

空射火箭箭机分离过程气动特性仿真

屈亮, 张登成, 张艳华, 胡孟权, 李达

(空军工程大学航空航天工程学院, 陕西西安, 710038)

摘要 为研究内装式空中发射运载火箭在箭机分离过程中的气动特性尤其是大迎角情况下的气动变化规律,应用计算流体力学(CFD)软件中的 $k-\omega$ 模型对火箭气动特性进行了仿真研究,得到火箭气动特性随马赫数和迎角的变化规律,同时对改进后的火箭模型进行气动特性分析。仿真结果表明:发现火箭尾部改进成收敛-扩张型喷管可使火箭下落初期有一个抬头力矩,有利于运载火箭初期快速调整姿态;当快到达预期点火姿态时,由于气动力作用点后移产生的与角速度方向相反的力矩,可迫使运载火箭稳定,从而更容易地捕捉到点火角度,并保证点火时的姿态稳定。

关键词 空射火箭;箭机分离;大迎角;气动特性;非对称涡

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2013.03.007

中图分类号 V475.1 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2013)03-0028-05

Aerodynamic Characteristics Simulation Study of Air-launched Launch Vehicle in the Process of Rocket Separating from Plane

QU Liang, ZHANG Deng-cheng, ZHANG Yan-hua, HU Meng-quan, LI Da

(Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: For studying the aerodynamic characteristics of rocket in the process of the rocket separating from the plane internally carried air-launched launch vehicle, especially when the rocket is at high angle of attack, CFD is applied to the simulation of rocket aerodynamic characteristics. Based on the improvement of rocket shape, the rocket aerodynamic characteristics with Mach number and angle of attack can be obtained. The analysis of the aerodynamic characteristics of the improved rocket model shows that the rocket tail improved into a convergent nozzle is of great benefit to the attitude adjustment. These analyses provide a theoretical foundation for the further research on rocket attitude stabilization and track design.

Key words: rocket; separating; high angle of attack; aerodynamic characteristics; dissymmetrical vortex

内装式空中发射运载火箭的运载器置于载机机舱内,当载机飞行到预定区域并达到预定的高度、速度和航向后,机舱舱门打开,通过外力或运载器自身重力作用使运载器沿着机舱导轨滑出,从而实现与载机的分离。

目前,仅有美国进行了内装式空中发射运载火箭的整体空投试验^[1]。发射时,考虑到载机安全,运载火箭出舱后发动机不能立刻点火工作,需要等待载机飞离危险区域,期间运载火箭本身也需要进行姿态调整,以获得合适的点火姿态。从和载机分离

收稿日期: 2012-10-08

基金项目: 航空科学基金资助项目(20110596007)

基金项目: 屈亮(1987-),男,陕西渭南人,博士生,主要从事飞行力学和飞行仿真研究。

E-mail: lorequiliang@163.com

到点火这段过程中,由于运载火箭在下落时已有了向前的初始速度,加上下落速度以及火箭姿态的变化,迎角会快速变化,这期间的气动特性变化对火箭姿态稳定会产生较大影响。本文对此进行了研究。

1 湍流模型的选择与验证

NASA Ames 研究中心于 1977 年进行了细长体大迎角的气动特性实验研究^[2],NB2 型钝头锥形体几何模型见图 1,数据为:圆形截面,圆锥顶角 20°,钝头半径 0.635 cm,全长 53.3 cm,底部直径 18.82 cm。



图 1 前体大迎角风洞实验模型

Fig.1 Experimental model of nose cone at high angle of attack

FLUENT 仿真计算中选用了 Spalart-Allmaras 和 $k-\omega$ SST 湍流 2 种模型,计算条件与实验条件设为一致,经过 50 多 h 迭代,计算结果收敛,并与 NASA 研究报告中数据进行比较,见图 2。双方程的 $k-\omega$ 模型比单方程的 Spalart-Allmaras 模型精度要高,在 $0^\circ \sim 90^\circ$ 迎角范围内的侧向力系数对数据有较好的跟随性,因此本文采用双方程 $k-\omega$ 模型,同时采用非定常 CFD 仿真。

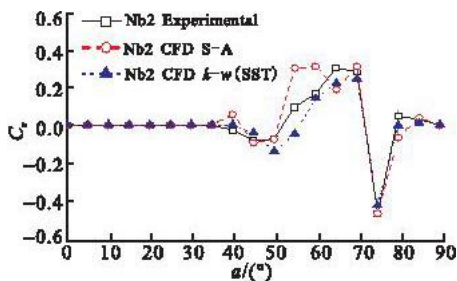


图 2 NB2 侧力系数随迎角变化图

Fig.2 NB2 nose cone-sideslip coefficient vs .angle of attack

2 火箭模型的优化及网格划分

无论是进行火箭气动特性仿真研究还是风洞实

验,都要尽可能以实际的模型为依据^[2-3]。李易^[4]将运载火箭的气动外形简化成一个锥头圆柱体,朱和铨^[5]在此基础上给火箭尾部加上喷管,然而其修改后的火箭模型头部为 45° 锥体,后部也仅加上了扩张喷管。这些都和实际火箭相差较大,且在进行仿真时将流场对称分析,忽略了火箭的侧向力,导致得到的火箭气动力数据不准确,进而影响后期火箭动力学相关分析研究。结合美国空射公司的火箭结构图^[6],本文将火箭外形改进为图 3 所示形状,火箭尖端设计成半径为 63.5 mm 的半球钝头。



图 3 火箭优化模型

Fig.3 Optimal model of rocket

采用网格生成软件 ICEM CFD 进行火箭流场的网格划分。由于火箭锥体头部是产生非对称涡的起源,因此在计算火箭分离过程的气动特性时,对火箭头部网格进行了加密处理。同时对火箭尾部网格进行加密,火箭表面划分 24 234 个网格。来进一步验证尾喷管在大迎角时对火箭纵向稳定性的益处。

为达到外流场计算时远场条件,火箭远场分别向外延伸 3 个和 2 个火箭长度,径向则向外延伸 2 个火箭长度。为了捕捉关键区域的流场特性,划分网格时根据流场流动特点对火箭外流场进行了分块处理,并对贴近火箭表面区域的网格做了加密处理,第一层网格中心与壁面距离为 1×10^{-2} mm,整个火箭的流场网格节点达到 1 718 125 个。

3 仿真结果与分析

在采用 8 个 Intel(R) Xeon(R) CPU 计算单元进行运算的情况下,每个状态在经过 80~100 h 的迭代达到预定收敛值。

3.1 速度对火箭气动特性影响分析

选择火箭迎角 60° 时进行气动特性仿真。在实际投放中,火箭出舱速度基本与载机速度相当,随着火箭下落,在阻力伞及火箭空气阻力共同作用下,火箭速度会逐渐减小,因此选取马赫数变化范围为 0.1~0.6,间隔 0.05。火箭相关动力学参数变化见图 4~6。

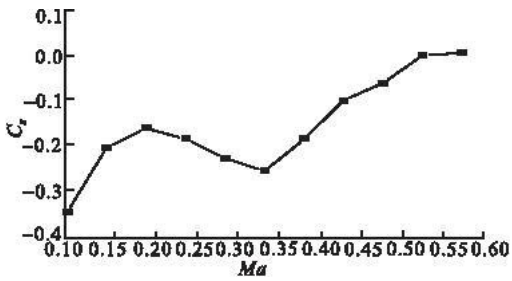


图4 火箭侧向力系数随马赫数的变化曲线

Fig.4 Sideslip coefficient vs mach numbers

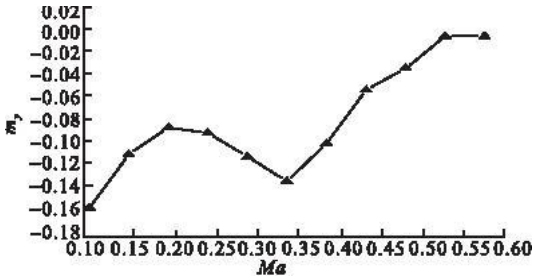


图5 火箭偏航力矩系数随马赫数的变化曲线

Fig.5 Yaw moment coefficient vs mach numbers

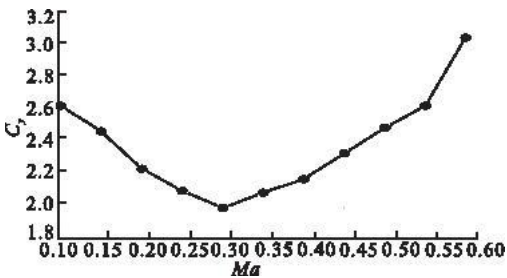


图6 火箭升力系数随马赫数的变化曲线

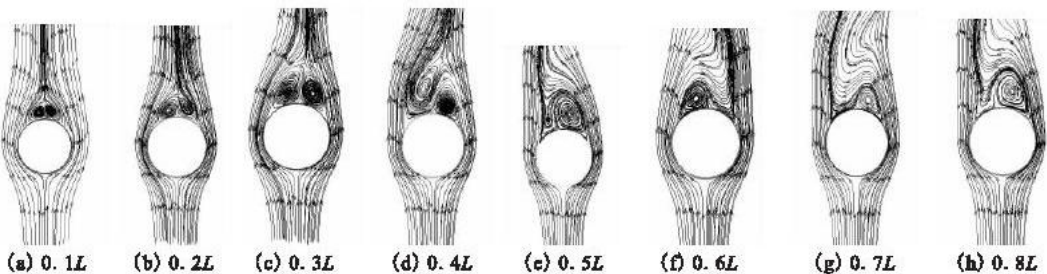
Fig.6 Lift coefficient vs mach numbers

从图4中可看出,火箭最大侧向力系数绝对值出现在 $0.1 Ma$ 左右,大小为 0.37 。随着马赫数增大,侧向力绝对值先减小,过了 $0.2 Ma$ 后又开始增

大,在 $0.35 Ma$ 产生一个峰值,随后逐渐减小,在 $0.6 Ma$ 时,侧向力系数基本为 0 。火箭的偏航力矩系数变化趋势与侧力系数变化基本一致。如果火箭在速度较大时达到大迎角,侧向力影响会比较小,但实际中随着火箭速度减小,侧向力对火箭的影响还是比较大的。因此,必须考虑对侧向力影响的控制,以保证火箭的姿态的稳定。

图6为火箭升力系数随马赫数的变化曲线图。从图中可看出,在 $0.1 Ma$ 时,火箭的升力系数和侧力系数一样,都是小马赫数变化范围内的最大值。不同的是,升力系数在 $0.3 Ma$ 以后逐渐增大,因此在空投中如果能提高载机的速度,相应的也会增加火箭投放后的升力,从而增加火箭的势能,减少火箭发射时能量的消耗。考虑到高马赫数下火箭侧向力绝对值较小,那么增大投放时载机的飞行速度,对火箭姿态稳定与能量节省,都会有很多益处。

图7为火箭在 $0.1 Ma$ 、 60° 迎角时不同横截面的流线图, L 表示火箭长度。图7(a)显示来流刚开始绕过火箭后,在火箭锥体背风区生成了一对较小且对称的涡,当涡发展到 $0.2L$ 处时,涡变强且已经出现非对称性,见图7(b)。在 $0.3L$ 截面处涡继续发展,到 $0.4L$ 处左侧涡已明显强于右侧(从头部向后看),并且左侧涡开始远离火箭表面。当涡继续向后发展到 $0.5L$ 处时,左侧涡已脱离物面并在此基础上又产生了一个新的小涡,而右侧涡继续变强并远离物面。在 $0.6L$ 处正好和 $0.5L$ 处相反,左侧涡脱离,右侧又形成新涡。非对称涡的存在导致火箭侧向力的产生,而其非线性变化引起侧向力和偏航力矩的非线性变化。因此,要减小火箭侧向力,就必须控制非对称涡的形成与发展。

图7 火箭不同横截面流线示意图($Ma=0.1, \alpha=60^\circ$)Fig.7 Streamlines in different crosses of rocket($Ma=0.1, \alpha=60^\circ$)

3.2 高空环境对火箭气动特性影响分析

进行内装式空中发射时,载机一般是在 $10\sim 15$ km高空以 $0.6 Ma$ 进行火箭投放,而高空环境与标准大气压条件有很大差别,因此对比 10 km大气环境下与标准大气压下的仿真结果,见图8~9。

从图中可看出,迎角在 35° 之前时,火箭在高空的侧向力系数及偏航力矩系数绝对值都小于在标准

大气压下的值,而峰值出现角度也由标准大气压下的 35° 推迟到 40° ,后面的非对称性减弱过程也相应的向后延迟。分析其原因,主要是由于高空空气密度小,同样角度下涡强度变小使得非对称涡产生的气动力减小,而涡之间的相互作用减小使得非对称性强度最大的涡出现角度向后延迟,同时也延缓了涡的脱落。高空出现非对称现象的角度范围变大给火

箭在高空的姿态稳定带来了更大的难度。

图 10 显示了火箭在标准大气压下与在高空处的升力系数数值及变化趋势基本一致,失速迎角都出现在 55°左右。

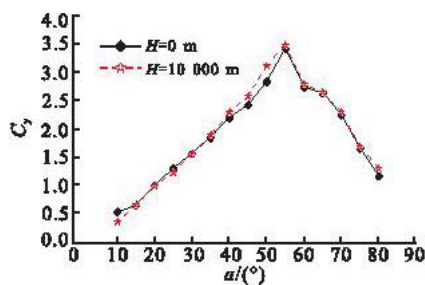


图 10 火箭在不同大气环境下升力系数随迎角变化
Fig.10 Lift coefficient vs . angle of attack at different altitudes

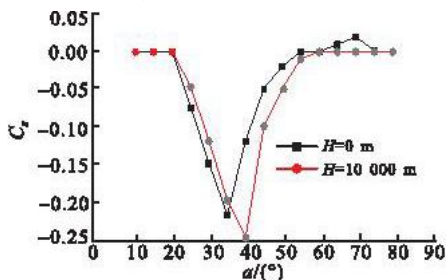


图 8 不同大气环境下侧力系数对比
Fig.8 Sideslip coefficient vs . angle of attack at different altitudes

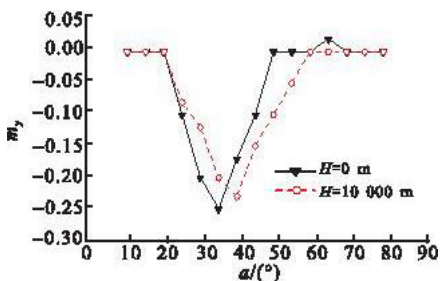


图 9 不同大气环境下侧力矩系数对比
Fig.9 Yaw moment coefficient vs . angle of attack at different altitudes

3.3 尾喷管对火箭气动特性影响分析

选取迎角为 30°、40°、45°、50°、55°、60°、70°、75°、80°等状态点压力云图进行比较分析,见图 11。图 11(a)~(b)表明,在小迎角时气流在运载火箭的头部和尾部喷管迎风区域形成高压区,火箭头部高压区范围较大。随着迎角的不断增大,火箭迎风区气动力作用点逐渐后移,高压区范围从头部向尾部发展,并最终与喷管处的高压区连成一体,见图 11(c)~(i)。气动力作用点位于重心之前,可使火箭下落初期有一个抬头力矩,有利于运载火箭初期快速调整姿态。当快到达预期点火姿态(运载火箭接近竖直),气动力作用点的快速后移,产生与角速度反方向的力矩,迫使运载火箭稳定,从而更容易捕捉到点火角度,并保证点火时的姿态稳定。

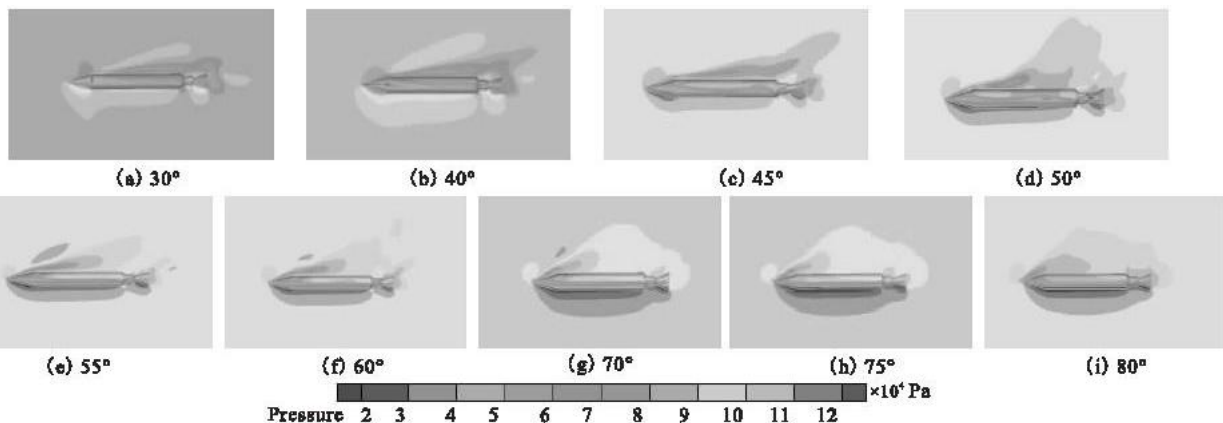


图 11 火箭在不同迎角下纵向对称面压力云图(Ma=0.6,H=10 km)

Fig.11 Longitudinal symmetry plane pressure contours at different altitudes (Ma=0.6,H=10 km)

4 结语

火箭在下落过程中的气动特性尤其是大迎角气动特性会受到马赫数、高度等的影响,而非对称涡产生的侧向力,对火箭的姿态稳定会产生很大负面影响,因此需要进行侧向力控制研究。用本文建立的模型结合文献[4~5]仿真结果,可发现火箭模型

改进后,模型与实际更为接近,且圆头使得火箭侧向力有所减小,尾部改型也对火箭姿态调整带来一定好处。

参考文献(References):

[1] Marti Sarigul-Klijn, Nesrin Sarigul-Klijn . Flight testing of a gravity air launch method to enable responsive space access [R]. AIAA 2007-6146 .

- [2] Keener, Chapman Gary T, Lee Cohen. Side forces on a tangent ogive forebody with a fineness ratio of 3.5 at high angles of attack and mach numbers from 0.1 to 0.7 [R]. NASA TM X3437, 1977.
- [3] Earl R. Keener, Gary T. Chapman, Lee Cohen. Side forces on forebodies at high angles of attack and mach numbers from 0.1 to 0.7; two tangent ogives paraboloid and cone [R]. NASA TM X3438, 1977.
- [4] 李易. 内装式空射运载火箭箭机分离动力学研究[D]. 西安:西北工业大学, 2009.
- LI Yi. Dynamics studies for internal air launched rocket separating from a cargo aircraft [D]. Xi'an:North-western polytechnical university, 2009. (in Chinese)

(上接第 22 页)

- [8] 熊治国, 孙秀霞, 胡孟权. 自抗扰控制器在超机动飞行快回路控制中的应用[J]. 控制与决策, 2006, 21(4): 477-480.
- XIONG Zhiguo, SUN Xiuxia, HU Mengquan. Application of auto disturbance rejection controller in fast variable system of super-maneuverable flight[J]. Control and decision, 2006, 21(4): 477-480. (in Chinese)
- [9] 熊治国, 孙秀霞, 胡孟权. 超机动飞行自抗扰控制律设计与仿真[J]. 系统仿真学报, 2006, 18(8): 2222-2226.
- XIONG Zhiguo, SUN Xiuxia, HU Mengquan. Flight control law design and simulation using ADRC for super-maneuverable aircraft [J]. Journal of system sim-

- [5] 朱和铨. 内装式空射运载火箭系统多目标优化研究[D]. 西安:空军工程大学, 2011.
- ZHU Hequan. Multi object optimizing studies for internal air-launched rocket separating from a cargo aircraft [D]. Xi'an: Air force engineering university, 2011. (in Chinese)
- [6] Debra Facktor Lepore, Air-launch's quick reach small launch vehicle; development status of phase 2B session; D2.1. launch vehicles in service or in development[R]. IAC-06-D2.1.09, 2006.

(编辑:徐敏)

- ulation, 2006, 18(8): 2222-2226. (in Chinese)
- [10] Kennedy J, Eberhart R C. Particle swarm optimization [C]//Proceedings of IEEE cooperating agent IEEE international conference on neural networks. Perth:IEEE press, 1995:1942-1948
- [11] 赵丽. 基于粒子群算法的卷烟配送车辆路径问题研究[D]. 西安:长安大学, 2009.
- ZHAO Li. Study on the vehicle routing problem of cigarette distribution based on particle swarm optimization [D]. Xi'an:Chang'an university, 2009. (in Chinese)

(编辑:徐敏)