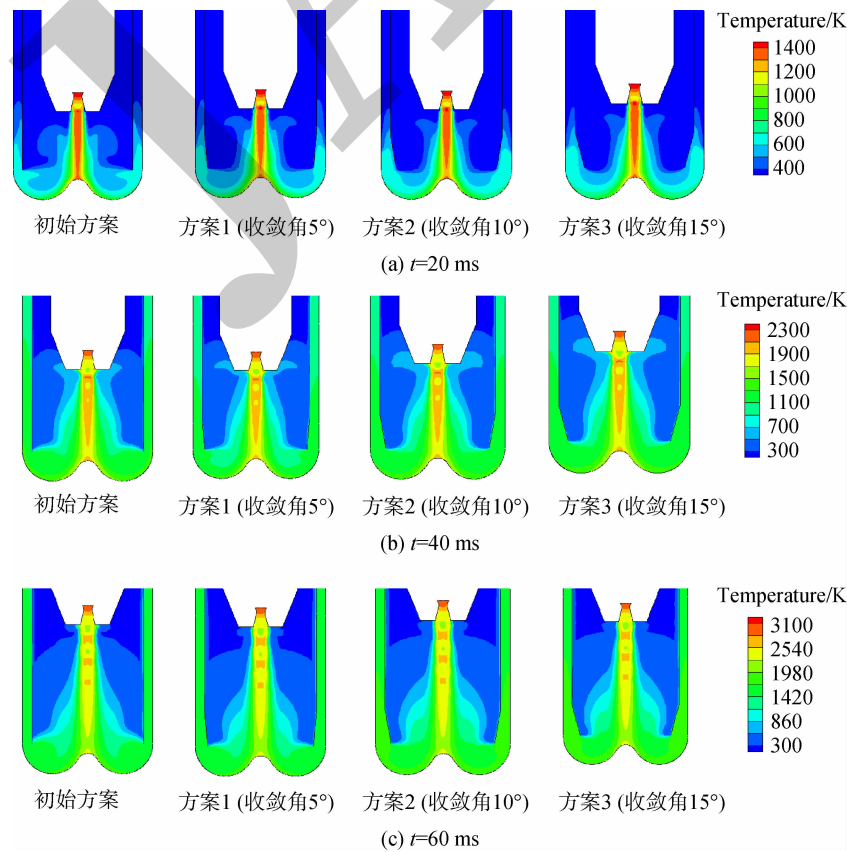
Fig. 3 Streamlines of the bottom and the top at different times of the initial scheme

旁泄流动现象,其原因是由于发射初期导弹底部喷管口距离筒底较近,筒内狭小空间内承受较高的压力,燃气向筒外低压区扩散,同时可以发现,筒底形成一个顺时针方向的旋涡,弹底附近形成一个逆时针方向的旋涡,筒口处并未从外界引射入空气。当 $t=60\text{ ms}$ 时,可以发现内筒与导弹之间的气流发生了转向,旁泄流消失,弹底位置的旋涡也消失,观察筒口的流线图可以看出,筒口产生了引射流,但是引射入的并非外界空气,而是高温燃气,弹头的位置产生顺时针方向的旋涡。当 $t=100\text{ ms}$ 时,气流方向未发生转变,靠近弹底处重新产生了顺时针方向的小旋涡,弹头位置的旋涡下移至筒口位置。当 $t=140\text{ ms}$ 时,弹底小旋涡消失,筒口上方和下方和分别形成一个逆时针和顺时针旋涡。

2.2 内筒收敛段对动态流场的影响

内筒收敛段一方面能够增大筒底内外筒之间的间隙,有利于燃气排导,另一方面具有防喷的效果,即防止高温燃气流冲击筒底产生的反溅流烧蚀弹底,但如果收敛角过大,燃气流撞击收敛段也会出现反溅流,图 4 给出了初始方案与方案 1、方案 2、方案 3 不同时刻流场温度分布云图。

从图 4(a)中可以看出,当 $t=20\text{ ms}$ 时,内筒收敛段改变了筒底的温度分布情况,初始方案筒底空间温度达到 600 K 的区域相比后 3 种优化方案明显要大,内筒最底端的两侧温度都达到 700 K ,这是因为经导流锥转向的燃气流向内筒与导弹之间溢出,气流发生壅塞,内外筒底部间隙大部分空间温度在 $500\sim700\text{ K}$ 之间,后 3 种方案温度



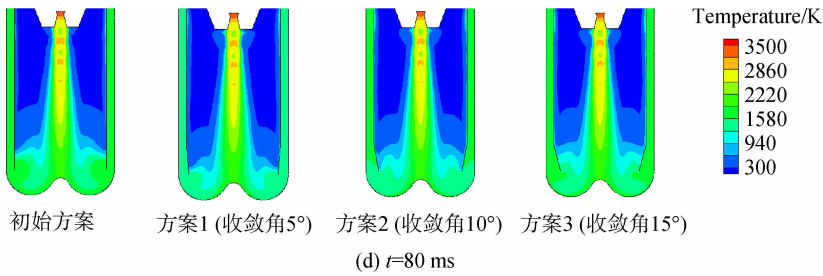


图 4 初始方案与方案 1、方案 2、方案 3 不同时刻温度分布云图

Fig. 4 Temperature nephogram among the initial scheme, the first scheme, the second scheme and the third scheme at different times

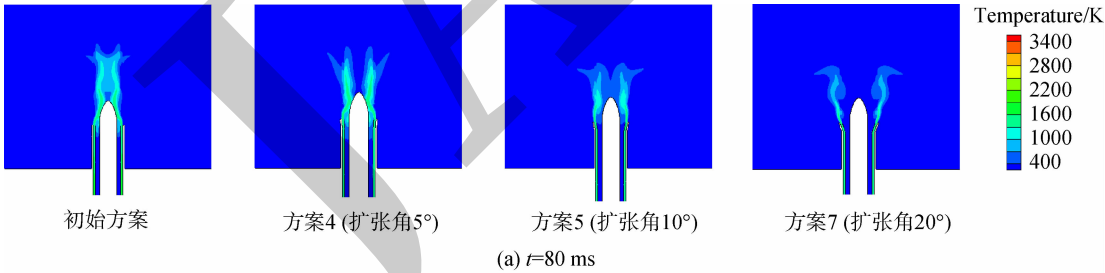
分布大致类似,但方案 3 收敛段左侧壁面温度在 500~600 K,而方案 1 和方案 2 收敛段左侧壁面部分温度都在 600~700 K。这是由于方案 7 的收敛角度最大,底部内外筒之间间隙最大,排导更为顺畅。内筒收敛段起到了一定的防喷的作用。且本文所设计的收敛段角度均未发生收敛段反溅的现象。

图 4(b)~图 4(d)分别给出了 40、60、80 ms 流场温度分布云图,从图中可以看出当 $t \geq 40$ ms 时,喷管口离筒底距离变远,收敛段对筒底温度的影响较小,不同的收敛角温度场并没有明显的差异。由此可见,在导弹开始发射阶段,此时燃气还未充满整个筒底以及内外筒间隙,内筒收敛段的

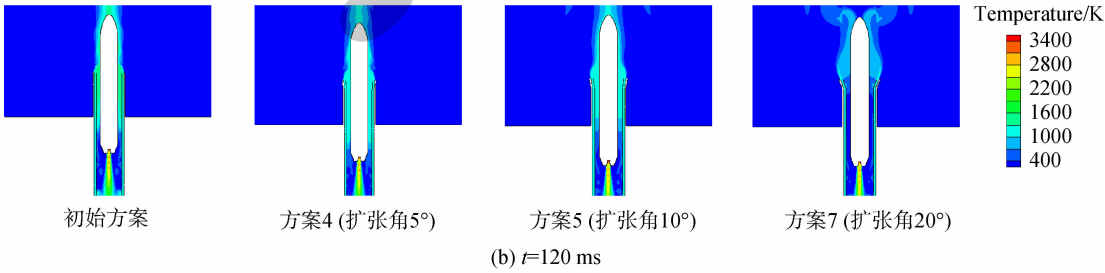
作用体现的最为明显。

2.3 筒口扩张段对动态流场的影响

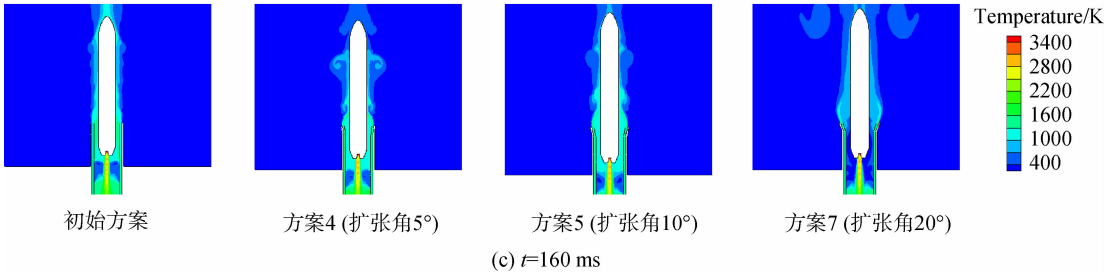
筒口扩张段的作用是使内外筒之间排出的燃气向两侧排放,防止导弹在发射过程中处于被高温燃气包围的恶劣环境中,同时,筒口扩张段对发射过程动态流场也有明显改变。初始方案与方案 4、方案 5、方案 7 导弹从开始出筒到完全出筒这一过程的弹体温度变化情况如图 5 所示。图 5(a)中,当 $t = 80$ ms 时,导弹开始出筒,对比几种方案可以看出,初始方案中,整个都处在高温环境,温度达到 1 300 K,方案 4 中弹头最顶端热环境良好,温度在 400 K 以下,但弹头大部分区域依然被 1 300 K 的高温燃气包围,方案 5 中弹头周围



(a) $t=80$ ms



(b) $t=120$ ms



(c) $t=160$ ms

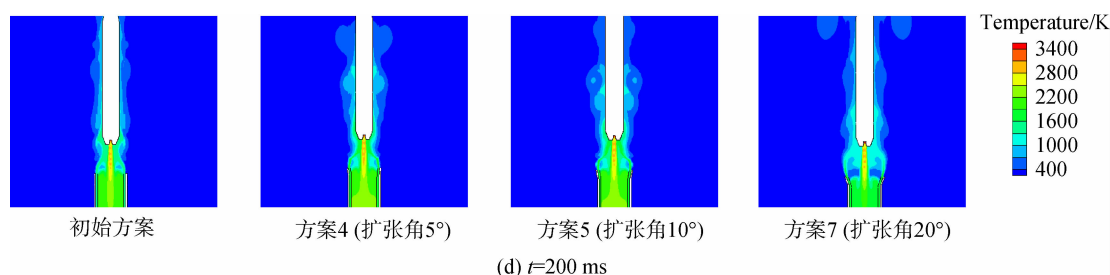


图 5 初始方案与方案 4、方案 5、方案 7 不同时刻温度分布云图

Fig. 5 Temperature nephogram among the initial scheme, the fourth scheme, the fifth scheme and the seventh scheme at different times

温度在 700~1000 K, 整体热环境相比前两种方案有明显改善, 但燃气流并未被彻底导离弹体, 方案 7 中燃气流被完全导向远离弹体的空间, 整个弹身处于 400 K 以下的良好热环境中。图 5(b) 中, 当 $t=120$ ms 时, 此时导弹部分出筒, 初始方案中弹头以及大部分弹身热环境恶劣, 弹头温度超过 1300 K, 部分弹身温度达到 1600 K, 方案 4 中弹体周围温度在 1000~1300 K, 相比初始方案偏低, 但导弹的整体热环境依然较差, 筒口扩张段使燃气流刚开始向外扩散, 随后又附着在弹体上, 方案 5 中处于良好热环境中的弹体区域相较前两种方案明显增多, 燃气流向向外扩散的更加明显, 但依然快速附着于弹体上, 方案 7 中扩张段扩散效果显著, 尽管气流仍然有重新聚拢的趋势, 但聚拢相对缓慢, 相较前 3 种方案, 整体热环境有大大改善, 弹身大部分区域处于 400 K 以下的良好热环境下。图 5(c) 中, 当 $t=160$ ms 时, 此时导弹大部分出筒, 初始方案中整个弹身处于 1000 K 以上的高温环境中, 方案 4 弹身上段温度较低, 附着于弹身上的气流重新向外扩散, 方案 5 附着在弹身上的气流随着导弹的运动有扩散再附着的现象, 这使得此时方案 5 弹头温度要高于方案 4。方案 7 相比前几种方案, 弹身下段依然处在一个常温环境中, 尽管弹身上端受到燃气流的影响, 但相对来说影响较小, 导弹的整体热环境依旧较为良好。图 5(d) 中, 当 $t=200$ ms 时, 导弹完全出筒, 但距离筒口较近, 筒口结构的差异依然能对导弹所受热环境产生影响。对比 4 种方案, 前 3 种方案弹底温度都在 1300 K 以上, 热环境较差, 方案 7 弹底温度在 1000~1300 K, 相比前 3 种方案明显偏低。

3 结 论

基于 $k-\omega$ SST 湍流模型, 利用域动分层动网格法, 通过求解二维轴对称 N-S 方程, 精确模拟

了同心筒发射装置的动态流场。通过调整内筒收敛角(0° 、 5° 、 10° 和 15°)和外筒扩张角(0° 、 5° 、 10° 、 15° 和 20°)、对比分析不同收敛角和扩张角情况下的动态流场和温度场分布, 从而对同心筒初始方案进行结构优化设计, 得到以下结论:

1) 初始发射阶段, 内筒收敛段使得燃气排导更为通畅, 筒内的热环境有所改善, 并且内筒收敛段起到了一定的防喷的作用, 且本文所设计的收敛段角度均未发生收敛段反溅的现象, 在本文所研究的收敛角变化范围内, 收敛角越大越有助于燃气排导。但当导弹运动一段距离后, 不同收敛角筒底温度分布差异较小。

2) 筒口扩张段对发射过程动态流场有明显影响, 扩张角越大, 气流向外扩散的越多, 导弹发射过程中弹体周围的温度越低, 越有利于防止导弹被烧蚀, 扩张角为 20° 时, 导弹从开始出筒到完全出筒过程中弹体周围温度不超过 1000 K, 热环境较为良好, 相比其他几种方案发射过程温度降低多达 300 K 以上。

参考文献:

- [1] 边金尧, 徐松林, 钱海鹰. 同心发射筒研究现状[J]. 舰船科学技术, 2012, 34(11): 3-7.
BIAN Jinyao, XU Songlin, QIAN Haiying. Research progress of concentric launching canister[J]. Ship Science and Technology, 2012, 34(11): 3-7. (in Chinese)
- [2] 苗佩云, 袁曾凤. 筒内复杂流场三维数值模拟[J]. 弹箭与制导学报, 2004, 24(1): 71-72.
MIAO Peiyun, YUAN Zengfeng. Three-dimensional simulation for complicated flow of a canister[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2004, 24(1): 71-72. (in Chinese)
- [3] 张程, 金玲, 张木, 等. 一种异型同心筒发射装置的排导性能仿真研究[J]. 航空动力学报, 2019, 34(1): 248-256.
ZHANG Cheng, JING Ling, ZHANG Mu, et al. Numerical simulation on the drainage performance of a special shaped concentric cylinder launcher [J]. Journal of Aerospace

- Power, 2019, 34(1): 248-256. (in Chinese)
- [4] 王泉水, 张剑钊. 战斧导弹厚壁式同心筒发射装置的机械设计分析[J]. 舰载武器, 2000(1): 1-10.
WANG Quanshui, ZHANG Jianwei. Mechanical design analysis of thick axe concentric canister launcher of Tomahawk missile[J]. Shipborne Weapons, 2000(1): 1-10. (in Chinese)
- [5] 熊永亮, 郜冶, 李燕良. 同心筒发射中旁泄流影响的数值研究[J]. 弹箭与制导学报, 2007, 27(4): 194-197.
XIONG Yongliang, GAO Ye, LI Yanliang. Numerical investigate the influence of the side releasing flow on the concentric canister launch[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2007, 27(4): 194-197. (in Chinese)
- [6] 郑榆淇, 傅德彬, 王新星, 等. 异形截面同心筒燃气流动特性数值研究[J]. 固体火箭技术, 2016, 39(5): 729-734.
ZHENG Yuqi, FU Debin, WANG Xinxing, et al. Numerical investigation of exhaust flows for missile launching in an irregular section concentric canister launcher[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2016, 39(5): 729-734. (in Chinese)
- [7] 蔺翠郎, 毕世华. 同心发射筒内燃气流温度场的数值模拟[J]. 弹箭与制导学报, 2007, 27(5): 160-162.
LIN Cuilang, BI Shihua. Numerical simulation of the combustion-gas temperature field in concentric canister launcher[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2007, 27(5): 160-162. (in Chinese)
- [8] 姜毅, 郝继光, 刘群. 同心筒垂直发射装置排导燃气流的改进[J]. 北京理工大学学报, 2007, 27(2): 95-98.
JIANG Yi, HAO Jiguang, LIU Qun. Improvement measures of exhausting the jet in the concentric certical Launching equipment [J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2007, 27(2): 95-98. (in Chinese)
- [9] 马艳丽, 姜毅, 王伟臣, 等. 同心筒发射过程燃气射流冲击效应研究[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(2): 140-145.
MA Yanli, JIANG Yi, WANG Weicheng, et al. Study on impact effect of combustion gas jet during concentric canister launching process[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2011, 34(2): 140-145. (in Chinese)
- [10] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications [J]. AIAA Journal, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [11] 刘安成, 王亚盟, 郝春生. SST $k-\omega$ 模型用于冲击射流冷却的可靠性[J]. 南昌航空大学学报(自然科学版), 2009, 23(4): 32-36.
LIU Ancheng, WANG Yameng, HAO Chunsheng. In vestigation of SST $k-\omega$ reliability in impinging jet cooling[J]. Journal of Nanchang HangkongUniversity (Natural Sciences), 2009, 23(4): 32-36. (in Chinese)
- [12] KOLAR J, DVORAK V. Verification of $k-\omega$ SST turbulence model for supersonic internal flows[J]. World Academy of Science, Engineering and Technology, 2011, 81: 262-266.
- [13] 唐洪, 乐贵高, 王辉, 等. 同心筒垂直发射装置底部导流分析[J]. 机械制造与自动化, 2014, 43(1): 14-16.
TANG Hong, LE Guigao, WANG Hui, et al. Research on jet exhaust at bottom of concentric launch canister[J]. Machine Building and Automation, 2014, 43(1): 14-16. (in Chinese)
- [14] 姜毅, 郝继光, 傅德彬, 等. 新型“引射同心筒”垂直发射装置理论及试验研究[J]. 宇航学报, 2008, 29(1): 236-241.
JIANG Yi, HAO Jiguang, FU Debin, et al. Theoretical and experimental research on a new type of “ejection concentric tube” vertical launcher[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(1): 236-241. (in Chinese)
- [15] 邵立武, 姜毅, 马艳丽, 等. 新型舰载同心筒发射过程流场研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2011(4): 54-58.
SHAO Liwu, JIANG Yi, MA Yanli, et al. Launching process of the new type shipborne concentric canister launcher[J]. Missiles and Space Vehicles, 2011(4): 54-58. (in Chinese)
- [16] 郝继光, 姜毅, 韩书永, 等. 一种新的动网格更新技术及其应用[J]. 弹道学报, 2007, 19(2): 88-92.
HAO Jiguang, JIANG Yi, HAN Shuyong, et al. A new dynamic mesh update method and its Applications[J]. Journal of Ballistics, 2007, 19(2): 88-92. (in Chinese)
- [17] HANXIN Z, LIN F. NND schemes and numerical simulation of axial symmetric free jet flows[J]. Acta Mechanica Sinica, 1990, 6(3): 193-203.
- [18] 苗瑞生, 居贤铭. 火箭气体动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1985.

(编辑: 叶 青)