

吸气式高超声速飞行器助推分离过程数值仿真*

闻讯, 柳军, 夏智勋

(国防科技大学空天科学学院, 湖南长沙 410073)

摘要:针对吸气式高超声速冲压发动机验证性试验特殊的飞行环境和助推分离条件,以某轴对称吸气式高超声速飞行器级间分离问题为具体研究对象,采用非结构网格局部网格重构技术和非定常问题非定常六自由度问题仿真方法,对该复杂构型飞行器助推分离过程进行数值计算。研究得到弱干扰冷态分离状态下飞行器及助推器的运动参数和气动参数在分离过程中的发展规律。对0.3 s内助推器的位移轨迹进行分析,判断分离方案的可行性,并给出最佳的分离工况条件。

关键词:高超声速飞行器;助推分离;气动特性;非定常数值计算

中图分类号:TN95 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2019)01-034-07

Numerical simulation of booster separation for an air-breathing hypersonic vehicle

WEN Xun, LIU Jun, XIA Zhixun

(College of Aeronautics and Astronautics, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Aiming at the special environment of the air-breathing hypersonic ramjet flight test, especially the booster separation conditions, the multi-body separation of an axisymmetric hypersonic aircraft was studied. Six degrees of freedom solver and local mesh reconstruction based on non-structured mesh method were proposed to simulate the separation process. Results include motion parameters of the booster and the aerodynamic characteristics ranging from 0 ms to 300 ms for the aircraft under the weak perturbation states. Meanwhile, the trajectory curve of separation was demonstrated. Finally, the feasibility of the subsequent scheme was estimated and the optimal conditions for the separation reached requirement of mild interference.

Keywords: hypersonic vehicles; booster separation; dynamic characteristics; unsteady solution

吸气式高超声速飞行器是典型的高动态临近空间飞行器,具有飞行速度快、机动性能好等优点^[1-3],是近年来国际军事研究热点,其相关研究已列入多国战略技术部署计划^[4-5]。为了达到启动条件,吸气式高超声速飞行器必须借助运载器提速,并在指定弹道高度实现助推分离,助推分离过程属于典型的多体分离问题^[6-9]。

针对多体分离问题,目前已开展多项相关研究并取得了一定进展。张海瑞等^[10]采用重叠网格技术对子母弹分离过程进行了数值研究,研究发现,满足俯仰角速度分离指标比满足俯仰角条件更苛刻。Chamberlain等^[11]对整流罩分离问题进行了高精度数值仿真研究,研究发现,在抛罩分离指令下达后的一段时间内,罩体的尾流区域仍影响后体的流场分布。多体分离过程通常存在多体干扰问题^[12-15],王元靖等^[16]在超声速多体分

离实验中发现载荷模型的气动特性受分离位置的影响而变化显著。Togashi等^[17]采用非结构网格对投弹问题进行了数值仿真研究,得到了分离过程中清晰的激波干扰图像,且与风洞纹影实验结果吻合。Li等^[18]通过改变分离条件对火箭转级过程进行了研究,得到不同分离距离下的级间区流场分布差异。然而,关于多体分离问题的快速非定常数值计算方面的研究较少,尤其针对前体飞行器通流快速非定常数值计算的研究,对其分离规律和机理仍没有明确的结论。

随着网格构建技术的逐渐发展,多种网格模型可应用于多体分离问题的求解,主要包括整体网格变形技术、动网格技术、局部网格重构技术以及嵌套网格技术等^[19]。这使得复杂构型飞行器的非定常数值研究成为可能。

* 收稿日期:2018-03-18

基金项目:国家自然科学基金资助项目(11702322)

作者简介:闻讯(1988—),女,辽宁营口人,博士研究生,E-mail:xwentst@163.com;

柳军(通信作者),男,研究员,博士,博士生导师,E-mail:liujun19711019@sina.com

本文针对带圆顶泄流以及减速板布局的试飞器构型,采用非结构网格下的局部网格重构技术,提出适用于求解复杂构型多体分离问题的六自由度非定常方法。并采用重叠网格技术加快收敛,对该构型在四组弱干扰冷态分离条件下进行数值仿真,得到试飞器在不同分离条件下的流场布局和气动特性。通过对仿真结果的分析得到最优来流分离条件。

1 物理模型

1.1 几何模型

带级间泄流结构以及减速板构造的转级阶段试飞器气动模型如图 1 所示,该试飞器主要由吸气式高超声速飞行器、级间段和助推器三部分组成,气动模型总长约 8 m。飞行器采用头部进气、多模块进气道以及中心燃烧的固体冲压式发动机构型,尾部共有四片舵面和导流块,呈“×”字布局。级间段采用圆顶泄流结构,助推器主体为直径 0.6 m 圆柱结构,沿助推器左右两侧对称布置四片减速板(见图 2),全部张开时相对于飞行器纵向对称面呈迎风 70°,助推器尾部共有四片尾翼,呈“×”字布局,翼展约 2 m。

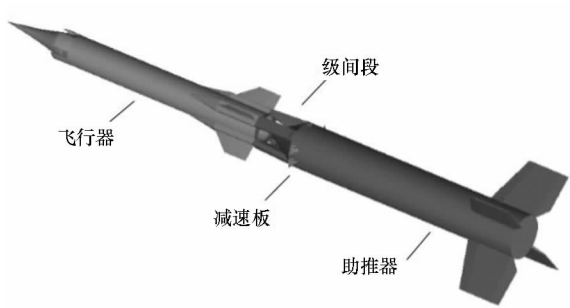


图 1 试飞器气动外形图
Fig.1 Vehicle geometric shape

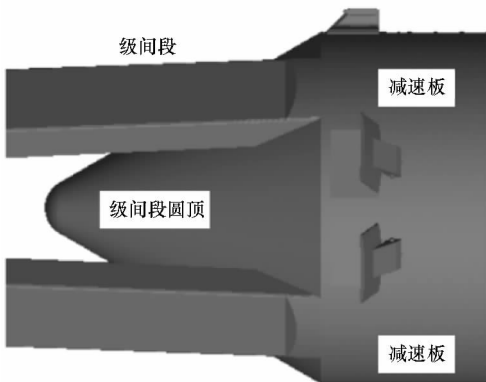


图 2 分离组件局部放大图
Fig.2 Enlargement of separation components

1.2 基准网格

计算所使用的基准网格是借助 ICEM 软件

生成的,根据分离模型特点对气动模型表面做了适当加密。生成模型的表面网格后,采用八叉树方法生成计算域的体网格,并进行网格质量优化。最终生成四面体网格规模约为 112 万,多重网格层数为 5。图 3 和图 4 分别给出了气动模型纵向对称面网格和体轴水平截面网格示意图。

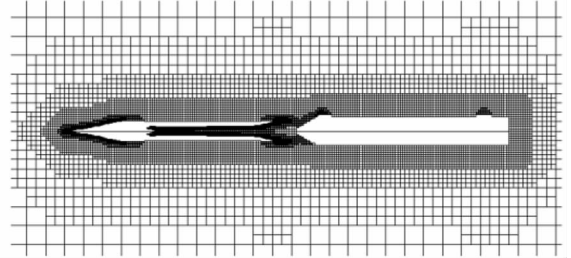


图 3 网格外形纵向对称面网格

Fig.3 Grid profile on the longitudinal symmetrical surface

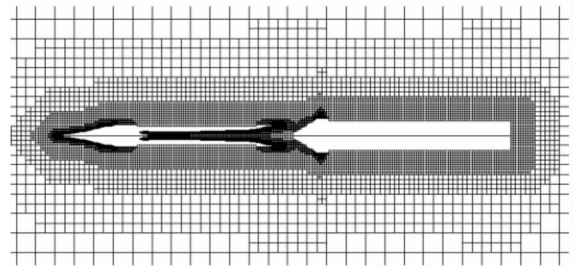


图 4 网格外形体轴水平截面网格

Fig.4 Grid profile on the horizontal center surface

2 数值方法及分离条件

2.1 六自由度运动方程及求解

建立与前体固连的惯性坐标系和与后体(分离刚体)固连的本地坐标系。在惯性坐标系中求解有运动边界条件的流动问题,三维 N-S 方程如式(1)所示。

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V Q dV + \oint_S F_c(Q, x_c) = \oint_S F_v(Q) \cdot ndS \quad (1)$$

式中: Q 为守恒变量; F_c 为无黏通量; F_v 为黏性通量; x_c 为网格移动速度。

本体坐标系下,针对分离刚体可以得到式(2)~(4)。

$$M = I \cdot \frac{d\omega}{dt} + \omega \times (I \cdot \omega) \quad (2)$$

$$I = \begin{bmatrix} I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_y & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_z \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\begin{bmatrix} \frac{d\varphi}{dt} & \frac{d\theta}{dt} & \frac{d\phi}{dt} \end{bmatrix}^T = \begin{bmatrix} 1 & \tan\theta\cos\varphi & \tan\theta\sin\varphi \\ 0 & \cos\varphi & -\sin\varphi \\ 0 & \sin\varphi/\cos\theta & \cos\varphi/\cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (4)$$

其中： M 为外力对刚体质心的合力矩； I 为刚体惯性矩张量； $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 分别为刚体的角速度 ω 在本体坐标系下三个方向的分量； φ 为滚转角； θ 为俯仰角； ϕ 为偏航角。

2.2 分离条件

非定常六自由度计算的初始条件是通过定常计算得到的，数值模拟的来流条件为：马赫数 4.3，高度 14 km，助推器分离的初始角速度和初始线速度均为零，其他初始参数见表 1。

表 1 助推器分离初始参数

Tab.1 Initial parameters for booster separation

质量/ kg	质心位置/ mm	转动惯量/ (kg · m ²)	初始欧 拉参数
450	6367, 0, 0	53, 858, 858	1, 0, 0, 0

基于上述基础工况再参考不同来流攻角和侧滑角条件设计四组算例，用于考察来流条件波动对安全分离结果的判断和影响，算例条件及编号说明在表 2 中给出。

采用四核 2.67 GHz 主频、12 GB 内存的 Inter Core i7 CPU 920 处理器开展本算例的非定常计算工作，完成每个时间状态点的循环迭代计算约需要 6.5 h，若取用 30 ms 作为非定常计算的时间间隔，则完成 300 ms 的单状态计算周期为 3 d。

表 2 算例来流参数说明

Tab.2 Flow parameter description

算例编号	动压/Pa	攻角/(°)	侧滑角/(°)
A0B0	182 526	0	0
A5B0	182 526	5	0
A0B2	182 526	0	2
A5B2	182 526	5	2

3 结果与讨论

采用非定常的计算方法得到试飞器在四种分离条件下飞行器 YZJ 和助推器 ZTQ 的气动阻力和分离速度，定义分离力 Δ 为 ZTQ 和 YZJ 两者阻力的差值，并将其作为一项分离指标， Δ 为正值时即可实现分离。另外，定义分离加速度比 Rat 为

YZJ 加速度比与 ZTQ 加速度的商值，不大于 1 的分离加速度比被认为对分离有利。

3.1 分离过程

图 5 给出了各算例在分离过程中的机体阻力及气动分离力，图 6 给出了各算例在分离过程中的分离加速度及分离加速度比。其中，带攻角状态结果用实心符号表示、带侧滑角状态结果用实线表示。由图 5 可见，在分离过程中 YZJ 气动阻力在分离初始时刻稍有波动，约在 100 ms 以后流场稳定，阻力基本不再变化。从状态对比的数值上看，A5B0 和 A5B2 状态阻力较 A0B2 和 A0B0 状态阻力略大。分离力曲线变化趋势主要受 ZTQ 阻力发展规律影响，总体上先稍有减小后迅速增大，且带攻角状态的增长趋势更强。不难发现，图 6 中的加速度与图 5 中的阻力之间存在正比例关系。另外从图 6 中右侧坐标值所对应的分离加速度比数值来看，分离加速度比在整个分离过程中均保持在安全值 0.8 以内，无攻角状态最大值不超过 0.2，

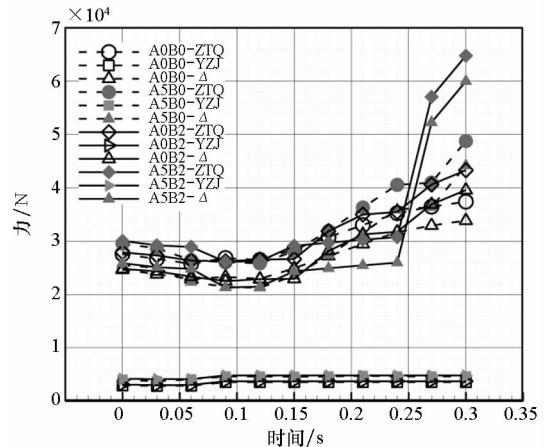


图 5 机体阻力及气动分离力对比曲线

Fig.5 Comparison curve of body forces and aerodynamic separation forces

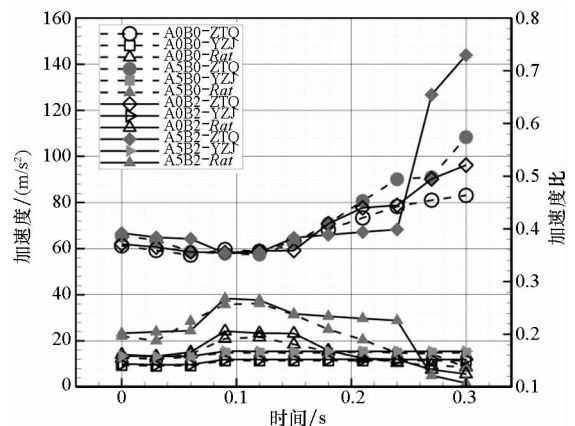


图 6 分离加速度及分离加速度比对比曲线

Fig.6 Comparative curve of separating acceleration and separating acceleration ratio

其余状态最大值约 0.3,满足安全分离需求。

助推器线速度分布如图 7 所示,助推器角速度分布如图 8 所示。由图 7 线速度变化曲线可知,X 方向分离运动最为明显,随时间发展近似呈二次曲线变化规律,助推器分离运动由快至慢的工况顺序依次是 A5B2、A5B0、A0B2、A0B0。分析最佳分离来流条件,除了分离速度可作为一个参考指标以外,分离的安全性、稳定性、可靠性都很重要,本文从角速度以及周向线速度的角度来考核后三项重要指标。从 Y 方向的线速度结果分析来看,无攻角对应两组工况的助推器分离线速度更小,即认为工况 A0B0 和 A0B2 的 Y 方向分离更满足上述指标;而在 Z 方向无侧滑角对应的两组工况在 Z 方向的线速度基本为零,假设控制系统完善,鉴于安全分离的考虑,工况 A0B2 是更合适的选择。由图 8 角速度分离曲线可知,A0B0 和 A5B0 状态 Y 方向角速度基本为零,Z 方向角速度相对很小,可认为其对应翻转运动较弱。A5B2 和 A5B0 在 X 方向运动最为明显,Y 方向运动和 Z 方向运动对应最明显的状态是 A0B2 和 A5B2,且

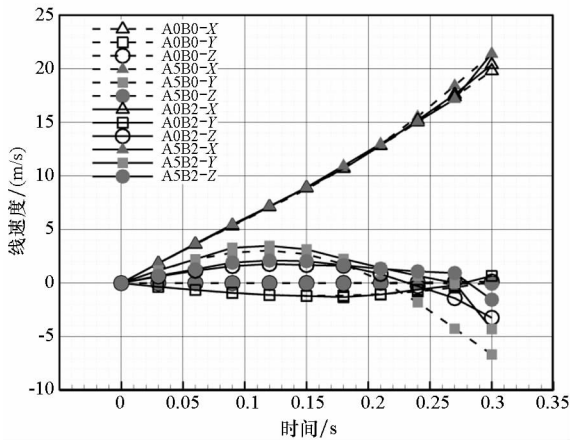


图 7 助推器线速度分布

Fig. 7 Line velocity distribution for booster

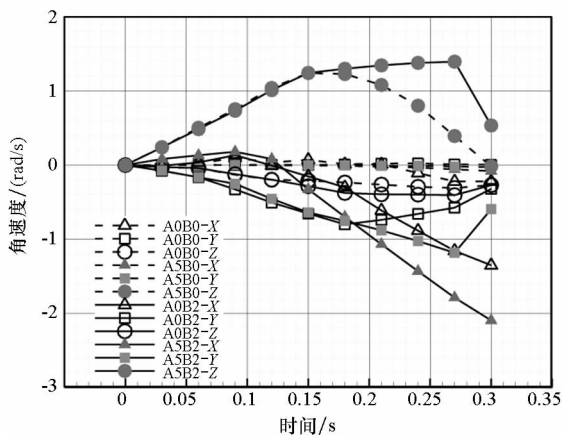


图 8 助推器角速度分布

Fig. 8 Angular velocity distribution for booster

角速度增长较快,伴有非常明显的滚转运动;同时,分离过程中 A5B2 状态助推器的滚转运动较 A5B0 和 A0B2 更为明显,A0B2 其次,A0B0 状态飞行器滚转效应最弱。

计算得到 300 ms 内试飞器在 A0B0 状态下纵向对称面流场密度云图如图 9 ~ 14 所示,图中 Rho 表示无量纲密度,是流场当地密度与来流密度的比值,该变量的流场等值线分布在一定程度上可反映激波的形态。在初始时刻,来流在前体飞行器头部产生弓形激波,进气道捕捉大部分流量,激波在内流道中经内壁面多次反射交叉后在喷管处膨胀,然后经级间段泄流的气体在后体助推器头部圆顶位置再次产生明显的弓形激波。在 60 ms 时刻,试飞器整体的激波形态接近初始时刻,从级间段附近网格变化可知后体助推器位置略后移。在 90 ms 时刻,分离距离继续增大。分离过程对前体飞行器流场形态产生微弱影响,前体尾喷管出口低压区面积增大。在此基础上,分离距离在 150 ms 和 210 ms 时刻进一步增大,且助推器姿态及位置发生较明显的变化。至 300 ms 时刻已基本飞离前体尾流影响域。

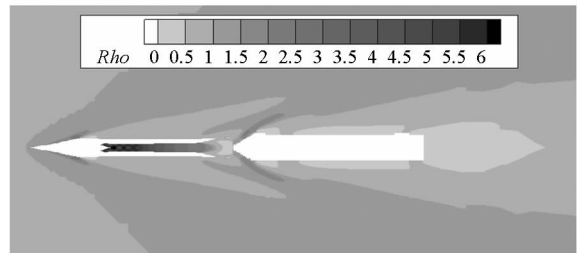


图 9 0 ms 时 A0B0 状态流场密度云图

Fig. 9 Flow field density contour for A0B0 on 0 ms

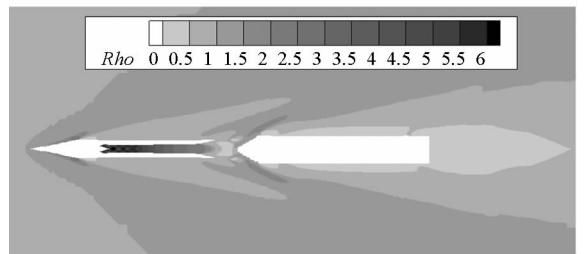


图 10 60 ms 时 A0B0 状态流场密度云图

Fig. 10 Flow field density contour for A0B0 on 60 ms

3.2 气动分析

图 15 ~ 18 分别给出了飞行器在 300 ms 分离过程中的升力系数、阻力系数、侧向力系数以及俯仰力矩系数随时间的变化曲线。从结果分析得到,工况 A5B2 和 A5B0 气动结果接近,但侧向力系数有差异,这主要是侧滑角方向相对更强的来流条件所致。同时,工况 A0B2 和

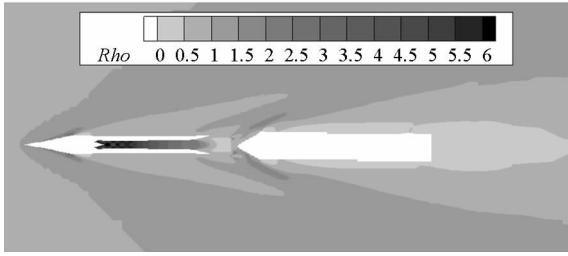


图 11 90 ms 时 AOB0 状态流场密度云图

Fig. 11 Flow field density contour for AOB0 on 90 ms

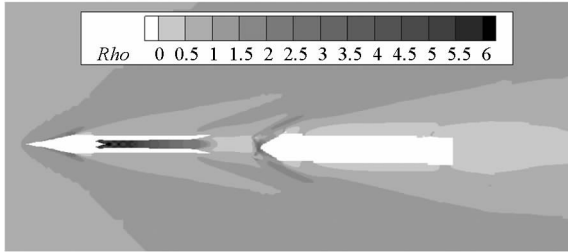


图 12 150 ms 时 AOB0 状态流场密度云图

Fig. 12 Flow field density contour for AOB0 on 150 ms

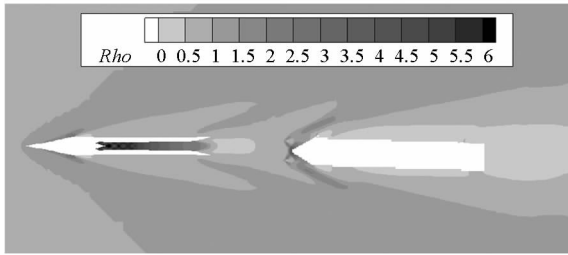


图 13 210 ms 时 AOB0 状态流场密度云图

Fig. 13 Flow field density contour for AOB0 on 210 ms

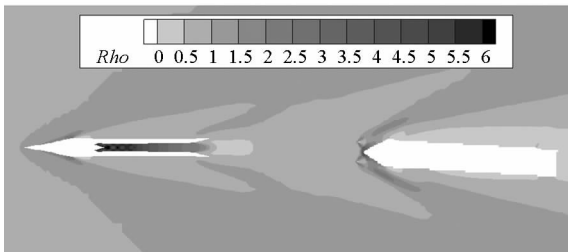


图 14 300 ms 时 AOB0 状态流场密度云图

Fig. 14 Flow field density contour for AOB0 on 300 ms

AOB0 状态下的飞行器气动结果接近,且相对受分离扰动影响更小、数据波动更小。分离初始时期阻力系数变化是分离过程中喷管处压力场差异造成的。从俯仰力矩数据来看:工况 A5B0 和 A5B2 状态下飞行器存在低头力矩且有逐渐增大的趋势;而工况 AOB0 和 AOB2 存在一个小的抬头力矩且波动较小,这对于飞行器维持静稳定飞行状态更有利。

当分离距离大于 3 倍前体直径,即大于 1.2 m 时即可认为助推器安全分离。图 19 为四组算例

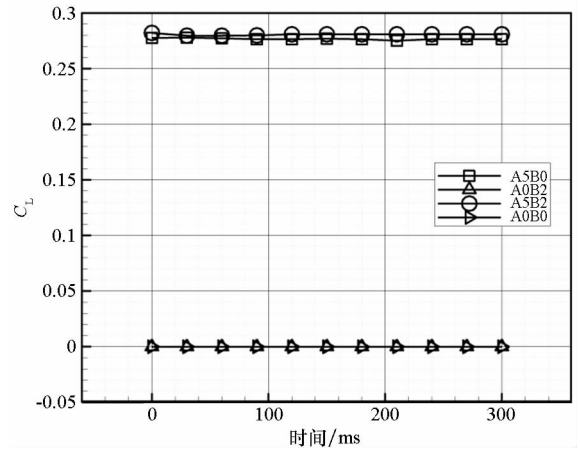


图 15 升力系数随分离时间变化曲线

Fig. 15 Lift coefficient curve on the separation time

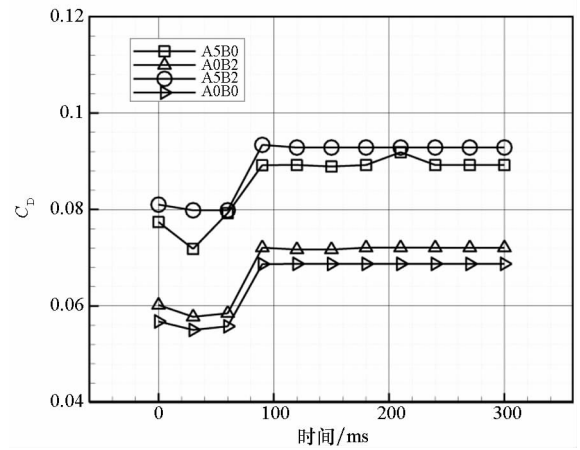


图 16 阻力系数随分离时间变化曲线

Fig. 16 Drag coefficient curve on the separation time

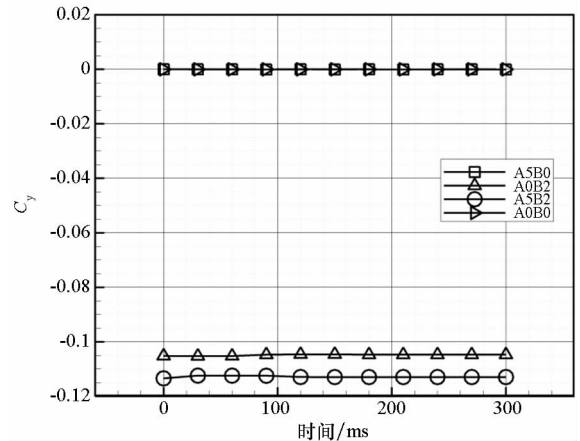


图 17 侧向力系数随时间变化曲线

Fig. 17 Lateral coefficient curve on the separation time

的飞行器与助推器的分离矢量距离随时间的变化曲线。由图可知,0.3 s 内四组工况的分离距离随时间的变化曲线十分接近,均呈抛物线型分布,这说明该方案在弱干扰冷态分离条件下的适应性较好,同时 0.3 s 计算状态下四组工况均实现了助推器的有效分离。另得到 0.1 s 时分离距离约为

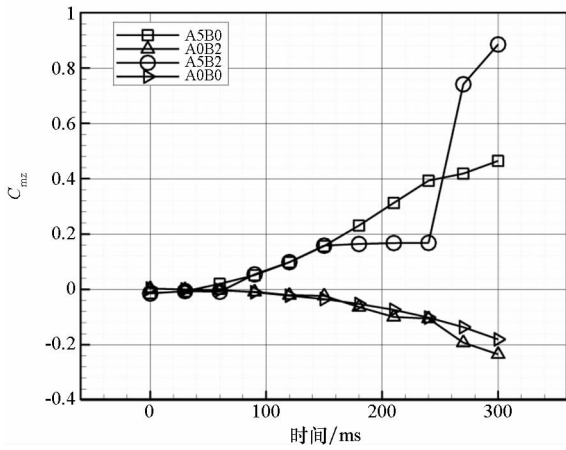


图 18 俯仰力矩系数随时间变化曲线

Fig. 18 Pitch coefficient curve on the separation time

0.3 m,0.15 s 时的分离距离在 0.6 ~ 0.7 m 范围内,0.3 s 时的分离距离约为 2.8 m。同时,由插

值方法得到的分离距离对应所需要的时间及对应时刻的分离力如表 3 所示。

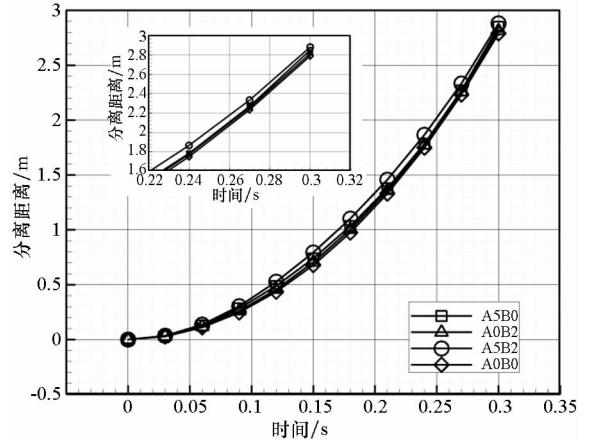


图 19 300 ms 分离距离随时间变化曲线

Fig. 19 Separating curves on the 300 ms separation time

表 3 典型分离位置的分离力及分离时间
 Tab.3 Separation of typical separation position
 and separation time

分离距 离/m	A5B0 状态		A0B2 状态		A5B2 状态		A0B0 状态	
	时间/ms	分离力/N	时间/ms	分离力/N	时间/ms	分离力/N	时间/ms	分离力/N
0	0	18 104	0	25 829	0	17 793	0	25 879
0.5	128.8	21 901	128.4	22 872	127.7	22 202	128.7	23 493
1.0	183.4	27 796	182.8	28 434	181.9	24 938	182.9	27 422
1.5	223.1	33 465	222.9	31 460	221.7	25 645	223.0	30 423
2.0	255.2	36 148	255.8	34 454	255.1	39 150	256.2	32 349

4 结论

本文采用动网格技术和非定常数值计算方法评估了带减速板和泄流圆顶分离结构的助推分离方案的可靠性,解决了助推安全分离问题,并得到各时间节点下的分离结构的流场分布。通过对流场结构的分析得到:在分离初期,助推器级间段的圆顶形成了流体滞止区,使前体飞行器尾喷管流场压强增大,导致飞行器气动阻力减小,进而有利于助推分离;随着分离距离的增加,泄流结构对前体阻力干扰减弱,飞行器阻力增大对安全分离产生不利因素,而减速板加快实现了助推器的分离,能够增加中后期的安全分离的可靠性。

通过对气动力结果的分析发现,在初始分离中,前体飞行器的气动阻力存在先减小再逐渐增大的变化趋势,随后保持在一个较初始值更高的稳定值,即在整个分离过程中存在一个分离力极小值,这个结论与流场显示结果吻合。通过对气

动参数的变化规律以及分离数据的分析发现,来流干扰因素越少对分离越有利,即攻角和侧滑角均为 0 时为最佳分离条件。

参考文献 (References)

- [1] Sziroczak D, Smith H. A review of design issues specific to hypersonic flight vehicles [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2016, 84: 1 - 28.
- [2] Dharavath M, Manna P, Chakraborty D. Tip-to-tail numerical simulation of a hypersonic air-breathing engine with ethylene fuel [J]. Acta Astronautica, 2016, 128: 107 - 118.
- [3] 王宏伟, 郭建国, 林鹏, 等. 临近空间飞行器多体分离气动分析[J]. 飞行力学, 2012, 30(3): 250 - 253. WANG Hongwei, GUO Jianguo, LIN Peng, et al. Aerodynamic analysis on separation of cluster munition in near space [J]. Flight Dynamics, 2012, 30(3): 250 - 253. (in Chinese)
- [4] McClinton C R, Ransch V L, Shaw R J, et al. Hyper-X: foundation for future hypersonic launch vehicles [J]. Acta Astronautica, 2005, 57(2/3/4/5/6/7/8): 614 - 622.
- [5] Lockwood M K, Petley D H, Martin J G, et al. Airbreathing hypersonic vehicle design and analysis methods and

- interactions [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 1999, 35(1): 1–32.
- [6] Ji Y M, Kim Y S, Lee J W, et al. Effect of C. G. and control surface area on supersonic separation of an air-launching rocket from the mother plane [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2010, 14(1): 19–25.
- [7] Feng X, Bai W. Hydrodynamic analysis of marine multibody systems by a nonlinear coupled model [J]. *Journal of Fluids and Structures*, 2017, 70: 72–101.
- [8] 张一帆. 多体分离数值模拟及方法验证[J]. *航空计算技术*, 2013, 43(6): 63–65.
ZHANG Yifan. Validation research on multi-body separation simulation [J]. *Aviation Computing Technology*, 2013, 43(6): 63–65. (in Chinese)
- [9] Santini P, Gasbarri P. General back ground and approach to multibody dynamics for space applications [J]. *Acta Astronautica*, 2009, 64(11/12): 1224–1251.
- [10] 张海瑞, 袁武, 范晶晶, 等. 重叠网格方法研究多子弹抛撒气动问题[J]. *国防科技大学学报*, 2014, 36(5): 15–20.
ZHANG Hairui, YUAN Wu, FAN Jingjing, et al. Investigation of cluster bomb projection aerodynamic problem using overset grid method [J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2014, 36(5): 15–20. (in Chinese)
- [11] Chamberlain R R, Baltar J Y. Time accurate calculation of hypersonic shroud separation [C]//*Proceedings of 31st Aerospace Sciences Meeting*, 1993.
- [12] Ling Q, He Y, He Y, et al. Dynamic response of multibody structure subjected to blast loading [J]. *European Journal of Mechanics—A/Solids*, 2017, 64: 46–57.
- [13] Wasfy T M, Noor A K. Visualization of CFD results in immersive virtual environments[J]. *Advances in Engineering Software*, 2001, 32(9): 717–730.
- [14] Michaels D, Gany A. Modeling and testing of a tube-in-tube separation mechanism of bodies in space [J]. *Acta Astronautica*, 2016, 129: 214–222.
- [15] Nowakowski P, Okninski A, Pakosz M, et al. Development of small solid rocket boosters for the ILR-33 sounding rocket[J]. *Acta Astronautica*, 2017, 138: 374–383.
- [16] 王元靖, 钱丰学, 畅利侠, 等. 超声速条件下多体干扰与分离试验研究[J]. *实验流体力学*, 2014, 28(3): 58–62.
WANG Yuanjing, QIAN Fengxue, CHANG Lixia, et al. Investigation on multi-body interference and separation by grid force measurement at supersonic condition [J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2014, 28(3): 58–62. (in Chinese)
- [17] Togashi F, Nakahashi K, Ito Y, et al. Flow simulation of NAL experimental supersonic airplane/booster separation using overset unstructured grids [J]. *Computers & Fluids*, 2001, 30(6): 673–688.
- [18] Li Y, Reimann B, Eggers T. Coupled simulation of CFD-flight-mechanics with a two-species-gas-model for the hot rocket staging[J]. *Acta Astronautica*, 2016, 128: 44–61.
- [19] 曾铮, 王刚, 叶正寅. RBF 整体网格变形技术与多体轨迹仿真[J]. *空气动力学学报*, 2015, 33(2): 170–177.
ZENG Zheng, WANG Gang, YE Zhengyin. Enhanced RBF mesh deformation method and multi-body trajectory simulation[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2015, 33(2): 170–177. (in Chinese)