

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^{*}

张艳华^{1,2}, 张登成¹, 张久星¹, 朱和铨¹

(1 空军工程大学工程学院, 西安 710038; 2 西北工业大学航空学院, 西安 710072)

摘要:为了掌握空中发射运载火箭分离过程中载机的纵向飞行品质,基于载机重心位置的变化特点,建立了纵向无量纲的线性小扰动状态方程,利用时域分析的方法对长、短周期模态特性进行了数值模拟,对照飞行品质规范与准则确定了飞行品质等级。结果表明随着运载火箭向后移动,短周期模态的飞行品质由等级1下降到等级2;长周期模态仅满足等级3要求。可见分离过程严重影响了载机的飞行品质,需要进一步采取措施提高载机的飞行品质和安全性。

关键词:运载火箭;重心;状态方程;飞行品质

中图分类号:V475 **文献标志码:**A

The Study on Longitudinal Flight Quality during Separation of Built-in Air-launched Launch Vehicle from Launch Aircraft

ZHANG Yanhua^{1,2}, ZHANG Dengcheng¹, ZHANG Jiuxing¹, ZHU Hequan¹

(1 The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

2 School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to know the longitudinal flight quality of a launch aircraft during launch vehicle's separation, according to the change of aircraft's center of gravity, the longitudinal small perturbation state equations were built, and the time-domain method was applied to the simulation of long and short cycle modes, then the grade of flight quality was given according to criterion. The results show that the flight quality of short mode degrades from grade one to grade two, long mode only satisfies grade three during launch vehicle's separation. Obviously, the separation has serious effect on flight quality and it is necessary to improve flight quality and safety in the future.

Keywords: launch vehicle; center of gravity; state equation; flight quality

0 引言

内装式空中发射运载火箭(简称为内装式空射运载火箭)相比传统的地面发射,空中发射的灵活性和发射效率显著提高,大大降低了研制和发射成本,为快速、灵活、可靠、廉价的发射一定重量的运载火箭提供了一种高效的解决途径。近年来国内外广泛开展了内装式空射运载火箭的研究,美国处于世界领先地位,现在已进入试验阶段。我国已开展内装式空射运载火箭分离方案研究,并对分离过程进行了仿真^[1]。

对于采用前向发射、重力空投的内装式空射运载火箭方式,运载火箭与载机的分离过程可分为两个阶段^[2]:运载火箭相对于载机开始运动到其质心刚好出舱和运载火箭质心出舱到整个火箭完全出舱。在第

一阶段几十吨重的运载火箭与载机相对运动,载机(包含运载火箭)的重心位置在短时间内急剧变化,对载机的稳定性、操纵性等飞行品质产生很大的影响,甚至会威胁到分离过程的安全性,如何保证分离过程安全高品质的完成就成为急需解决的问题。文中以分离过程的第一阶段为研究范围,基于载机重心位置的变化,数值仿真载机纵向长周期和短周期模态特性,确定飞行品质等级,为进一步改善和提高分离过程的飞行品质提供一定的理论基础。

1 载机重心位置的计算

针对火箭与载机分离过程的第一阶段,设火箭的初始位置与载机机舱头部的距离为 L ,此时火箭的移动距离 $\Delta x = 0$ 。利用静力矩法^[3]计算 $\Delta x = 0$ 时载机

^{*} 收稿日期:2011-01-21

作者简介:张艳华(1979-),女,内蒙赤峰人,讲师,硕士,研究方向:飞行力学和飞行仿真。

的重心位置,表示为:

$$x_{Go} = \frac{\sum (mgx)_i}{\sum (mg)_i}, y_{Go} = \frac{\sum (mgy)_i}{\sum (mg)_i}$$

重心的位置通常是相对于平均空气动力翼弦而言的,而且一般都用其与平均空气动力翼弦之比的百分数的相对值来表示,则 $\Delta x = 0$ 时载机的重心位置为:

$$\bar{x}_{Go} = \frac{x_{Go} - x_A}{b_A} \times 100\%$$

运载火箭从初始位置到质心刚好出舱的过程相当于移动质量较大的物体,假设运载火箭的质量为 m_i ,移动的距离为 Δx_i ,则载机重心的移动量为:

$$\Delta \bar{x}_G = \frac{\Delta x_i}{b_A} \cdot \frac{m_i}{m_0}$$

运载火箭移动过程中各点处载机的重心就表示为 $\bar{x}_G = \bar{x}_{Go} + \Delta \bar{x}_G$ 。

设载机质量(包含火箭) 160000kg,火箭质量28850kg,货舱长度 20m,火箭长度 15m,根据静力矩法计算载机重心的变化,如图 1 所示,结果表明运载火箭的初始位置满足载机的重心前限 $20\%b_A$ 的要求,而运载火箭质心刚好出舱的位置处,载机的重心达到 $44.06\%b_A$,超出了重心后限 $40\%b_A$ 。

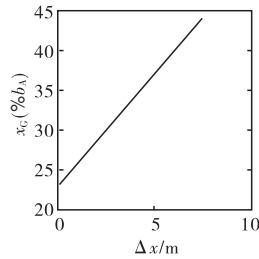


图 1 重心位置的变化

2 纵向飞行品质

2.1 静稳定性分析

假设火箭出舱过程中载机的速度保持不变,则纵向静稳定性主要取决于迎角静稳定性,即纵向力矩系数随迎角的变化特性,表示为:

$$m_z^a = m_z^c C_y^a = -(\bar{x}_F - \bar{x}_G) C_y^a$$

升力线斜率 C_y^a 在失速迎角前为一正值常数,所以可用迎角静稳定度 m_z^c 或载机重心与焦点的相对位置来判定迎角静稳定性,图 2 给出了载机的迎角静稳定度与火箭移动距离的变化关系,结果发现运载火箭的移动距离大于 6.1m 后载机变为静不

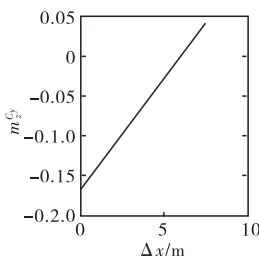


图 2 迎角静稳定度的变化

稳定的,原因在于随着火箭的向后移动载机重心位置发生急剧变化,当移动距离大于 6.1m 重心位置位于焦点位置之后,载机就变成了静不稳定的。

2.2 纵向动稳定性

1) 无控运动的纵向模态特征

无控运动体现了载机的动稳定性,主要研究载机受到外界扰动后运动参数在过渡过程的变化,选取垂直平面内等速直线运动为基准运动,为了保证运载火箭的顺利投放,载机的飞行高度保持不变,利用线性化理论,得到纵向无量纲的线性小扰动状态方程:

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{A}\mathbf{X} + \mathbf{B}\mathbf{U} \quad (1)$$

式中: \mathbf{X} 为状态变量, \mathbf{U} 为控制或输入变量, \mathbf{A} 为系统矩阵, \mathbf{B} 为控制或输入矩阵,分别表示为:

$$\mathbf{X} = [\Delta V \quad \Delta \alpha \quad \Delta \vartheta \quad \omega_z]^T \quad (2)$$

$$\mathbf{U} = [\Delta \delta_z \quad \Delta \delta_p] \quad (3)$$

$\mathbf{A} =$

$$\begin{bmatrix} C_{x_C}^V & -(C_{x_C}^a - C_G \cos \theta_0) & -C_G \cos \theta_0 & 0 \\ -C_{y_C}^V & -(C_{y_C}^a - C_G \sin \theta_0) & -C_G \sin \theta_0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ \mu \bar{m}_z^c & \mu \bar{m}_z^a - \bar{m}_z^c (C_{y_C}^a - C_G \sin \theta_0) & -\bar{m}_z^c C_G \sin \theta_0 & \bar{m}_z^{\omega_z} + \bar{m}_z^a \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} -C_{x_z}^{\delta_z} \\ -C_{y_z}^{\delta_z} \\ 0 \\ -\bar{m}_z^c C_{y_z}^{\delta_z} + \mu \bar{m}_z^{\delta_z} \end{bmatrix} \quad (5)$$

式(2)中 ΔV 为载机速度; $\Delta \alpha$ 为迎角; $\Delta \vartheta$ 为俯仰角; ω_z 为俯仰角速度。式(3)中 $\Delta \delta_z$ 为升降舵偏角; $\Delta \delta_p$ 为油门位置,分析动稳定性时小扰动量 $\Delta \delta_z$ 和 $\Delta \delta_p$ 均为零。式(4) ~ 式(5)中各气动导数定义可参见文献[4]。将式(1)经过拉氏变换,求解运载火箭在某确定位置时的特征方程。由于运载火箭在不断的移动,载机的重心位置不断变化,系统矩阵 \mathbf{A} 中纵向静稳定导数 \bar{m}_z^a 随之改变,导致运动方程的特征根不断变化,模态特性也随之改变。

选取基准状态的马赫数 0.7,飞行高度 10000m,载机的俯仰角 8° ,上升角 0° 。图 3 是短周期模态阻尼比 ζ_{sp} 随火箭移动距离的变化曲线, ζ_{sp} 的大小决定了模态运动的周期性与衰减特性。当运载火箭的移动距离小于 5.4m 时, $0 < \zeta_{sp} < 1$,特征根为共轭复根,短周期运动为周期性衰减运动,且 ζ_{sp} 越大,衰减越快;当运载火箭的移动距离大于 5.4m 后, $\zeta_{sp} > 1$,短周期模态变为非周期性(两个负实根)的衰减运动。模态特性

的变化原因在于系统矩阵中的 \bar{m}_z^a 随着火箭的移动逐渐由较大负值增大到零和正值,纵向稳定性逐渐减弱甚至变为不稳定的,导致特征根变化明显,由共轭复根转变到两个负实根。转变点位于 \bar{m}_z^a 等于零附近,具体的位置由纵向静稳定导数 \bar{m}_z^a 、气动阻尼导数 $\bar{m}_z^{\dot{z}}$ 和洗流时差导数 $\bar{m}_z^{\ddot{z}}$ 共同决定。

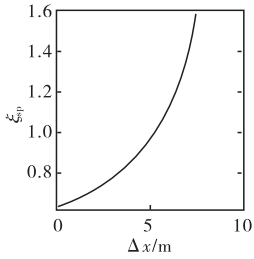


图 3 ζ_{sp} 的变化规律

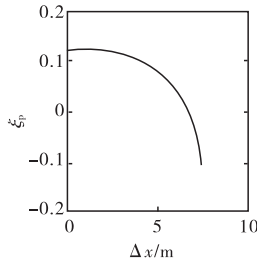


图 4 ζ_p 的变化规律

图 4 是长周期模态阻尼比的变化曲线。当运载火箭的移动距离小于 6.7m 时, $0 < \zeta_p < 1$, 特征根为共轭复根,长周期运动为周期性衰减运动,随着火箭向后移动, ζ_p 逐渐减小,衰减越来越慢,当运载火箭的移动距离大于 6.7m 后, $\zeta_p < 0$,长周期模态变为发散的周期模态。

2) 短周期模态特征

计算得到短周期模态的阻尼比在火箭移动过程中满足 $0.61 \leq \zeta_{sp} \leq 1.58$,且短周期响应表现为有阻尼的振荡,满足飞行安全标准的 1 级飞行品质^[5] 要求。载机在升降舵脉冲偏转时的迎角变量 $\Delta\alpha$ 在运载火箭的初始位置和出舱位置的时间响应曲线如图 5 所示,由周期性的阻尼振荡转变为非周期性的阻尼振荡,与阻尼比变化相一致,短周期特征明显。

随着运载火箭的移动,在 $\zeta_{sp} \leq 1$ 的情况下,操纵期望参数满足 $0.069 \leq CAP \leq 0.179$,按照文献^[5] 对航行阶段短周期的频率要求,操纵期望参数由 1 级品质等级要求逐渐下降为 2 级品质等级。航行阶段短周期满足标准 2 和标准 3 的最小阻尼比分别为 0.20 和 0.15,由 $0.61 \leq \zeta_{sp} \leq 1.58$ 可知这一过程的阻尼比满足 1 级飞行品质要求。

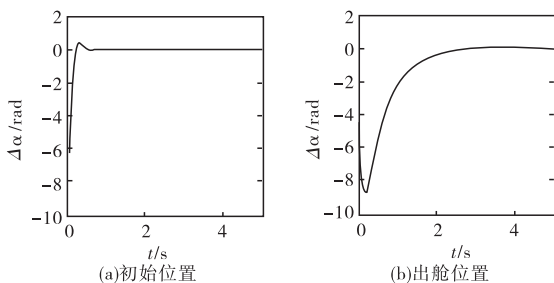


图 5 运载火箭初始位置和出舱位置迎角增量的时间响应

3) 长周期模态特征

图 6 给出了运载火箭的初始位置和 $\Delta x = 6.6m$ 位置升降舵脉冲偏转时平飞速度变量 ΔV 的时间响应曲线,在初始位置呈现出周期性的阻尼振荡, $\Delta x \geq 6.6m$ 时,变为周期性的发散运动,但由计算结果可知发散的长周期模态的倍幅时间 t_2 最小时为 66s,所以仍满足飞行品质等级 3 的要求 ($t_2 > 55s$)。

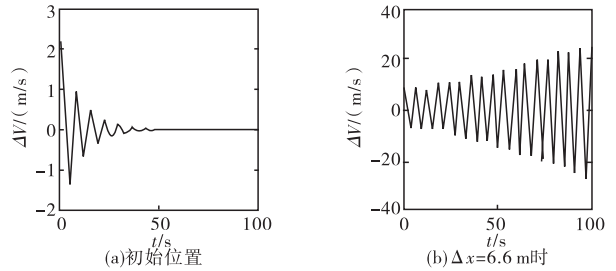


图 6 运载火箭初始位置和 $\Delta x = 6.6m$ 平飞速度增量的时间响应

3 结论

基于运载火箭与载机分离过程中重心位置的急剧变化,计算了载机纵向长、短周期的模态特性。结果表明,随着火箭向后移动,短周期模态的操纵期望由 1 级逐渐下降为 2 级品质等级,阻尼比满足 1 级标准;长周期模态满足飞行品质等级 3 的要求;分离过程严重影响了载机的飞行品质,但其中短周期飞行品质优于长周期飞行品质,这对飞行员的修正和操纵是有利的,为了保证分离过程安全高品质的完成,仍需进一步采取高效可行的措施改善载机的稳定性、操纵性等飞行品质,保证分离过程的安全性。

参考文献:

- [1] 李易,唐硕,许志. 内装式空中发射运载火箭重力出舱运动分析[J]. 飞行力学,2009(6):62—65.
- [2] 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.
- [3] 顾诵芬,解思适. 飞机总体设计[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2001.
- [4] 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.
- [5] MIL—STD—1797 (USAF), Flying qualities of piloted vehicles[S].