doi:10.11887/j.cn.201402002 http://journal.nudt.edu.cn

运载火箭芯级与助推级分离的数值模拟*

张海瑞[1,2],范晶晶[2],张为华[1]
(1.国防科技大学 航天科学与工程学院,湖南 长沙 410073;2.中国运载火箭技术研究院,北京 100076)

摘 要:采用动态重叠网格方法和双欧法,耦合求解非定常流动控制NS方程和6DOF运动方程,数值模拟运载火箭助推级和芯级的自由分离过程和附加外力作用下的强迫分离过程,并对芯级、助推级分离的主要影响因素进行分析。数值结果与试验结果吻合,表明动态重叠网格方法能正确预测火箭芯级与助推级间复杂的流动现象。根据数值模拟结果,给出助推级在不同分离工况下的分离参数及分离规律。

关键词:运载火箭;分离;动态重叠网格;数值模拟
中图分类号:V211.3 **文献标志码**:A **文章编号**:1001-2486(2014)02-0007-06

Numerical simulation of separation of central stage and booster stage for a carrier rocket

ZHANG Hairui[1,2], *FAN Jingjing*[2], *ZHANG Weihua*[1]
(1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;
2. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: The dynamic overset method and Eulerian approach were applied to solve the unsteady NS function and 6DOF movement function, and to numerically simulate the separation processes of KSR-III rocket's core and to booster with and without additional forces. Major factors that affect the separation processes were also analyzed. It shows that the numerical results agree with the experimental results, indicating that the dynamic overset assembly method is able to correctly predict the complex flow between the rocket's core and booster. Furthermore, based on the results of numerical simulations, separation parameters and rules of the booster under different conditions are also obtained.

Key words: carrier rocket; separation; dynamic overset grid; numerical simulation

运载火箭利用洲际弹道导弹通过纵向加级串联或横向并联形成多级运载火箭,用来发射人造卫星、飞船、航天站、空间探测器等各种航天器,把航天器送入预定的轨道。根据级数不同,运载火箭可分为单级火箭和多级火箭。其中,多级火箭的连接形式有串联式、并联式和混合式三种方案[1]。

并联式运载火箭的助推级可以增加火箭的有效负载能力。但是,如何保证运载火箭芯级和助推级的安全分离则成为运载火箭研制的关键技术之一。在运载火箭飞行过程中,存在火箭芯级和助推级的相对运动,并且在运动过程中不可避免地存在芯级和助推级的干扰与分离现象。这就需要对火箭芯级和助推级的分离过程、助推级在分离过程中受到的气动力及助推级的分离轨迹进行详细的预示和分析[2-3]。

本文以KSR-Ⅲ运载火箭为计算模型,首先分析芯级、助推级分离的主要影响因素;其次,采用动态重叠网格方法和适应姿态角解算的双欧法,耦合求解非定常流动控制NS方程和6DOF运动方程,求解火箭助推级和芯级的分离过程,分别计算火箭助推级和芯级自由分离过程和附加外力分离过程,给出助推级在不同分离工况下的分离参数及分离规律。

1 数值方法

1.1 控制方程

飞行器做非定常运动时,曲线坐标系下无量纲可压缩NS控制方程为:

$$\frac{\partial (J^{-1}Q)}{\partial t}+\frac{\partial \hat{F}}{\partial \xi}+\frac{\partial \hat{G}}{\partial \eta}+\frac{\partial \hat{H}}{\partial \zeta}=\frac{Ma}{\mathrm{Re}}\left(\frac{\partial \hat{F}_v}{\partial \xi}+\frac{\partial \hat{G}_v}{\partial \eta}+\frac{\partial \hat{H}_v}{\partial \zeta}\right) \tag{1}$$

其中t为时间,J为雅克比矩阵行列式,Q为

* 收稿日期:2013-07-10
基金项目:国家自然科学基金资助项目(60903206);国家部委资助项目
作者简介:张海瑞(1972—),男,福建漳州人,研究员,硕士,E-mail:zhangcorrs@sohu.com

守恒变量，$\hat{F},\hat{G},\hat{H}$ 为无粘通量，$\hat{F}_v,\hat{G}_v,\hat{H}_v$ 为黏性通量，ξ,η,ζ 为曲线坐标系。

当网格运动时，雅克比矩阵也随时间变化，则需要考虑雅克比矩阵的变化率，守恒方程(1)经空间各种格式离散后，可写成如下半离散形式：

$$J^{-1}\frac{\partial Q}{\partial t}+Q\frac{\partial J^{-1}}{\partial t}+R(Q)=0 \tag{2}$$

式(2)采用双时间步方法进行离散，具体离散方法参考文献[4]。

1.2　6DOF 运动方程

飞行器作为刚体在空中的运动，一般有6个自由度，相应的有6个动力学方程，其中3个描述质心的运动，3个描述飞行器绕质心的转动。另外，还有6个运动学方程，描述飞行器在空间的位置和姿态的变化。

惯性坐标系中质心动力学方程为：

$$\begin{bmatrix}a_{x,i}\\a_{y,i}\\a_{z,i}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\frac{\mathrm{d}V_{x,i}}{\mathrm{d}t}\\\frac{\mathrm{d}V_{y,i}}{\mathrm{d}t}\\\frac{\mathrm{d}V_{z,i}}{\mathrm{d}t}\end{bmatrix}=\frac{1}{m}\left\{L_{ib}\begin{bmatrix}P_{x,b}\\P_{y,b}\\P_{z,b}\end{bmatrix}+L_{ic}\begin{bmatrix}F_{x,c}\\F_{y,c}\\F_{z,c}\end{bmatrix}\right\}+\begin{bmatrix}0\\-g\\0\end{bmatrix} \tag{3}$$

其中 P 为推力、弹射力等飞行器所受合外力的3个分量，F 为飞行器受到的气动力的3个分量，g 为飞行器的重力加速度，一般为 y 轴负方向。

惯性坐标系质心运动学方程为：

$$\begin{bmatrix}\frac{\mathrm{d}x_i}{\mathrm{d}t}\\\frac{\mathrm{d}y_i}{\mathrm{d}t}\\\frac{\mathrm{d}z_i}{\mathrm{d}t}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}V_{x,i}\\V_{y,i}\\V_{z,i}\end{bmatrix} \tag{4}$$

体轴坐标系中，飞行器绕质心转动的动力学方程为：

$$\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{H}_b}{\mathrm{d}t}+\boldsymbol{\omega}_b\times\boldsymbol{H}_b=\boldsymbol{M}_b \tag{5}$$

其中 $\boldsymbol{H}_b=\boldsymbol{I}_b\boldsymbol{\omega}_b$ 为体轴坐标系中的角动量，$\boldsymbol{I}_b$ 为体轴坐标系中的惯性矩阵，$\boldsymbol{\omega}_b$ 为体轴坐标系中的角速度矢量。

采用欧拉角表示的飞行器绕质心转动的运动学方程为：

$$\begin{bmatrix}\frac{\mathrm{d}\theta_x}{\mathrm{d}t}\\\frac{\mathrm{d}\theta_y}{\mathrm{d}t}\\\frac{\mathrm{d}\theta_z}{\mathrm{d}t}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\omega_{x,b}-\tan\theta_z(w_{y,b}\cos\theta_x-\omega_{z,b}\sin\theta_x)\\(w_{y,b}\cos\theta_x-\omega_{z,b}\sin\theta_x)/\cos\theta_z\\w_{y,b}\sin\theta_x+w_{z,b}\cos\theta_x\end{bmatrix} \tag{6}$$

本文采用四阶 Runger-Kutta 方法[5]积分求解上述公式，采用双欧法[6]进行飞行器姿态角的解算，从而得到飞行器下一时刻3个方向位移和3个方向姿态角。

1.3　动态重叠网格技术

采用重叠网格方法求解多体运动等位置或形状随时间变化的问题时，需要在每一时间步内进行网格的重叠。当网格量比较大时，重叠网格的洞映射过程和洞边界优化过程中的反复找点均需耗费较多的时间。为提高重叠网格在每一时间步的重叠效率，本文采用重叠网格的动态重叠方法，该方法只在初始时刻进行一次洞映射，在每一时间步，通过初始洞边界的动态调整完成挖洞过程，而在找点过程中则利用上一时间步的找点信息，可以快速找到插值点的贡献单元，从而可以大幅度节省网格重叠的时间，具体重叠方法见文献[7-8]。

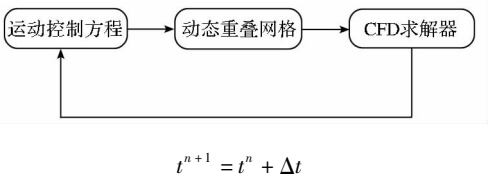


图1　运载火箭芯级、助推级分离过程求解示意图

Fig. 1　Illustration for the separation procedure of central stage and booster stage of a carrier rocket

2　计算结果及分析

2.1　方法验证

通过数值模拟 Titan IV[9]大型运载火箭的超音速绕流验证本文提出的重叠网格方法对运载火箭的适用性。计算条件为：$M_\infty=1.6$，$Re_L=1.1\times10^7$(基于芯级直径)，$\alpha=0°$。Titan IV 运载火箭外形尺寸见图2，采用 volume method[7] 和 vertex method[7]优化方法进行洞面优化的重叠网格见图3。

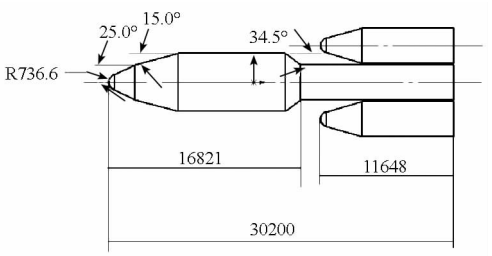


图2　Titan IV 运载火箭外形尺寸图

Fig. 2　Outline dimensional drawing of the Titan IV carrier rocket

图4给出火箭芯级和助推级对称流场等马赫线图，图5给出了两种优化方法计算 Titan IV 芯

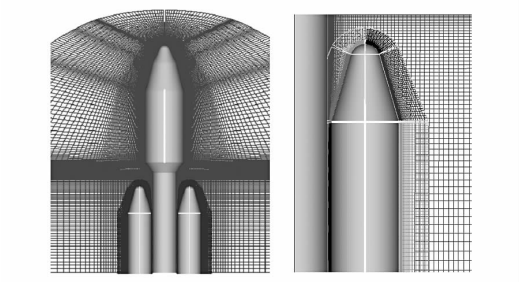


图 3　Titan IV 运载火箭芯级和助推级重叠网格图

Fig. 3　Overset grids of central and booster stages of the Titan IV carrier rocket

级中心线上的压力分布与实验值的比较,其中 Pref 为来流压强。由图 5 可以看出,计算结果与实验值吻合得很好。因为在风洞实验中,芯级与助推级间存在连接机构,导致实验的峰值点略高。

本算例表明,本文采用的重叠网格方法适用于运载火箭流场的数值模拟。

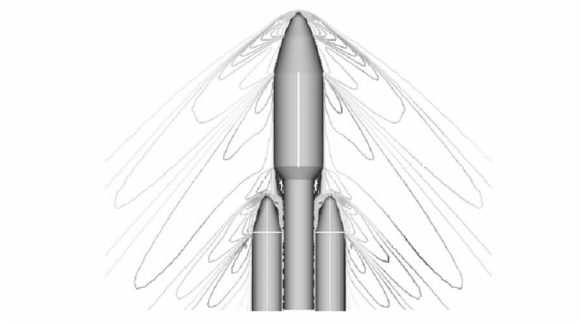


图 4　Titan IV 运载火箭对称面流场等马赫线图

Fig. 4　Mach contour plot of flow field on the symmetric plane of the Titan IV carrier rocket

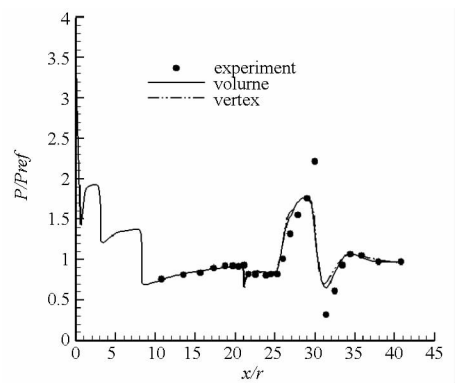


图 5　Titan IV 运载火箭芯级中心线压力分布

Fig. 5　Pressure distribution of the center line on the center stage of the Titan IV carrier rocket

2.2　KSR-Ⅲ运载火箭芯级、助推级分离的主要影响因素分析

KSR-Ⅲ[10] 运载火箭的外形和尺寸见图 6。分离初始时刻,火箭攻角 0°,侧滑角 0°。所以助推级姿态主要由助推级和芯级之间的距离 Δr 和助推级相对于芯级的转角 θ 决定,距离和转角的定义见图 7,具体计算状态参数见表 1。

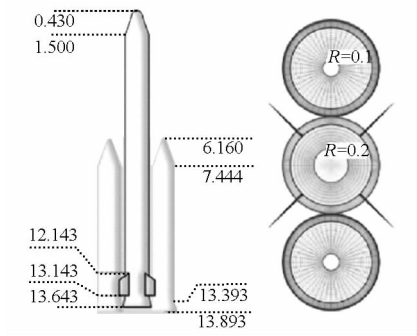


图 6　KSR-Ⅲ运载火箭模型图和尺寸图

Fig. 6　The model and outline dimensional drawings of KSR-Ⅲ carrier rocket

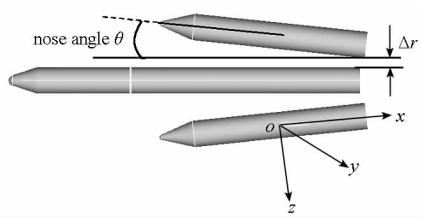


图 7　KSR-Ⅲ助推级姿态参数及计算坐标的定义

Fig. 7　Definitions of the gesture parameters and computing coordinates for booster stage of the KSR-Ⅲ rocket

表 1　计算状态参数

Tab. 1　Parameters of computing status

Ma	*Re*	分离距离 Δr/m	分离转角 θ/(°)
2.0	9.0047×10^6	0.2 0.3 0.4 0.5 0.6 0.7 0.9 1.1 1.3 1.5	−6 −4 −2 0 2 4 6

运载火箭实际飞行中,芯级和助推级底部存在尾喷管。在芯级和助推级分离时,助推级尾喷管燃料已经消耗完毕,所以,助推级尾部不存在喷流,而芯级尾喷管燃料仍在燃烧,所以芯级尾部存在喷流。芯级和助推级重叠网格及底部边界条件见图 8。芯级底部喷流条件的流动参量值由燃烧室条件给出[11],采用冷却气体假设,喷口处的流动马赫数 $Ma_{exit}=2.86$,$\dfrac{\rho}{\rho_{\inf}}=\dfrac{P}{P_{\inf}}=1.084$。

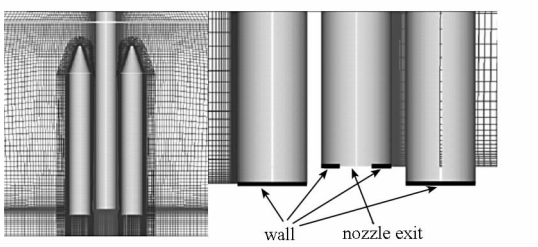


图 8　KSR-Ⅲ芯级、助推级重叠网格及底部边界条件图

Fig. 8　Grids and bottom boundary conditions of the KSR-Ⅲ rocket

图 9 给出初始时刻 KSR-Ⅲ运载火箭芯级、助

推级对称面和壁面的压力云图,从图中可以清晰地看到激波、膨胀波、喷流等基本流动特征。超音速气流受到芯级头部阻滞形成弓形激波,在芯级头部和柱体结合处减压增速形成膨胀波;气流进一步受到助推级头部阻滞作用,在助推级头部形成弓形激波,使得助推级头部形成对称的局部高压区,在助推级头部和柱体结合处,气流减压增速形成新的膨胀波。助推级头部激波和柱体部膨胀波在芯级和助推级间发生波的入射和反射现象。芯级底部因为喷流形成膨胀波,流动从芯级和助推级间的缝隙流出后,在芯级底部和助推级底部各形成一道膨胀波,且芯级膨胀波直接入射到助推级壁面上,这三道膨胀波在芯级和助推级底部发生复杂的膨胀波 - 膨胀波干扰现象。

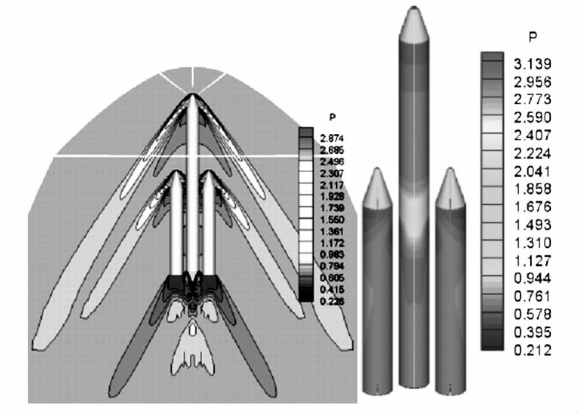


图 9　KSR-Ⅲ芯级、助推级初始时刻 $\Delta r = 0.2$m 对称面和壁面压力分布图

Fig. 9　Pressure contours of the symmetric plane where $\Delta r = 0.2$m and wall plane for central and booster stages of the KSR-Ⅲ rocket at the beginning

图 10 为助推级无量纲力系数、无量纲力矩系数随距离的变化曲线图,轴向力系数 *Cx* 几乎不变,法向力系数 *Cz* 有较小幅度增加,力矩系数 *My* 逐渐减小,且力矩系数由正值减小为负值。这是因为随着距离的增大,助推级头部激波和柱体连接处膨胀波的入射和反射现象逐渐减弱,且激波和膨胀波的强度逐渐降低,芯级底部喷流形成的膨胀波和底部区域的膨胀波间的干扰逐渐减弱,上述波与波之间的复杂干扰引起助推级壁面压力分布发生变化,从而导致助推级力系数、力矩系数发生变化。

图 11 为助推级无量纲力系数、无量纲力矩系数随助推级分离转角的变化曲线,随着助推级转角由 -6°增加到 6°,轴向力系数 *Cx* 几乎不变,法向力系数 *Cz* 由负值增加到正值,力矩系数 *My* 由负值增加到正值。这是因为助推级转角的存在使得助推

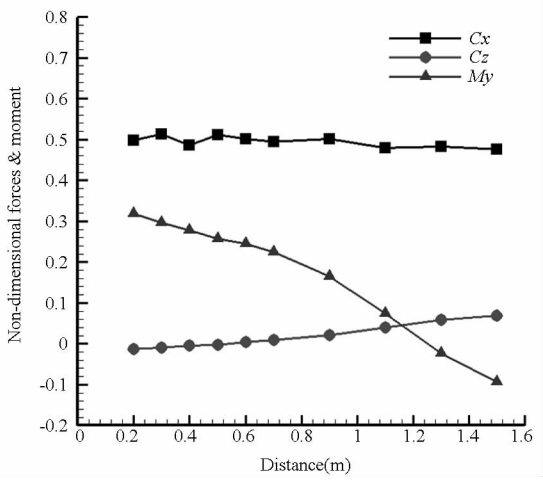


图 10　助推级力、力矩随距离的变化曲线($\theta = 0°$)

Fig. 10　The variation of forces and momentums for the booster stage with different distances ($\theta = 0°$)

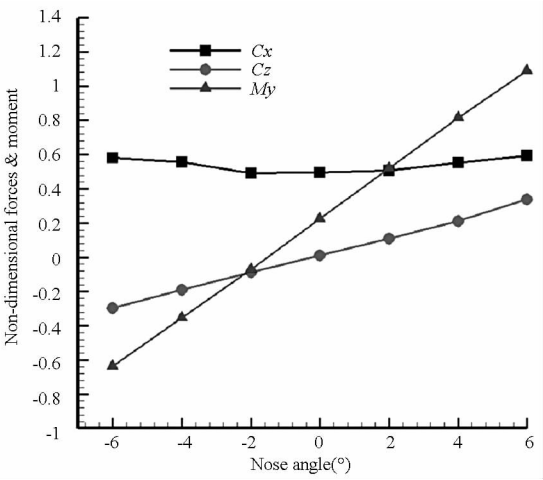


图 11　助推级力、力矩随转角的变化曲线($\Delta r = 0.7$m)

Fig. 11　The variation of forces and momentums for the booster stage with different nose angles ($\Delta r = 0.7$m)

级两边流动呈现非对称性,从而导致助推级两边压力分布呈现非对称性。当助推级转角为负时,助推级头部高压区在远离芯级一面,芯级底部和助推级底部距离较远,膨胀波之间的干扰较弱,从而产生较大的负向力矩,不利于助推级的分离;当助推级转角为正时,助推级头部高压区在靠近芯级一面,芯级底部和助推级底部距离较近,底部膨胀波之间的干扰较强,从而产生较大的正向力矩,有利于助推级的分离,具体流场结构见图 12。

2.3　KSR-Ⅲ运载火箭芯级、助推级分离

本节通过耦合求解非定常 NS 方程和 6DOF 运动方程,数值模拟 KSR-Ⅲ运载火箭芯级、助推级自由分离过程和附加外力分离过程。在自由分离过程中,助推级只受气动力和自身重力作用。

助推级的物理特性参数见表 2,计算状态初始参数见表 3。初始时刻助推级 x, y, z 3 个方向

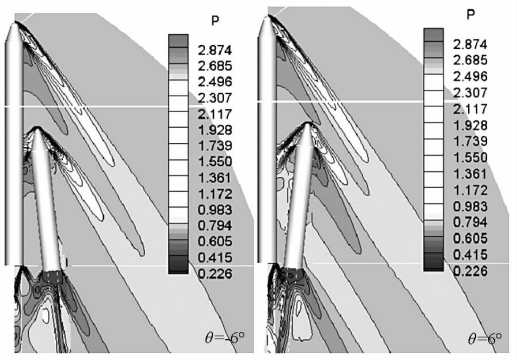


图 12　助推级不同转角对称面压力等值线图($\Delta r = 0.7$m)

Fig. 12　Pressure contour maps for the booster stage with different nose angles ($\Delta r = 0.7$m)

姿态角均为 0°、3 个方向速度和加速度也均为 0。计算时间步长 $\Delta t = 0.005$s。

由 2.2 节可知,除助推级自身重力外,影响助推级分离有以下两个因素:1)助推级头部产生的弓形激波,该弓形激波先入射到芯级表面,然后在芯级表面发生反射,反射波重新入射到助推级表面,导致助推级靠近芯级一侧压力增大,从而增加助推级的轴向力和法向力,并产生正的偏航力矩;2)芯级底部产生的膨胀波,膨胀波作用到助推级靠近芯级一侧靠下部分壁面上,从而产生负的偏航力矩。助推级在自身重力和上述激波、膨胀波的作用下开始分离,具体分离过程见图 13。

表 2　助推级物理特性参数

Tab. 2　Physical parameters of the booster stage

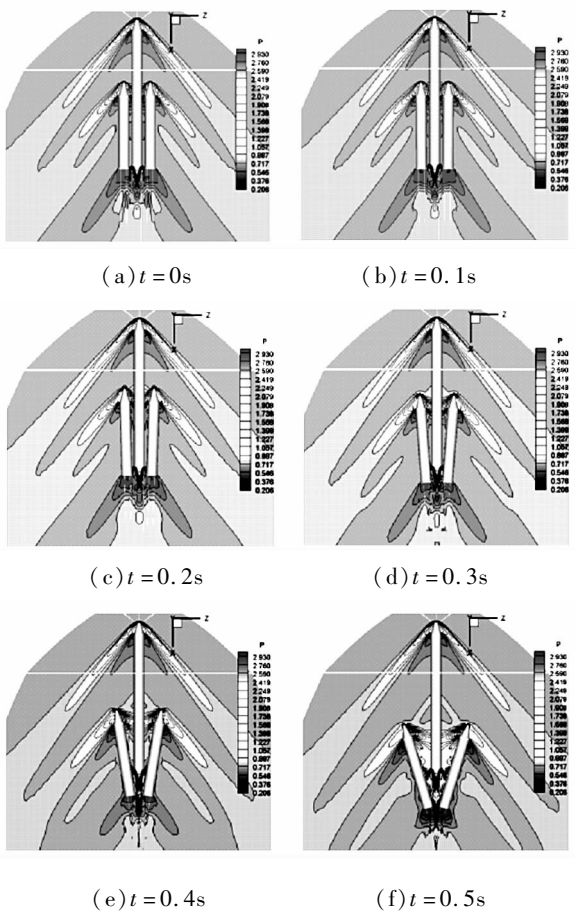
质量 kg	*Ixx* kg·m²	*Iyy* kg·m²	*Izz* kg·m²	质心 *m*	*Lref* *m*	*Sref* m²
2000	796.29	13380.86	13380.86	0,0,0	1.0	0.7854

表 3　计算状态参数

Tab. 3　Parameters of computing status

Ma	*Re*	攻角 (°)	侧滑角 (°)	弹道倾角(°)	g (m/s²)
1.7	1.431×10^7	0	0	90	9.8

由图 13 可以看出,运载火箭芯级、助推级自由分离时,存在分离初期分离过程太慢和分离后芯级、助推级间距离很近两个问题,为解决这两个问题从而保证火箭芯级和助推级安全分离,通常在助推级分离初期施加一定大小的外力,如图 14 所示,在助推级前端和尾部施加外力 *F*1 和 *F*2,从而加快助推级在初始时刻的分离。本文通过在助推级质心上施加不同的外力和外力矩替代图 14 所示外力 *F*1 和 *F*2 的作用,模拟 KSR-Ⅲ运载火箭芯级、助推级在外力作用下的分离过程。在计算中施加 *z* 向力系数 $Cz = 0.6$ 和 *y* 向力矩系数 $My = 2.9$,且均为无量纲值。外力和外力矩的作用时间段为 0.05s。



(a) $t = 0$s　(b) $t = 0.1$s

(c) $t = 0.2$s　(d) $t = 0.3$s

(e) $t = 0.4$s　(f) $t = 0.5$s

图 13　KSR-Ⅲ助推级在不同时刻位置及对称面压力图

Fig. 13　Pressure contours of booster stage of the KSR-Ⅲ rocket at different places and times

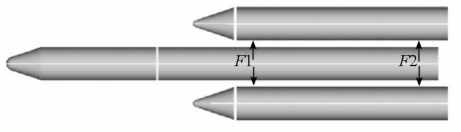


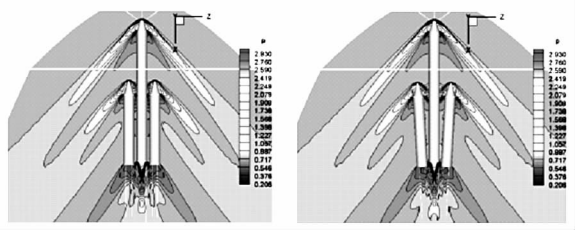
图 14　KSR-Ⅲ助推级施加外力示意图

Fig. 14　The ejection model of booster stage of the KSR-Ⅲ rocket

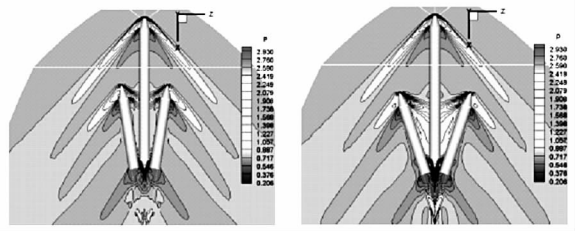
图 15 给出助推级在外力作用下不同时刻位置及不同位置处对称面压力分布图,图 16 给出助推级分离示意图。由图可以看出,在外力作用下,火箭助推级和芯级可以安全分离,且在分离的各个时刻,芯级底部喷流形成的膨胀波和芯级、助推级底部膨胀波发生复杂的膨胀波 - 膨胀波干扰,随着助推级和芯级的分离,干扰逐渐减弱,芯级与助推级安全分离。

3　结论

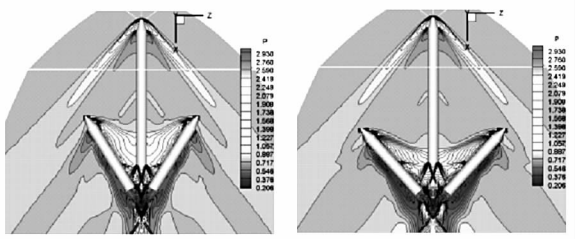
本文首先通过 Titan IV 运载火箭算例验证数值模拟方法对模拟运载火箭芯级和助推级分离过



(a) $t=0$s　　(b) $t=0.1$s



(c) $t=0.2$s　　(d) $t=0.3$s



(e) $t=0.4$s　　(f) $t=0.45$s

图15　KSR-Ⅲ助推级在外力作用下不同时刻位置及对称面压力图

Fig. 15　Pressure contours of booster stage of the KSR-Ⅲ rocket with ejection forces at different places and times

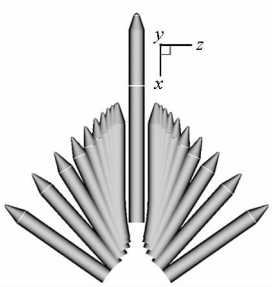


图16　KSR-Ⅲ助推级外力作用下分离示意图

Fig. 16　Illustration of the separation of booster stage of the KSR-Ⅲ rocket with ejection forces

程的适用性,然后数值模拟了KSR-Ⅲ运载火箭助推级与芯级的分离过程,得到以下结论:

(1) 本文采用的数值模拟方法能正确预测火箭芯级与助推级间复杂的流动现象,计算结果与实验值吻合。

(2) 助推级和芯级间距离对助推级气动特性影响较小,助推级转角变化对助推级气动特性影响较大。由于助推级转角的存在,助推级两边的流动呈现非对称性。助推级正向偏航角有利于助推级法向位移和正向偏角的建立,有利于助推级的安全分离。

(3) 在助推级和芯级的分离过程中,存在着复杂的激波反射、入射现象和膨胀波-膨胀波干扰现象,波与波之间的干扰导致助推级的气动特性呈现一定程度的非线性。随着芯级和助推级距离的增大,底部膨胀波-膨胀波之间的干扰逐渐减弱;随着助推级转角由负到正逐渐增大,底部膨胀波-膨胀波的干扰由弱变强。

(4) 在运载火箭芯级、助推级自由分离过程中,虽然助推级和芯级能够分离,但是存在分离初期分离过程太慢和分离后芯级、助推级间距离很近两个问题。

(5) 在运载火箭芯级、助推级强迫分离过程中,通过在助推级质心处施加外力和外力矩,可以使助推级在分离初始阶段迅速建立轴向位移、法向位移和正偏航角,随着时间的增加,助推级速度和角速度迅速增大,从而保证助推级和芯级能够迅速、安全地分离。

参考文献(References)

[1] 甘楚雄, 刘翼湘. 弹道导弹与运载火箭的总体设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 1996: 23-81.
GAN Chuxiong, LIU Yixiang. Overall design of ballistic missile and carrier rocket[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1996: 23-81. (in Chinese)

[2] Palmer G, Buning P. Three-dimensional computational analysis of complex launch vehicle configurations[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1996, 33(1): 49-53.

[3] Taylor S, Wang J C T. Launch-vehicle simulations using a concurrent, implicit navier-stokes solver[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1996, 33(5): 601-606.

[4] 阎超. 计算流体力学方法及应用[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.
YAN Chao. Computational fluid dynamics methods and applications[M]. Beijing: Beihang University Press, 2006. (in Chinese)

[5] 韩丹夫, 吴庆标. 数值计算方法[M]. 杭州: 浙江大学出版社, 2006.
HAN Danfu, WU Qingbiao. Numerical computation methods[M]. Hangzhou: Zhejiang University Press, 2006. (in Chinese)

[6] 李跃军. 飞行器强迫运动和自由飞的非定常流动数值模拟[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2007.
LI Yuejun. Numerical simulation of unsteady flow for aircrafts' forced movement and free flight[D]. Beijing: Beihang University, 2007. (in Chinese)

[7] Fan J J, Yan C, Zhang H. Improvement of hole-surface optimization technique in overset grids and its application[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(6): 1127-1133.

[8] Fan J J, Yan C. Enhancement and application of overset grid assembly[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2010, 23(6): 631-638.

[9] Taylor S, Wang J. Launch-vehicle simulations using a concurrent, implicit navier-stokes solver[R]. AIAA 95-0223, 1995.

[10] Ok H, Kim I, Ra S H, et al. Determination of the separation forces of the strap-on boosters[R]. 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2004.

[11] Ko S H, Kim C. Separation motion of strap-on boosters with base flow and turbulence effects[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2008, 45(3): 485-494.