DOI: 10.11883/1001-1455(2017)02-0186-08

固体火箭燃气射流驱动液柱过程的 CFD 分析*

王 健,阮文俊,王 浩,张 磊
(南京理工大学能源与动力学院,江苏 南京 210094)

摘要: 固体火箭燃气射流驱动液柱过程会产生一个复杂的非稳态多相流场,为了研究液柱对固体火箭发动机工作过程中射流流场的降温效果,并揭示燃气冲击液柱的流动演化和气水之间的相互作用,利用 FLUENT 软件中耦合了液态水汽化方程的 VOF 多相流计算模型对燃气与液柱之间的耦合流动及相变过程进行了数值模拟,并与无液柱情况下射流流场的计算结果进行了对比分析。计算结果表明,当有液柱平衡体时射流流场中的压力、温度、速度波动幅度均减小,减弱了射流流场中的湍流脉动强度;液柱与燃气之间的汽化以及液柱的阻碍作用减小了射流流场的轴向发展位移,尾管后的完全发展射流流场核心区域内的压力峰值降低了 0.9 MPa,温度峰值降低了 503 K,速度峰值降低了 291 m/s,验证了实验中液柱对燃气射流流场的降温效果。

关键词: 多相流体力学;燃气冲击液柱;VOF 模型;降温
中图分类号: O381 **国标学科代码**: 13035 **文献标志码**: A

在火箭、导弹的发射过程中,固体火箭发动机会产生高温、高速的燃气射流,存在着声、光、焰、烟等明显的发射特征,不仅对周围环境及工作人员产生影响,而且容易暴露发射位置,威胁发射平台的安全性。为了克服固体火箭发动机工作过程中的固有缺陷,研究一种有效的方式来减弱发射特征具有重要意义。而通过注水方式来降低发射特征已经在欧洲、美国的大型发射场得到应用,M. M. Molnar[1]就喷水对固体火箭发动机排气羽流流场参数的影响进行了数值计算。P. Giordan 等[2]采用 FLUENT5 对火箭发射时燃气与水的相互作用进行了数值模拟。周帆等[3]采用 FLUENT 软件中耦合了水的汽化方程的 Mixture 模型对超声速高温燃气射流的注水降温机理进行了数值模拟和实验研究。马艳丽等[4]采用 FLUENT 中的 Mixture 多相流模型求解气液两相流流场,使用离散坐标法求解辐射传输方程,就喷水对羽流红外辐射的降低效果进行了研究。张磊等[5]以单兵火箭为背景,提出了液体水柱放置在尾管中的设计,研究了注水对火箭燃气射流噪声的抑制作用。为了在此基础上更精确地计算单兵固体火箭发动机燃气射流与液体水柱之间的相互作用,本文中采用 FLUENT 软件中耦合了水的汽化方程的 VOF 模型对超声速燃气射流驱动液柱的流场进行了数值模拟。

为了对该模型的有效性进行验证,本文中将计算结果与实验现象进行对比,同时将燃气射流驱动液柱的流场计算结果与无液柱平衡体的流场计算结果进行对比分析,对液柱平衡体的降温效果进行初步分析和研究。

1 数学模型

固体火箭发动机燃气射流驱动液柱平衡体涉及复杂的多相流问题,为了实现有效地计算,采用简化的物理模型,并提出以下假设:(1)将实际三维流动问题简化为二维湍流流动,视为非稳态膨胀过程;(2)假设火药燃烧产物为单一组分的 CO_2 气体,采用冻结等熵流动模型,即气相燃烧产物的成分不随温度和压强的变化而变化,始终保持与喷管入口条件相一致的气体成分不变;(3)由于燃气自喷管射出在尾管内高速流动,故不考虑燃气与尾管壁面之间的热量交换,即尾管壁面视为绝热壁面;(4)视尾管壁面为无滑移壁面;(5)采用带旋流修正的 k-ε 模型(Realizable 模型)来描述燃气射流与液体工质相互作用的过程。

* **收稿日期**: 2016-06-03; **修回日期**: 2016-09-08
第一作者: 王 健(1990—),男,博士研究生; **通信作者**:阮文俊,ruanwj@njust.edu.cn

1.1　控制方程

根据非稳态气液两相流场的物理过程描述，本文气液两相流动的控制方程采用分相流动模型（Separated Flow Model），在此基础上结合改进的带旋流修正 k-ε 模型（Realizable 模型）两方程湍流控制方程，建立非稳态气液两相流场的数学模型。

（1）连续性方程：

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho_{\mathrm{m}})+\nabla\cdot(\rho_{\mathrm{m}}\boldsymbol{v}_{\mathrm{m}})=0 \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{v}_{\mathrm{m}}$ 为平均流速，$\boldsymbol{v}_{\mathrm{m}}=(\sum_k\alpha_k\rho_k\boldsymbol{v}_k)/\rho_{\mathrm{m}}$，$k=1,2$，分别代表气相和液相，$\alpha_k$ 为第 k 相的体积分数；ρ_{m} 为混合密度，$\rho_{\mathrm{m}}=\sum_k\alpha_k\rho_k$，$\rho_k$ 为第 k 相的密度。

（2）动量守恒方程：

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho_{\mathrm{m}}\boldsymbol{v}_{\mathrm{m}})+\nabla\cdot(\rho_{\mathrm{m}}\boldsymbol{v}_{\mathrm{m}}\times\boldsymbol{v}_{\mathrm{m}})=-\nabla p+\nabla\times(\mu\nabla\times\boldsymbol{v}_{\mathrm{m}})+\rho_{\mathrm{m}}\boldsymbol{g}+\boldsymbol{F}+\nabla\Big(\sum_k\alpha_{\mathrm{m}}\rho_{\mathrm{m}}\boldsymbol{v}_{\mathrm{dr},k}^2\Big) \tag{2}$$

式中：$\boldsymbol{F}$ 为体积力；μ_{m} 为混合粘度；$\mu_{\mathrm{m}}=\sum_k\alpha_k\mu_k$；$\boldsymbol{v}_{\mathrm{dr},k}$ 为气、液相的漂移速度，$\boldsymbol{v}_{\mathrm{dr},k}=\boldsymbol{v}_k-\boldsymbol{v}_{\mathrm{m}}$；$\boldsymbol{g}$ 为重力加速度。

（3）能量守恒方程：

$$\frac{\partial}{\partial t}\sum_k(\alpha_k\rho_kE_k)+\nabla\cdot\sum_k[\alpha_k\boldsymbol{v}_k(\rho_kE_k+\rho)]=\nabla\cdot(k_{\mathrm{eff}}\nabla T)+S_k \tag{3}$$

式中：T 为热力学温度；k_{eff} 有效热传导率，$k_{\mathrm{eff}}=k+k_{\mathrm{t}}$，$k_{\mathrm{t}}$ 为湍流热传导率；对可压缩相，$E_k=h_k-p/\rho_k+v_k^2/2$，对不可压缩相，$E_k=h_k$，h_k 为第 k 相的显焓；S_k 为粘性耗散项，包含流体内热源及粘性耗散热。

（4）气体状态方程：

$$p=\rho RT \tag{4}$$

式中：p 为压强；ρ 为燃气密度，$\rho=1.977\times10^{-3}$ g/m^3；R 为理想气体常数，$R=8.134$ J/(mol·K)。

（5）辅助项体积含率方程：

液体工质为辅助项，体积含率方程为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\alpha_2\rho_2)+\nabla\cdot(\alpha_2\rho_2\boldsymbol{v}_{\mathrm{m}})=-\nabla\cdot(\alpha_2\rho_2\boldsymbol{v}_{\mathrm{dr},2}) \tag{5}$$

气体体积含率为 $\alpha_1=1-\alpha_2$。

2　计算模型

2.1　计算方法

本文中采用有限体积法来离散控制方程，湍流模型选用 Realizable k-ε 模型，壁面附近采用标准壁面函数。气液两相流模型采用耦合了液态水汽化方程的 VOF 多相流计算模型。利用 PRESTO 方法对压力项离散，扩散项和对流项的离散采用二阶迎风格式，体积分数离散采用 QUICK 格式，压力与速度耦合采用 PISO 算法。

2.2　计算几何模型及边界条件

单兵固体火箭发动机燃气射流驱动液柱平衡体的实验中在喷管的喉部处会放置一压力膜片，当燃烧室内的压力达到破膜压力后，燃气从喷管的扩张段喷出，所以计算中仅选取喷管的扩张段结构。为了消除重力对射流扩展形态的影响，将实验装置竖直放置，喷管向上喷射。本文中采用与实验结构 1∶1 比例的计算模型，包含喷管扩张段、尾管以及外部大气环境空间，计算区域具体尺寸如图 1 所示，喷管扩张段结构尺寸如图 2 中所示，图中所示尺寸单位均为毫米。

本文中模拟计算了 2 种情况下的燃气射流流场：(1)无液柱平衡体——入口采用压力入口边界条件，根据实验过程中所测燃烧室内最大压力 10 MPa，设置入口初始压力为 10 MPa，总温为 3000 K，出口为外部大气环境，所以将出口选取为压力出口，压力设置为环境压力 101 325 Pa，温度设置为 300 K。壁

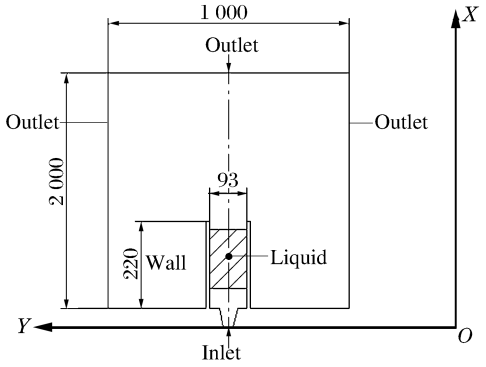

图 1 计算区域(单位:mm)

Fig. 1 Computational domain (unit: mm)

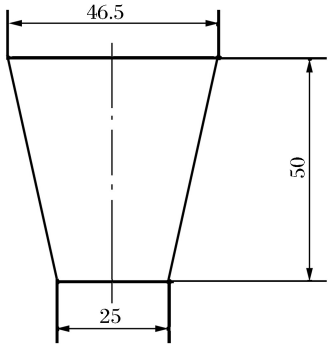

图 2 喷管扩张段尺寸(单位:mm)

Fig. 2 Expanding zone size of the nozzle (unit: mm)

面采用绝热壁面条件;(2)有液柱平衡体——入口、出口及壁面初始条件与无液柱平衡体时的初始条件相同,在尾管内选取长度为 150 mm,宽为 93 mm 的长方形区域,将其设置为液体区域,液柱平衡体距喷管扩张段出口 50 mm,距尾管末端 20 mm,如图 1 中所示。

3 实验与计算结果分析

3.1 实验结果对比分析

图 3 所示为实验所采用的发动机喷管结构,数值计算中采用的喷管扩张段尺寸与实验结构相同。为了分析燃气射流驱动液柱的降温、消烟、消焰效果,选取了实验中部分比较有代表性的照片,如图 4~5 所示。图 4 和 5 分别代表单兵固体火箭发动机在有无液柱作为平衡体 2 种状态下的射流流场分布。可以看出,在无液柱的情况下,燃气射流在轴向的扩展速度明显比径向的扩展速度更快,由于燃气的温度较高,所以射流流场的内部呈现出高亮特性。在 $t=35.00$ ms 时,在尾管出口出现大量白烟,这是由推进剂燃烧产物中的凝相微粒形成的。当尾管中放置液体水柱平衡体时,燃气射流会对液体水柱产生冲击,燃气射流与液体柱在强烈掺混的过程中共同从尾管中喷出。由于液体水柱的阻碍作用,气液混合射流在 $t=34.00$ ms 时才开始从尾管中喷出,射流

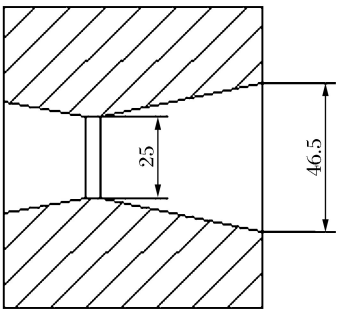

图 3 实验喷管结构(单位:mm)

Fig. 3 Structure of the experiment nozzle (unit: mm)

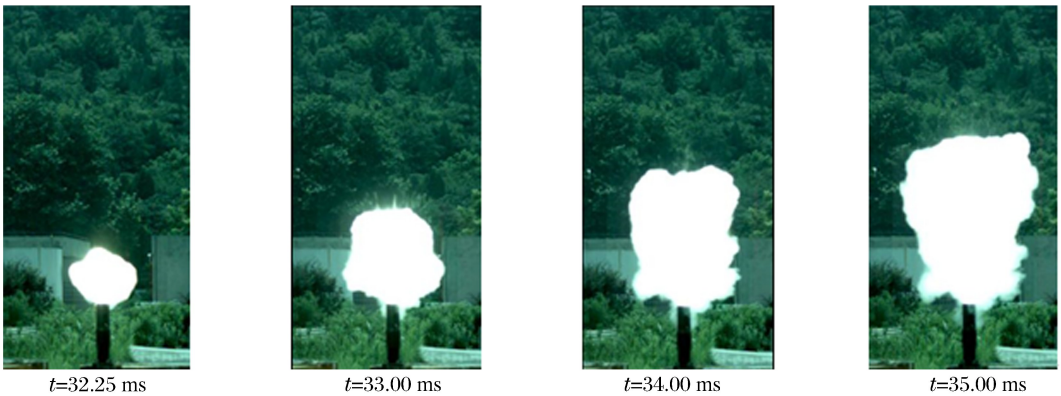

图 4 燃气射流在大气环境中的扩展过程

Fig. 4 Expansion process of combustion-gas jet in the atmospheric environment

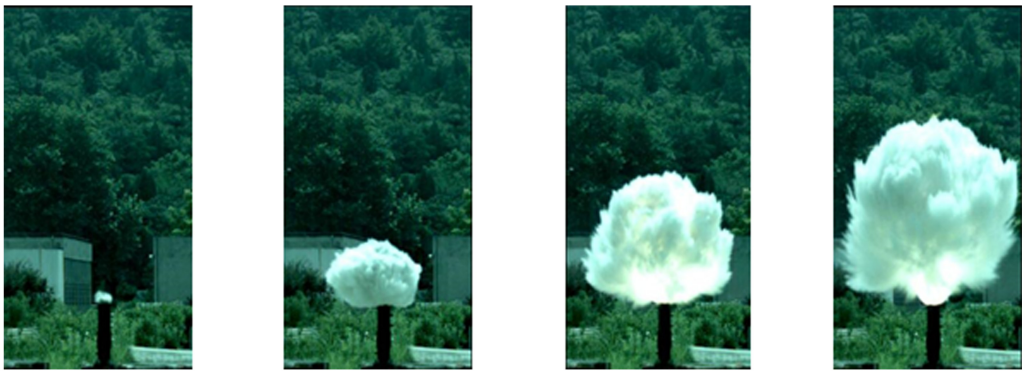

图 5　气液射流在大气环境中的扩展过程

Fig. 5　Expansion process of water-gas jet in the atmospheric environment

流场的轴向发展速度也变得缓慢。如图 5 所示，在 $t=36.00$ ms 时，射流流场外轮廓逐渐开始呈现锯齿状，在气液交界面处出现强烈的 Richtmyer-Meshkov 不稳定性，这种流动不稳定使液体发生破碎，增加了液体汽化表面，有助于液体水汽化吸收更多的燃气能量，降低了射流流场的温度，与无液体水柱的射流流场相比高亮区域不再可见。由于液体水柱的雾化，整个流场区域被大量水雾所覆盖，使得微粒对光的散射和吸收作用不足以被察觉，在无液体水柱状态下尾管出口出现的白烟也不再出现。

通过对有无液体水柱状态下的射流流场对比可以发现，在尾管后端放置液体水柱平衡体，在一定程度上改变了射流流场的机构，对射流流场有明显的降温、消焰、消烟效果，验证了该方案的可行性。

3.2　计算结果与分析

3.2.1　气液两相射流流场结果分析

为了更好的反映燃气射流与液体水柱掺混共同喷射到大气环境中的过程，对此进行了数值模拟计算。图 6 所示为非稳态气液两相流场在不同时刻的液相体积分数分布云图。从图 6 中可以看出，在射流流场发展的初始阶段，燃气射流驱动液柱向前发展，在尾管内形成空腔，液体在燃气推动下沿着两侧壁面运动，汽化作用即在空腔的气液交界面上进行。在 $t=3$ ms 时，燃气射流已推动液柱从尾管中喷出，尾管内有部分液体出现回流现象，粘附在两侧壁面上。随着射流流场的发展，燃气驱动大部分液体从尾管中喷出，在这个过程中气液交界面呈现出了不规则的轮廓形状，表现出了 Richtmyer-Meshkov 不稳定。这是由于射流流场在激波的作用下，气液界面两侧的气体与液体之间存在较大的压力梯度和密度梯度，导致了 Richtmyer-Meshkov 不稳定，使得两相流体间界面不光滑，具有随机脉动性，存在较强的湍流掺混，有助于液相吸收燃气中的能量蒸发雾化。在混合介质内部，燃气是被卷吸的连续相介质，而水滴是被燃气动力“撕破”的离散相介质。由于湍流脉动、燃气动力与水的表面张力复合作用，被燃气驱动的高速水射流内出现波纹式扰动，并由此破碎成水滴。这些水滴是不稳定的，在燃气动力作用下会变形、二次破碎，进一步雾化成很小的雾滴。当进行到 9 ms 时，射流流场中已无液相，全为气相和介于液态与气态之间的高温水蒸气。根据尾喷管的结构，认为在尾喷管内液体首次破碎，这个过程是液体整个雾化过程的开始。随着气液混合射流逐渐喷射到大气环境中，液滴发生二次破碎，与高温燃气相互作用汽化吸收热量。

图 7 所示为实验与数值模拟 2 种条件下得到的射流流场沿轴向发展速度曲线。从图 7 可以看出数值模拟所得速度发展趋势与实验所得结果吻合较好。在射流流场发展初始阶段沿轴向的发展速度较慢，随着尾管内燃气不断的推动液体与其共同喷出尾管，射流流场轴向发展速度逐渐增加，在 $t=6$ ms 时速度达到最大值，实验所得最大速度为 265 m/s，数值计算所得最大速度为 220 m/s，这时液体已全部从尾管中喷出。由于在数值计算时将燃气假设为单一组分的 CO_2 气体，但实际燃气中包含多种组分，燃气在流动的过程中各组分间会进行一定的化学反应，释放出一定的能量，加快了射流流场的发展速度，这可能是导致数值计算所得射流流场沿轴向发展速度略小于实验所得发展速度的原因。随着射流

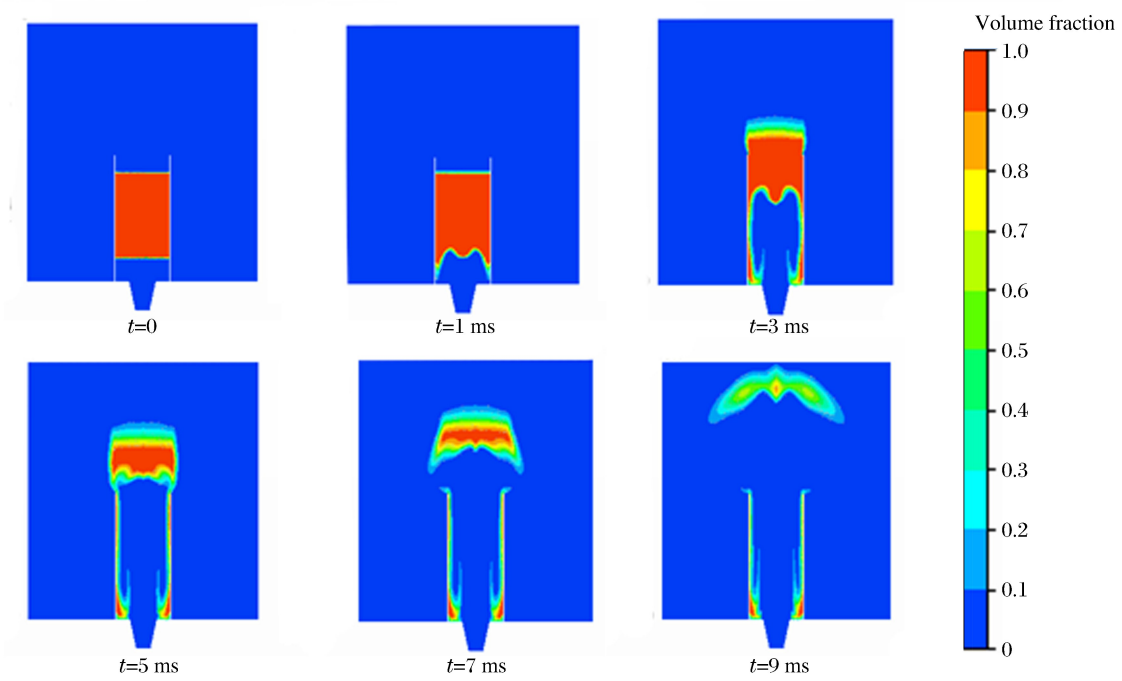

图 6 不同时刻液相体积分数分布云图

Fig. 6 Cloud image of volume fraction of liquid at different times

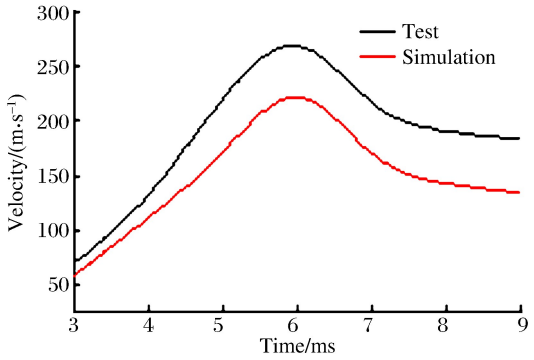

图 7 实验和数值模拟条件下射流流场轴线速度曲线

Fig. 7 Axial velocity of the jet flow field from experiment and numerical simulation

流场在大气环境中发展，燃气对液体的推动作用逐渐减弱，同时液体与燃气相互作用汽化吸收了大部分能量，降低了气液混合物的动能，导致射流流场沿轴向的发展速度在达到最大速度之后逐渐减小。

3.2.2 气液射流流场与燃气射流流场对比分析

燃气驱动液柱掺混喷射过程是一个非稳态过程，射流流场中各项参数随时间和空间的变化而改变，图 8 所示为有、无液柱平衡体 2 种状态下以喷管喉部为起点的完全发展流场沿轴线上压力(p)、温度(T)、速度(v)分布曲线。从图 8 可以看出，激波的存在造成波前、波后流动参数突跃，并随着位置外移，射流流场的压强和温度在下游逐渐趋于周围大气环境的压强和温度。有液体水柱为平衡体的流场参数波动幅度小于无液柱平衡体的流场参数波动幅度，液柱减弱了流场的湍流脉动强度。从图中可以看出 2 种状态下在起始段射流流场均有明显的加速过程，燃气热能大部分转化为燃气的动能，所以射流流场的压力和温度在起始段均有所降低。经过喷管扩张段后，射流流场速度有一个跌落过程，而压力和温度有一个回升过程，有液柱平衡体的波动位置要比无液柱平衡体的波动位置靠前。两种状态下射流流场完全发展时，有液柱为平衡体的射流流场轴向发展位移小于无液柱平衡体的射流流场轴向发展位移，这是由于液柱对燃气的喷射过程有阻碍作用，液柱在汽化吸收燃气能量的同时降低了流场的特征参数。通过对比 2 种状态下射流流场各参数所达到的峰值可知，在有液柱情况下压力峰值减小了 0.9 MPa，温度峰值减小了 503 K，速度峰值减小了 291 m/s。

图 9 所示为在有、无液体水柱平衡体两种条件下射流流场发展相同位移时温度场的等值线图，从图 9 可以看出，2 种射流流场的温度分布明显不同，无液柱平衡体条件下温度场与周围环境发生的扰动更剧烈，射流流场头部的温度更高。在尾管出口之后的射流流场轴向核心区域内，有液柱为平衡体的射

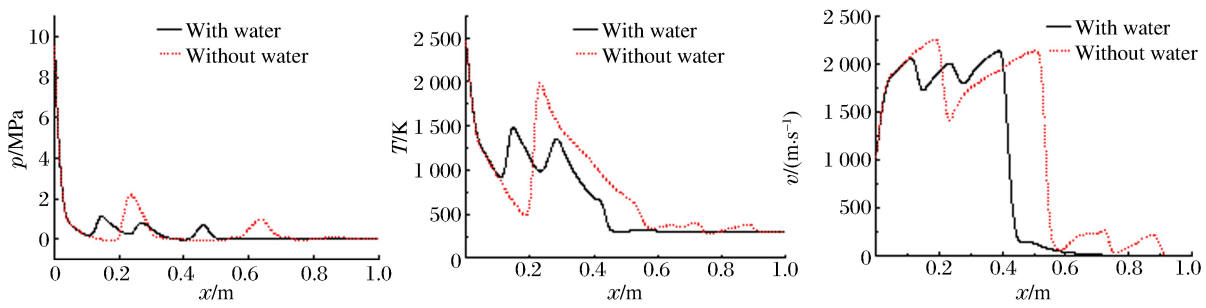

图 8　有、无液体水柱的射流流场参数沿轴线变化

Fig. 8　Parameters of flow field on the axis with and without water column

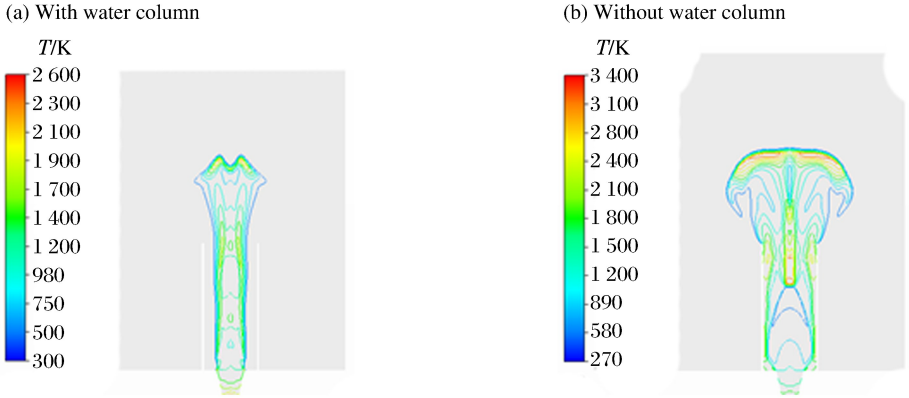

图 9　有无液体水柱的射流流场温度等值线

Fig. 9　Contour map of flow field temperature with and without water column

流流场温度有所降低，相对于无液柱平衡体的射流温度场降低了 8.8%～23.5%，验证了实验中液体水柱对单兵固体火箭发动机工作过程中射流流场的降温效果。

4　结　论

本文中对单兵固体火箭发动机燃气射流驱动液柱的过程进行了实验研究并利用 FLUENT 软件对该过程进行了数值模拟，得到如下结论：

(1)利用 Realizable k-ε 模型以及耦合了液态水汽化方程的 VOF 多相流计算模型可以对燃气驱动液柱过程的气液两相射流进行较好的描述，数值模拟结果与实验结果吻合较好；

(2)通过实验研究，有液柱平衡体的射流流场沿轴向发展速度减慢，气液掺混喷射过程中在气液交界面上产生了 Richtmyer-Meshkov 不稳定，液体水柱的汽化作用减弱了流场的特征参数，起到了消烟、消焰、降温的作用；

(3)通过数值模拟发现，有液柱平衡体的完全发展射流流场中的压力、温度、速度波动幅度要小于无液柱平衡体的完全发展射流流场波动幅度，减弱了射流流场的湍流脉动强度，射流流场中的压力峰值降低了 0.9 MPa，温度峰值降低了 503 K，速度峰值降低了 291 m/s；

(4)当有液柱为平衡体的射流流场与无液柱平衡体的射流流场发展到相同位置时，射流核心区域内的温度降低了 8.8%～23.5%，验证了实验中液体水柱对射流流场的降温效果。

参考文献：

[1]　Molnar M M. New reduced two-time step method for calculating combustion and emission rates of jet-A and methane fuel with and without water injection: AIAA 2004-2130[R]. NASA, 2004.

[2]　Giordan P, Fleury P, Guidon I. Simulation of water injection into a rocket motor plume[C]// Los Angeles: AIAA/

ASME/SAE/ASEE 35th Joint Propulsion Conference and Exhibit,1999.

[3] 周帆,姜毅,郝继光.火箭发动机尾焰流场注水降温效果初探[J].推进技术,2012,33(2),249-252.
Zhou Fan, Jiang Yi, Hao Jiguang. Exploring on cooling effect of water injection on rocket motor exhaust[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012,33(2):249-252.

[4] 马艳丽,姜毅,王伟臣,等.喷水对火箭发动机羽流红外特性的抑制作用研究[J].北京理工大学学报,2011,31(7):776-780.
Ma Yanli, Jiang Yi, Wang Weichen, et al. Research on infrared radiation suppression of rocket motor exhaust plume with water injection[J]. Transactions of Beijing institute of Technology, 2011,31(7):776-780.

[5] 张磊,阮文俊,王浩.单兵火箭燃气射流噪声抑制的实验研究[J].火力与指挥控制,2015,40(7):174-176.
Zhang Lei, Ruan Wenjun, Wang Hao. Experimental study on restraint of individual rocket jet noise[J]. Fire Control and Command Control, 2015,40(7):174-176.

[6] Sutherland L C. Effect of water to ablative performance under solid rocket exhaust environment[C]// Monterey: AIAA/SAE/ASME/ASEE 29th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1993.

[7] Kandula M, Lonergan M. Effective jet properties for the estimation of turbulent mixing noise reduction by water injection: AIAA 2007-3645[R]. AIAA, 2007.

[8] Thomas D N. Reductions in multi-component jet noise by water injection: AIAA 2004-2976[R]. Hampton, VA, USA: NASA Langley Research, 2004.

[9] 王兴,郑刘,周月荣.不同喷嘴射流流场结构及噪声[J].推进技术,2011,32(3):365-369.
Wang Xing, Zheng Liu, Zhou Yuerong. Flow field structure and noise for different nozzles[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011,32(3):365-369.

[10] 汪海洋,李晓东.超声速喷流啸声的控制方法[J].推进技术,2007,28(2):211-215.
Wang Haiyang, Li Xiaodong. Control methods for sup-ersonic jet screech tones[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007,28(2):211-215.

[11] 万云霞,黄勇,朱英.液体圆柱射流破碎过程实验[J].航空动力学报,2008,23(2):208-214.
Wan Yunxia, Huang Yong, Zhu Ying. Experiment on the breakup process of free round liquid jet[J]. Journal of Aerospace Power, 2008,23(2):208-214.

[12] 甘晓松,贾有军,鲁传敬.水下燃气射流流场数值研究[J].固体火箭技术,2009,32(1):23-26.
Gan Xiaosong, Jia Youjun, Lu Chuanjing. Research on numerial simulation of combustion gas jet under water[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2009,32(1):23-26.

[13] 王乐勤,郝宗睿,吴大转.水下气体射流初期流场的数值研究[J].工程热物理学报,2009,30(7):1132-1135.
Wang Leqin, Hao Zongrui, Wu Dazhuan. Numerical simulation of initial flow field of underwater gas jet[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2009,30(7):1132-1135.

[14] 向敏,吴雄,张为华,等.水下固体发动机尾流场数值计算[J].推进技术,2009,30(4):479-483.
Xiang Min, Wu Xiong, Zhang Weihua, et al. Numerical simulation for underwater solid motor tail flow[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009,30(4):479-483.

[15] 汪送,战仁军,张威,等.管内高压气体冲击静态液柱的 CFD 模拟[J].火力与指挥控制,2011,36(3):45-48.
Wang Song, Zhan Renjun, Zhang Wei, et al. CFD Simulation of high-pressure gas impinging onto static water-pole in pipe[J]. Fire Control and Command Control, 2011,36(3):45-48.

[16] 罗喜胜,翟志刚,司廷,等.激波诱导下的气体界面不稳定性实验研究[J].力学进展,2014,44(7):260-290.
Luo Xisheng, Zhai Zhigang, Si Ting, et al. Experimental study on the interfacial instability induced by shock waves[J]. Advances in Mechanics, 2014,44(7):260-290.

[17] 施红辉,肖毅,吴宇,等.激波诱导的液柱气液界面 RM 不稳定性的研究[J].工程热物理学报,2014,35(9):1775-1779.
Shi Honghui, Xiao Yi, Wu Yu, et al. Experiment study on the richtmyer-meshkov instability in the interaction of shock waves with liquid columns[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2014,35(9):1775-1779.

[18] 王翠华.激波与液体相互作用实验研究[D].南京:南京理工大学,2009.

CFD analysis on the process of solid rocket gas jet driving liquid column

Wang Jian, Ruan Wenjun, Wang Hao, Zhang Lei
(*School of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing* 210094, *Jiangsu, China*)

Abstract: A complex unsteady multiphase flow field is produced in the process of solid rocket gas jet driven liquid column. In this work, to study the temperature-reducing effect of the liquid column on the jet flow field of the solid rocket motor and reveal the flow evolution and the interaction between gas and water, the coupling flow and phase transition process of the gas and liquid column are simulated using the VOF multiphase flow model coupled with the FLUENT software. The results are compared with the calculation results of the jet flow field where no liquid column exists. The calculation results show that the pressure, temperature and velocity fluctuation in the jet flow field decreased when the liquid column is taken as an equilibrium body. The turbulence in tensity in the jet flow field is reduced. The development of the axial displacement of the jet flow field is reduced by the vaporization of the gas and the liquid column as well as the blocking action of the liquid column. The peak pressure is reduced by 0.9 MPa, the peak temperature by 503 K and the peak velocity by 291 m/s in the core area of the jet flow field, thus verifying the temperature-reducing effect of the liquid column on the gas jet flow field.

Keywords: multiphase fluid mechanics; gas jet driven liquid column; volume of fluid model; temperature reduction

（责任编辑　王小飞）