

内装式运载火箭空中发射过程的安全性分析

张艳华¹, 李华星¹, 张登成², 胡孟权², 屈亮²

(1. 西北工业大学航空学院, 陕西西安, 710072;

2. 空军工程大学航空航天工程学院, 陕西西安, 710038)

摘要 载机和火箭的安全性是完成内装式空中发射任务的基础和根本保障。针对内装式空中发射过程, 基于线性化小扰动方程和时域法, 研究火箭在舱内移动过程对载机稳定性、飞行品质和安全性的影响规律, 提出了改善飞行品质的解决方案; 利用火箭运动学方程模拟载机的俯仰角和火箭的安放位置对火箭头部与货舱顶部碰撞的影响规律; 通过爆炸相似律理论分析火箭爆炸后对载机和飞行员安全的影响程度, 确定不受爆炸冲击波影响的安全距离; 最后进行了定性和定量的安全性分析。

关键词 运载火箭; 内装式空中发射; 安全性; 时域法; 爆炸相似律

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2013.02.002

中图分类号 V212.1 **文献标识码** A **文章编号** 1009-3516(2013)02-005-04

Study on Safety of Carrier Aircraft during Launch Vehicle Separation from Aircraft

ZHANG Yan-hua¹, LI Hua-xing¹, ZHANG Deng-cheng², HU Meng-quan², QU Liang²

(1. College of Aviation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China; 2. Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: The safety of carrier aircraft and rocket is the foundation of inner air launch system. Linear theories with small disturbance and time-domain method are applied to study the stability, flying quality and safety during separation in cabin, and some ways are brought forward to improve flying quality. It is considered that rocket is likely to hit aircraft and the effect of carrier aircraft's pitch angle and rocket's location are simulated by using the kinematics equation of rocket. Through explosion comparability theory, the influence of rocket explosion wave on aircraft and pilot is taken into account and safe distance is obtained. The results of qualitative and quantitative analyses provide a theoretical basis for the application of inner air launch system.

Key words: rocket; air launch; safety; time-domain method; explosion comparability theory

内装式空中发射运载火箭^[1]为快速、灵活、可靠、廉价地发射一定重量的运载火箭提供了一种高效的解决方法。由于火箭与载机开始舱内分离到火箭点火发射过程时间短, 相对距离近, 提高载机和火箭的安全性成为空中发射运载火箭系统面临的主要

挑战之一^[2]。

从运载火箭与载机开始相对运动到运载火箭点火的整个过程可以分为4个阶段^[3]: ①运载火箭相对于载机开始运动到其质心出舱; ②运载火箭质心出舱到整个火箭完全出舱; ③运载火箭完全出舱到

收稿日期: 2012-10-15

基金项目: 航空科学基金资助项目(20110596007)

作者简介: 张艳华(1979-), 女, 内蒙赤峰人, 讲师, 博士生, 主要从事飞行力学和飞行仿真研究。

E-mail: angle0725@hotmail.com.

运载火箭的运动状态满足其点火条件;④火箭点火。本文针对采用稳定伞稳定、重力出舱的前向发射方式,基于载机、火箭的飞行运动方程及火箭的爆炸相似律理论,通过数值仿真方法定量地研究整个过程安全性的影响因素和影响规律,提出可行的提高安全性的方法。

1 载机与火箭舱内分离过程

在第1阶段中载机(包含运载火箭)的重心位置在短时间内急剧变化,使载机出现不稳定性区域,纵向模态特性变化明显,影响纵向的稳定性和操纵性。

针对载机和火箭组成的复杂组合体,利用线性化小扰动方程的时域法数值模拟载机在升降舵脉冲偏转时迎角变量和平飞速度变量的时间响应曲线^[4],见图1~2,结果表明短周期特征由初始位置处的周期性阻尼振荡变为出舱位置处的非周期阻尼振荡,操纵期望由1级逐渐下降为2级品质等级;长周期特征由周期性的阻尼振荡变为周期性的发散运动,仅满足飞行品质等级3的要求。分离过程加重了飞行员的操纵负担,严重影响了载机的飞行品质和安全性。

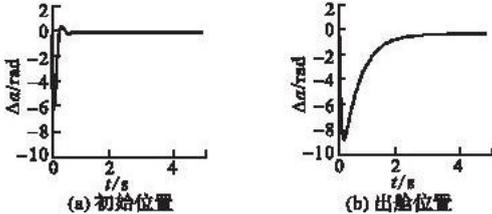


图1 迎角的时间响应

Fig.1 The angle of attack's response with time

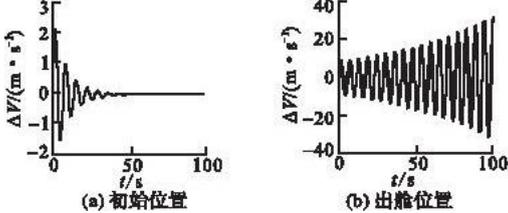


图2 平飞速度增量的时间响应

Fig.2 The velocity's response with time

为保证分离过程安全高品质地完成,可以应用现代控制理论,设计带有状态观测器的状态反馈系统^[5],获得期望的自振频率和阻尼比,将飞行品质提高到1级标准;也可通过设计法向过载增稳器,增强迎角静稳定性,大大减小短周期的阻尼比,增大短周期无阻尼自振频率,增加长周期的阻尼比,提高飞行品质,减轻飞行员的负担,保证分离过程的安全性。

2 运载火箭即将出舱过程

在第1、2阶段,由于采用前向发射、重力出舱方式,载机需保持一定的俯仰角,借助火箭重力的分量向外滑动,但这种出舱方式火箭容易与载机的舱顶碰撞,见图3^[1],需要研究运载火箭与载机发生碰撞的影响因素以及影响规律。

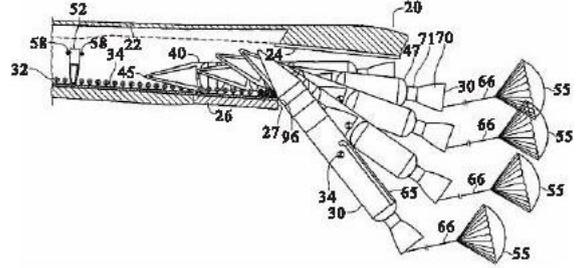


图3 火箭与载机分离示意图

Fig.3 The separation of rocket from aircraft

建立火箭的六自由度运动学方程:

$$\left\{ \begin{aligned} m \left(\frac{dV_x}{dt} - V_y \omega_z \right) &= -X \cos \alpha + Y \sin \alpha - m g \sin \vartheta + T \cos \alpha r + N_L \sin(\vartheta - \vartheta_b) + f_L N_L \cos(\vartheta - \vartheta_b) \\ m \left(\frac{dV_y}{dt} + V_x \omega_z \right) &= X \sin \alpha + Y \cos \alpha - m g \cos \vartheta + T \sin \alpha r + N_L \cos(\vartheta - \vartheta_b) - f_L N_L \sin(\vartheta - \vartheta_b) \\ I_z \frac{d\omega}{dt} &= m_z q S L + T \sin \alpha r d_{HL} - N_L \sin(\vartheta - \vartheta_b) d_{yL} + N_L \cos(\vartheta - \vartheta_b) d_{xL} \\ \frac{dx}{dt} &= V_x \cos \vartheta - V_y \sin \vartheta \\ \frac{dy}{dt} &= V_x \sin \vartheta + V_y \cos \vartheta \\ \frac{d\vartheta}{dt} &= \omega \end{aligned} \right.$$

式中:下标 L 为火箭; b 为货仓底板, d_{xL} , d_{yL} , d_{HL} 为载机对火箭的支反力作用点在火箭机体坐标系中的表示; T 为稳定伞的拉力,其余参数意义见文献^[6]。求解载机货舱顶部与运载火箭最高点之间的高度差 ΔH 的变化规律。选取不同的载机俯仰角 ϑ_p 、火箭尾部与载机货舱后缘的不同距离 ΔD ,考虑稳定伞的作用,计算结果见图4。在火箭质心未出舱前, ΔH 基本保持不变;在载机质心出舱之后, ΔH 先增大,后减小,但增大的幅度非常小;当火箭完全出舱后,高度差计算停止,高度差为一常数。结果显示,载机的俯仰角和运载火箭在货舱中的安放位置对箭机碰撞具有较大的影响,载机的俯仰角越大,运载火箭的初始位置越远离载机货舱门,越不容易发生箭机碰撞。由于受到载机最大使用迎角限制,选取的

俯仰角不能过大,一般在 8° 左右,运载火箭的初始位置会影响载机的重心位置和舱内相对运动过程中载机的稳定性,因此需综合考虑确定。

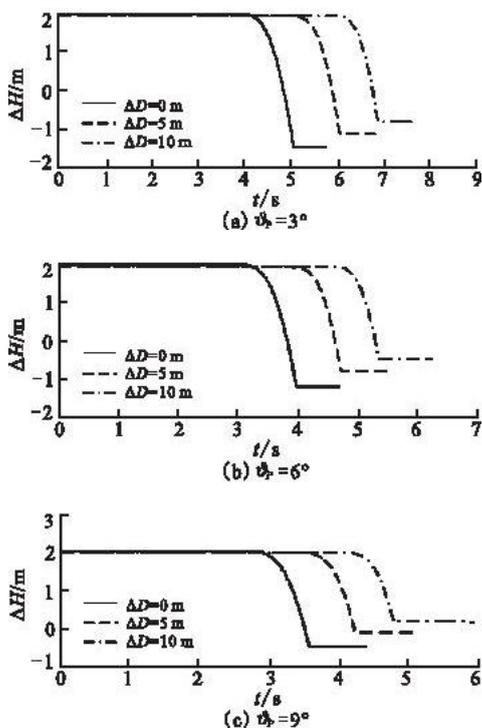


图 4 载机货舱顶部与运载火箭最高点的高度差

Fig.4 The change of height between the top of cabin and vertex of rocket

3 运载火箭点火时爆炸过程

根据美国国防部(DOD)对火炸药类的危险性分级^[7],对于高性能空射火箭,推进剂类型为硝酸酯增塑的聚醚(NEPE),HMX 的含量达 45% 以上,属具有整体爆轰危险,空射火箭的安全等级为 7 级,因此火箭如果发生爆炸,形成的爆炸冲击波对载机的安全性会产生严重影响。鉴于我国自主设计的长征二号 F 火箭的可靠性最低指标为 0.97,安全性最低指标为 0.997^[8],所以可取空射运载火箭的安全等级为 0.997。

在无限空气介质中爆炸,冲击波参数可通过爆炸相似律^[9]求解,该方法以几何相似原理为基础,系数用实验方法得到,算法简单方便,效率高。根据 M. A. Sadovskiy^[10]的炸药爆炸相似律模拟空气介质中冲击波的经验公式为

$$\Delta p_\phi = \begin{cases} \frac{1.07}{R^3} - 0.089, & \bar{R} \leq 1 \\ \frac{0.076}{R} + \frac{0.255}{R^2} + \frac{0.65}{R^3}, & 1 \leq \bar{R} \leq 15 \end{cases}$$

式中: $\bar{R} = R/\sqrt[3]{W}$ ($m \cdot kg^{1/3}$), R 为冲击波传播的距

离, W 为装药量; $\Delta p_\phi = p_\phi - p_0$, p_ϕ 为波阵面上压力, p_0 为大气压力,此公式适用于 TNT 炸药。通过高能推进剂的 TNT 当量换算,质量为 $W = 33\ 317$ kg。将上式变为以 R 为自变量的相似律公式并代入火箭初始弹道动力学方程中,得到爆炸冲击波阵面压力随箭机之间距离变化的曲线,发现爆炸波阵面压力随着距离的变大而急剧减小。因此载机在火箭分离结束后尽快离开投放区域,可以有效预防火箭爆炸对载机的影响。

冲击波超压(即爆炸波阵面压力)作用在载机上,形成额外的作用力,产生附加过载。一般轰运类飞机受结构限制的最大过载为 2.5 至 3.5。根据火箭与载机之间的位置关系,将超压分解到平行于来流方向和垂直于来流方向,计算箭机不同距离(即冲击波传播不同距离)处作用在载机 y 方向的超压值和过载值,见表 1。火箭点火时箭机之间的距离为 48.825 1 m,如果火箭此时爆炸,冲击波的超压为 0.346 9 MPa,法向过载值 102.809 9,大大超出了最大过载限制,载机结构破坏,飞行员死亡。若箭机之间的距离为 170 m 左右时爆炸,产生的冲击波引起的过载满足最大过载的限制。对人员杀伤的情况,当冲击波大于 0.01 MPa 而小于 0.02 MPa,冲击波超压人体可承受,此时的距离范围为 205.12 m 到 333.11 m。所以从载机和飞行员安全的角度出发,作用距离大于 205.12 m 时,火箭发生爆炸后载机是安全的。

表 1 冲击波超压情况与载机过载对应表

Tab.1 The shock wave overpressure and over loading of aircraft

| 超压/MPa | R/m | $\phi/(^\circ)$ | y 方向超压/MPa | 法向过载 |
|---------|-----------|-----------------|--------------|-----------|
| 0.422 0 | 45.016 7 | 53.995 8 | 0.248 0 | 121.183 5 |
| 0.369 0 | 47.585 6 | 53.108 9 | 0.221 5 | 108.280 7 |
| 0.346 9 | 48.825 1 | 52.690 0 | 0.210 2 | 102.809 9 |
| 0.316 4 | 50.750 4 | 52.287 8 | 0.193 5 | 94.655 3 |
| 0.263 3 | 54.872 2 | 51.590 5 | 0.163 5 | 80.152 5 |
| 0.210 5 | 60.483 0 | 51.176 2 | 0.131 9 | 64.720 7 |
| 0.157 5 | 68.855 6 | 54.468 3 | 0.091 5 | 45.005 1 |
| 0.104 7 | 83.354 0 | 58.081 2 | 0.055 3 | 28.541 1 |
| 0.052 1 | 118.911 3 | 68.387 7 | 0.019 2 | 9.496 5 |
| 0.027 9 | 170.000 | 83.196 | 0.003 3 | 1.707 5 |
| 0.021 5 | 200.000 | 90 | 0 | 0 |

4 结语

本文针对内装式运载火箭空中发射的几个重要阶段,逐一分析了影响安全性的因素和影响规律,并提出了相应的解决措施和安全性约束条件,为进一

步优化确定载机与火箭的结构和运动参数,安全高质量的实现工程应用提供了一定的理论依据和根本保障。对于火箭与载机舱顶的碰撞问题,仍需进一步结合载机的重心位置变化,稳定性和飞行员操纵等因素综合确定火箭的安放位置。

参考文献(References):

- [1] Marti SarigulKlijn, Nesrin SarigulKlijn, Gary C, et al. Flight testing of a gravity air launch method to enable responsive space access[R]. AIAA 2007-6146.
- [2] 杨华宝,马新,李军鹏,等.空中发射及其关键技术[J].火力与指挥控制,2008,33(9):15-17.
YANG Huabao, MA Xin, LI Junpeng, et al. Air launching technology and its key technologies[J]. Fire control and command control, 2008, 33(9): 15-17. (in Chinese)
- [3] 张登成,阎杰,张久星.内装式空射运载火箭与载机分离研究[J].弹箭与制导学报,2009,29(5):158-161.
ZHANG Dengcheng, YAN Jie, ZHANG Jiuxing. Study on internally carried air-launched launch vehicle separation from aircraft[J]. Journal of projectiles, rockets, missiles and guidance. 2009, 29(5): 158-161. (in Chinese)
- [4] 张艳华,李华星,张登成,等.内装式空射运载火箭与载机分离过程的纵向飞行品质研究[J].弹箭与制导学报,2011,31(6):190-192.
ZHANG Yanhua, LI Huaxing, ZHANG Dengcheng, et al. Study on longitudinal flight qualities during internally carried air-launched launch vehicle separation from aircraft[J]. Journal of projectiles, rockets, missiles and guidance, 2011, 31(6): 190-192. (in Chinese)
- [5] 顾均晓.飞行稳定性和自动控制[M].北京:国防工业出版社,2008:337-376.
GU Junxiao. Flight stability and auto control[M]. Beijing: National defense industry press, 2008: 337-376. (in Chinese)
- [6] 陈廷楠.飞机飞行性能品质与控制[M].北京:国防工业出版社,2007:106-119.
CHEN Tingnan. Flight performance quality and control of airplane[M]. Beijing: National defense industry press, 2007: 106-119. (in Chinese)
- [7] 王晓峰,王亲会,王宁飞.开展高能固体推进剂危险性分级研究的建议[J].火炸药学报,2003,26(1):59-

61.

WANG Xiaofeng, WANG Qinhuai, WANG Ningfei. Suggestion on studying hazard classification of high energy solid propellants[J]. Chinese journal of explosives and propellants, 2003, 26(1): 59-61. (in Chinese)

- [8] 刘欣,李文钊,赵春利.长征2号F火箭不断提高可靠性的历程[J].中国航天,2010(10):38-41.
LIU Xin, LI Wenzhao, ZHAO Chunli. The course of reliability improvement on CZ-2F rocket[J]. Aerospace China, 2010(10): 38-41. (in Chinese)
- [9] 周昕清.爆炸动力学及其应用[M].合肥:中国科学技术大学出版社,2001:93-108.
ZHOU Tingqing. The dynamics of explosion and its use[M]. Hefei: China science and technology university press, 2001: 93-108. (in Chinese)
- [10] Sadovskiy M A. Mechanical action of air shock waves of explosion, based on experimental data [M]. Moscow: Zd Akad Nauk SSSR, 1952.

本刊相关链接文献:

- [1] 李嘉林,胡孟权,徐浩军,李晓勇.基于实现预期空战机动的飞机运动模型建模[J].空军工程大学学报:自然科学版,2013,14(1):1-5.
- [2] 白双刚,胡孟权,段进坦.舰载机弹射起飞六自由度静平衡分析[J].空军工程大学学报:自然科学版,2012,13(3):21-24.
- [3] 郭辉,徐浩军,刘殿玉,等.基于自适应混合粒子群算法的协同多目标攻击空战决策[J].空军工程大学学报:自然科学版,2010,11(2):16-20.
- [4] 胡孟权,聂鑫,王丽明.“插头-锥管”式空中加油软管平衡拖曳位置计算[J].空军工程大学学报:自然科学版,2009,10(5):22-26.
- [5] 胡孟权.航天飞机末端能量管理制导律[J].空军工程大学学报:自然科学版,2006,7(1):10-12.
- [6] 邹仕军,胡孟权,李嘉林.某型战斗机六自由度动力学建模与仿真[J].空军工程大学学报:自然科学版,2005,6(6):10-12.
- [7] 张登成,胡孟权.拖曳系统飞行仿真[J].空军工程大学学报:自然科学版,2004,5(2):1-5.
- [8] 董彦非,李嘉林,张恒喜.基于频率响应的纵向等效系统辨识方法[J].空军工程大学学报:自然科学版,2003,4(4):69-72.

(编辑:徐敏)