

# 长征五号系列运载火箭一级氢箱防晃板减配优化设计

余光学<sup>1</sup>, 邓舞燕<sup>1</sup>, 李 东<sup>2</sup>

(1. 北京宇航系统工程研究所, 北京, 100076; 2. 中国运载火箭技术研究院, 北京, 100076)

**摘要:** 液体运载火箭飞行过程中面临推进剂晃动问题, 满足姿控稳定条件下对防晃板进行减配, 将有效地提升总体方案的可靠性与经济性。阐述了长征五号系列运载火箭贮箱防晃板优化过程, 重点针对试样阶段一级氢箱防晃板减配问题开展了姿控设计。首先给出了刚晃弹动力学模型, 开展了火箭晃动机-零问题分析, 从频域分析与时域仿真的角度给出了姿控稳定结论, 最后开展了飞行结果评估。研究表明, 对晃动质量较小的贮箱防晃板可进行减配优化, 姿控稳定设计允许部分秒点频域不稳定, 时域仿真不发散是晃动稳定重要的设计依据。

**关键词:** 长征五号运载火箭; 姿控; 氢箱; 防晃板; 稳定

**中图分类号:** V448.1 **文献标识码:** A

## Optimization Design of Slosh Baffle Reduction for the First Stage H-tank of LM-5 Series Launch Vehicle

Yu Guang-xue<sup>1</sup>, Deng Wu-yan<sup>1</sup>, Li Dong<sup>2</sup>

(1. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing, 100076;

2. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing, 100076)

**Abstract:** Liquid launch vehicle is faced with the problem of propellant sloshing during flight. Reducing the slosh baffles under the stability condition of attitude control will effectively improve the reliability and economy of the overall scheme for launch vehicle. The slosh baffles reduction history of LM-5 Series launch vehicle is expound, and the attitude control design is presented toward the reduction of the first stage hydrogen liquid fuel tank for Shiyang. A rigid-slosh-flexible dynamic model for control is carried out. Then the pole-zero problem as to LM-5 rocket is discussed. The frequency domain analysis and time domain simulation is studied for attitude stability. Finally, the flight result is evaluated for the reduction of H-tank slosh baffles. Results show that the slosh baffles could be reduced with small sloshing mass, and the non-divergence of simulation in time domain is an important design basis for sloshing stability allowing partial time points to be unstable in frequency domain.

**Key words:** LM-5 launch vehicle; attitude control; hydrogen liquid fuel tank; slosh baffle; stability

## 0 引言

液体运载火箭飞行过程中, 各种干扰使得储箱内的推进剂发生晃动, 并对火箭产生附加的干扰力和干扰力矩。在贮箱液体表面张力未起主要作用的前提下, 采用等效动力学模型的方法, 将推进剂的小幅晃动行为等效为弹簧质量模型进行求解, 这是分析推进剂晃动问题的最有效手段之一<sup>[1,2]</sup>。晃动稳定需要借助防晃板布局提高阻尼来实现, 通过防晃板来改善阻尼, 不仅可以压低晃动稳定所需的对数幅频特性, 同时还可以减小相位滞后, 其结构简单, 但是会带来较大的附加质量, 损失运载能力。液体运载火箭晃动抑制及稳

定问题仍是有待解决的关键性课题之一<sup>[3,4]</sup>。本文重点针对长征五号系列运载火箭(以下简称 CZ-5)试样阶段一级氢箱防晃板减配问题开展了姿控总体设计分析, 包括频域分析与时域仿真, 通过飞行试验验证了设计的有效性。

按照传统设计, CZ-5 火箭要求起飞段和浅箱关机段推进剂平均阻尼达到 5% 以上, 其它时段平均阻尼要求为 3% 以上。在起飞、跨声速、最大动压、助推关机等特征秒点均需配置防晃板, 在助推段 100~175 s 之间, 鉴于弹性模态复杂, 要求适度加密防晃板布局, 降低刚-晃-弹性耦合设计难度。随着设计的深入, CZ-5

火箭姿控总体放弃了在所有时间段平均晃动阻尼 3% 以上的要求, 修改为所有特征时刻的晃动稳定裕度满足稳定性设计指标。对于一级氢箱, 鉴于其晃动质量小, 晃动惯性力对姿态运动影响小, 在助推段部分时间段进一步突破了频域稳定的设计准则, 只要求其时域仿真不能发散, 同时兼顾利用系统的稳定调节需求。优化后, 全箭防晃板数目大大降低, 其中芯一级氢箱只保留 2 块防晃板, 突破了传统的稳定设计理念, 成为一项重要创新<sup>[5]</sup>。

## 1 刚晃弹动力学模型分析

### 1.1 液体运载火箭晃动模型

推进剂晃动是指火箭贮箱中液体推进剂自由表面的周期运动。火箭控制系统指令引起的箭体运动, 发动机关机时的推力变化, 飞行中面临风切变及阵风引起的加速度改变, 都能激起贮箱中的液体推进剂晃动。推进剂在贮箱内周期性的晃动, 引起推进剂与贮箱之间相互作用力, 直接影响火箭飞行的稳定性<sup>[6,7]</sup>。

考虑刚体、晃动与弹性特性, 给出火箭飞行姿态运动的动力学方程<sup>[6]</sup>如下:

$$\Delta\dot{\theta} = c_1\Delta\alpha + c_2\Delta\theta + c_3\Delta\delta_\phi + c_3^*\Delta\ddot{\delta}_\phi - \sum_p c_{4p}\Delta\ddot{y}_p + \sum_{i=1} (c_{1i}\dot{q}_{iy} + c_{2i}q_{iy}) - \bar{F}_{By} \quad (1)$$

$$\Delta\ddot{\phi} + b_1\Delta\dot{\phi} + b_2\Delta\alpha + b_3\Delta\delta_\phi + b_3^*\Delta\ddot{\delta}_\phi + \sum_p (b_{4p}^o\Delta\ddot{y}_p - b_{5p}^o\Delta y_p) + \sum_{i=1} (b_{1i}\dot{q}_{iy} + b_{2i}q_{iy}) = \bar{M}_{Bz} \quad (2)$$

$$\Delta\phi = \Delta\alpha + \Delta\theta \quad (3)$$

$$\Delta\ddot{y}_p + 2\zeta_{hp}\Omega_p\Delta\dot{y}_p + \Omega_p^2\Delta y_p = -E_1^o\Delta\dot{\theta} + E_2^o\Delta\phi + E_3^o\Delta\alpha - E_{pc}\Delta\ddot{\phi} + \sum_i (E_{ip}^o\ddot{q}_{iy} + E_{ip}^oq_{iy}) \quad (4)$$

$$\ddot{q}_i + 2\zeta_i\omega_i\dot{q}_i + \omega_i^2q_i = D_{1i}^o\Delta\dot{\phi} + D_{2i}^o(\Delta\alpha) + D_{3i}^o\Delta\delta_\phi + D_{3i}^{*o}\Delta\ddot{\delta}_\phi + \sum_p (G_{ip}^o\Delta\ddot{y}_p + G_{ip}^o\Delta y_p) + \sum_j (R_{ij}^o\dot{q}_j + R_{ij}^oq_j) - \bar{Q}_{yi} \quad (5)$$

上式中的符号说明参见文献[8]。

可见, 推进剂晃动与箭(弹)体的姿态运动是通过惯性力的相互作用而直接耦合的。如果晃动不稳定, 则晃动的幅值不断增大, 作用在箭体上的晃动惯性力就不断增大, 使由晃动惯性力所产生的姿态角不断增大, 导致姿控回路中的非线性环节发生信号阻塞, 从而使箭体姿态运动发散。

### 1.2 液体晃动引起的姿控稳定分析

考虑一个贮箱( $p=1$ )的箭体传递函数为

$$W_\delta^o(s) = \frac{\Delta\phi(s)}{\delta_\phi(s)} = -\frac{b_3}{s^2 + b_2} \frac{1 - k_{41} - \rho b_{41}}{1 - k_{41} - l_1 b_{41}} \frac{s^2 + 2\xi_0\Omega_0 s + \Omega_0^2}{s^2 + 2\xi_j\Omega_j s + \Omega_j^2} \quad (6)$$

式中  $\Omega_0$ ,  $\Omega_j$  分别为零点圆频率与极点圆频率,  $\Omega_0^2 = \frac{\Omega_1^2 + \rho b_{51}}{1 - k_{41} - \rho b_{41}}$ ,  $\Omega_j^2 = (\Omega_1^2 + l_1 b_{51}) / (1 - k_{41} - l_1 b_{41})$ ;  $\xi_0$ ,  $\xi_j$  分

别为零点阻尼与极点阻尼,  $\xi_0 = \frac{\xi_1\Omega_1}{[(\Omega_1^2 + \rho b_{51})(1 - k_{41} - \rho b_{41})]^{\frac{1}{2}}}$ ,

$\xi_j = \frac{\xi_1\Omega_1}{[(\Omega_1^2 + l_1 b_{51})(1 - k_{41} - l_1 b_{41})]^{\frac{1}{2}}}$ ;  $\rho = \frac{k_3}{b_3} \approx \frac{J_{Z_1}}{m_1(X_R - X_z)}$ ;

$l_1 = x_z - x_{n1}$ 。可见考虑晃动后的箭体姿态角传递函数增加了一对复数零、极点。

由于  $k_{41}, b_{41}, b_{51}$  都是极小的数, 故这对复数零、极点的频率非常接近晃动的固有频率  $\Omega_1$ , 形成一对偶极子。从开环特征根来看, 当  $\xi_1 > 0$  时, 由晃动引起的姿态角运动是稳定的。但由于  $\xi_1$  很小, 所以推进剂晃动被激励后衰减得很慢。

考虑推进剂晃动后的姿控稳定条件取决于晃动零、极点的相对位置。防晃板减配后, 晃动质心到火箭质心的距离影响着系统稳定性。当  $\Omega_0 < \Omega_j$  时, 闭环传函数无右半平面极点, 系统稳定, 故零-极结构为稳定结构, 即使晃动没有阻尼系统也是稳定的; 反之  $\Omega_j < \Omega_0$  时, 系统不稳定, 晃动的极-零结构为不稳定结构。

当  $x_z - \rho_z < x_{tp} < x_z + l_e$  时, 晃动出现极-零分布, 晃动可能不稳定。晃动极-零分布条件进一步变换为

$$E_{pc} - \rho_z < 0 < E_{pc} + l_e \quad (7)$$

式中  $E_{pc} = x_z - x_{tp}$ ;  $\rho_z = \nu c_3 / b_3 = \frac{J_z}{m(x_r - x_z)}$ ;

$l_e = (1 - \nu c_{4p})n_1 g_0 / \Omega_p^2$ 。其中,  $x_z$  为系统质心到理论尖点的距离,  $x_{tp}$  为贮箱  $p$  晃动质心到理论尖点的距离。

火箭在飞行过程中随着推进剂的消耗, 每个储箱内的晃动质量中心位置不断变化, 因此晃动零、极点的相对位置也是在不断变化的, 姿控总体方案需要确保火箭全程晃动可控。

## 2 CZ-5 系列运载火箭一级氢箱防晃板减配

CZ-5 方案阶段, 继承传统火箭设计经验, 将火箭贮箱主要飞行段平均晃动阻尼按照 3% 考虑, 并以此为依据指导防晃板布局。方案阶段设计时, 防晃板采用“环形、半圆形和十字分隔”3 种, 层数较多。直到试样阶段, 一级氢箱防晃板优化为 6 块。

在 CZ-5 Y2 飞行任务之后, 重点针对一级氢箱防晃板布局开展分析, 一级氢箱取消防晃板后, 助推段短时间 (56~90 s) 内会出现频域不稳定, 但时域仿真表明, 助推与芯一级全程飞行不会出现发散失稳。考虑到 CZ-5B 火箭对利用系统的依赖性较强, 继续保留了一级氢箱 400 s 附近的防晃板, 为利用系统工作创造

更加稳妥的条件,因此一级氢箱可取消前 4 块防晃板。

从 CZ-5 Y3 任务开始一级氢箱只保留 2 块防晃板,各贮箱的防晃型式为“环形挡板”和“箱底十字分隔板”2 种。其中环形板的作用是通过提高晃动阻尼抑制晃动干扰,十字隔板的作用是通过提高晃动频率实现对发动机关机段晃动能量的快速耗散,两者的目的都是确保火箭姿控的稳定性。

3 CZ-5 系列运载火箭一级氢箱晃动稳定研究

3.1 助推飞行段晃动分析

3.1.1 CZ-5 任务分析

在一级飞行段(含助推段与芯一级飞行段)对一级氢箱无防晃板状态开展频域分析与时域仿真。取一级氢箱阻尼为极小值( $1\times 10^{-6}$  以下,低于空箱阻尼值  $1\times 10^{-5}$ ),结果表明:在助推飞行段,氢箱晃动在 56~90 s 存在频域不稳定的工况,其它时间段可以实现幅值或相位稳定。图 1 给出了 60 s 时刻箭体开环频率特性,对应于火箭上限状态,氢箱幅值超过 0 dB,相位朝下穿越 $-180^{\circ}$ ,不满足频域稳定条件。

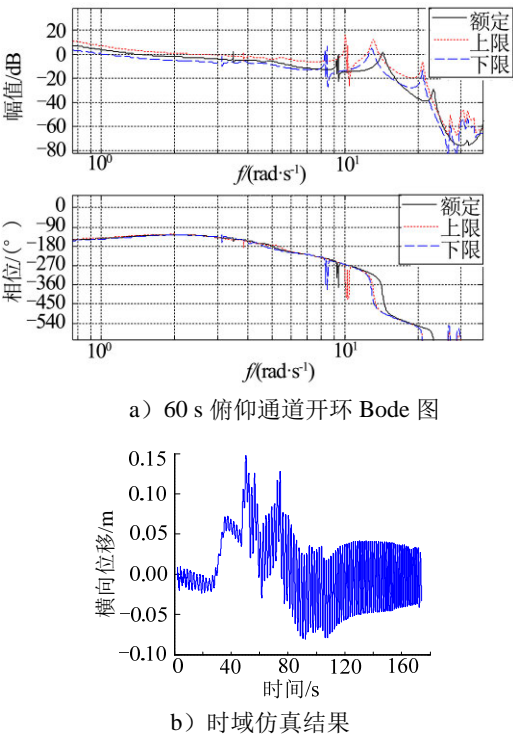


图 1 助推飞行段 60s 稳定特性  
Fig.1 Stability Characteristics of 60s

从频域稳定性的角度,去掉芯一级氢箱防晃板后,56~75 s 和 90 s 特征点,晃动不稳定;从数学仿真结果的角度,晃动阻尼减小后晃动幅度增大,助推段氢箱最大晃动位移值约为 0.05 m,晃动幅度增大对箭体角

速度和姿态都有一定的影响,会导致箭体抖动。

CZ-5 火箭典型特征秒点的晃动质量与箭体总质量对比如表 1 所示。芯一级 H 箱晃动质量不到飞行总质量的 1/100。可见,芯一级氢箱即使有晃动,其惯性力对箭体影响也比较小。

表 1 一级贮箱晃动质量与火箭总质量对比  
Tab.1 Comparison between the Sloshing Mass of the First Stage Tanks and the Total Mass of the Rocket

特征秒点	一级氢箱晃动质量/kg	一级氧箱晃动质量/kg	火箭总质量/kg
60s	1720	8290	664000
176s	1720	27600	245000
476s	410	980	72000

对芯一级氢箱,取消防晃板后,虽然助推段短时间(56~90 s)内会出现频域不稳定,但由于芯一级氢箱晃动质量相对整体火箭质量而言很小,其带来的惯性力也很小,因此芯一级氢箱晃动不会对飞行姿态、发动机摆角等特征参数带来显著的不利影响。时域仿真表明,在助推与芯一级绝大部分时间内,氢箱晃动不会引起姿态失稳。

3.1.2 CZ-5B 任务分析

CZ-5B 贮箱防晃板的设计来源于 CZ-5,即 CZ-5 在设计防晃板的时要求兼顾 CZ-5B。CZ-5B Y1 飞行一级 H 箱的防晃板只保留 2 块,个别秒点氢箱晃动虽然为“极-零”状态,但是时域仿真全程姿态稳定,贮箱晃动未发散。

从频域看,俯仰通道芯一级贮箱出现“极-零”,但是晃动幅值稳定,俯仰通道助推贮箱额定和上限相位稳定,下限相位不稳定。图 2 给出了 CZ-5B 任务 130 s 时的俯仰通道开环 Bode 图。时域仿真结果表明,各级飞行段晃动均是稳定的。

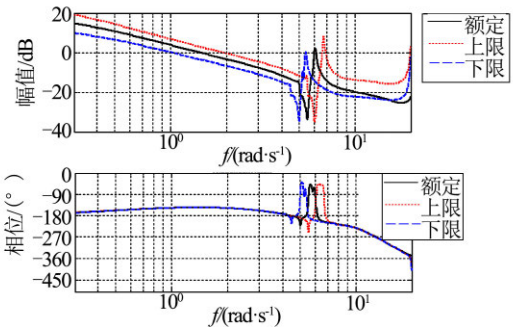


图 2 助推飞行段晃动 130s 俯仰通道开环 Bode 图  
Fig.2 Open-loop Bode Diagram of Pitch Channel Sloshing at the Boost-flight Phase 130s

对于 CZ-5B 任务,一级氢箱防晃板减配后助推飞

行段和芯级飞行段个别秒点出现“极-零”现象,频域稳定不能做到幅值与相位双稳定,时域仿真表明晃动幅值较小,引起的晃动惯性力也小,晃动不发散,因此不影响姿态稳定性。

### 3.2 芯一级飞行段晃动分析

对 CZ-5 芯一级飞行段进行仿真,采用 1.1 节中的刚体、晃动、弹性动力学方程,姿态控制取额定状态,时域仿真结果见图 3~5,图中 0 s 对应芯一级飞行段初始时刻,为绝对飞行时间 175 s,从仿真结果可知,一级氢箱防晃板减配后仿真出现了明显的晃动现象,但是火箭飞行过程中全程姿态稳定。

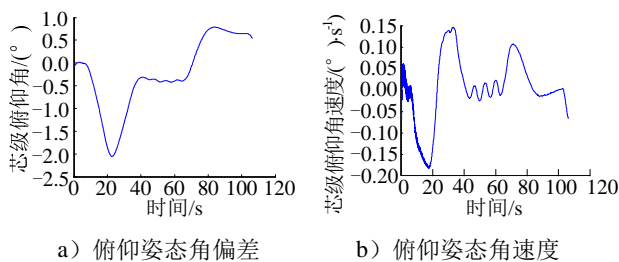


图 3 芯一级飞行段俯仰姿态动态

Fig.3 Simulation of Pitch Attitude During the First Core Stage

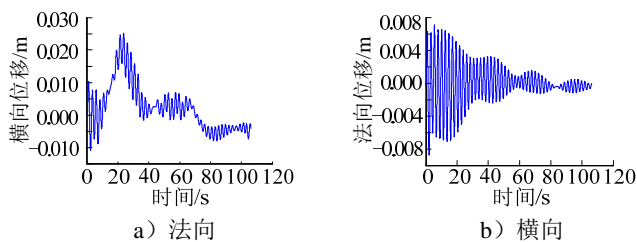


图 4 芯一级飞行段氧箱晃动位移

Fig.4 Sloshing Displacement of the First Core O-tank

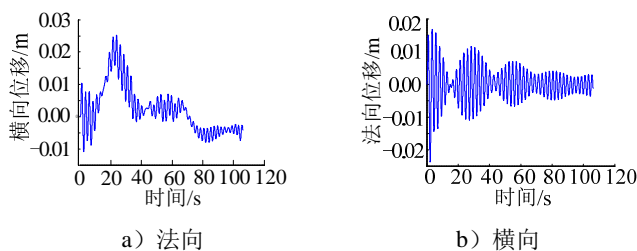


图 5 芯一级氢箱晃动位移

Fig.5 Sloshing Displacement of the First Core H-tank

### 3.3 防晃板减配对晃动影响分析

从上述可见,液体晃动对利用系统、增压输送系统、发动机系统能否正常工作均会带来影响。

a) CZ-5 助推器氧箱或煤油箱,如果阻尼板数目减少,部分时段晃动阻尼值将降低为设计值的几十到几分之一,将直接导致液氧或煤油箱晃动无法稳定。

又由于液氧与煤油箱晃动质量均偏大,晃动不稳定会导致整个飞行姿态的不稳定,因此试样阶段不再减配。

b) CZ-5/CZ-5B 从姿控稳定的角度,一级氢箱防晃板减配后一级飞行段其晃动位移比较小,仿真结果小于 0.05 mm,因此取消防晃板在该段对利用系统风险很小。二级飞行段,利用系统全程要调节,取消防晃板后存在大幅值晃动的风险,对利用系统正常工作是不利的,因此二级氢箱防晃板不进行减配优化。

c) 一级关机段如果液体出现晃动,发动机存在夹气的风险,国内外火箭均出现过类似的故障现象,因此要确保关机段液体晃动阻尼。目前 CZ-5 氢箱在底部有“+”子隔板与阻尼板,其中“+”子隔板起到降低晃动质量、提升晃动频率的作用,而阻尼板起到提升阻尼的作用。从确保关机过程安全的角度看,这两个结构是必须要保留的。

d) CZ-5 二级采用气瓶增压方式,如果二级氢箱无阻尼,二级一次飞行段很容易出现大幅度液体晃动,晃动位移到滑行段后还会进一步放大。液体大幅度晃动很可能加剧增压气动与液体的热交换过程,消耗增压气瓶的气体用量,出现这种情况对增压系统的设计非常不利。因此二级飞行段氢箱与氧箱防晃板需要保证一定的阻尼作用,抑制推进剂晃动,尽管氢箱晃动质量不大,二级飞行段也不进行氢箱减配设计。

## 4 飞行结果分析

### 4.1 一级氢箱防晃板减配前飞行姿态

CZ-5 火箭 Y1、Y2 为一级氢箱 6 块防晃板的状态,其中第 4 块防晃板布局在助推关机时刻。晃动阻尼非定常项参数  $f(t)$  如图 6 所示,可知 200 s 时氧箱与氢箱晃动阻尼相对较低,意味着晃动容易被激励。

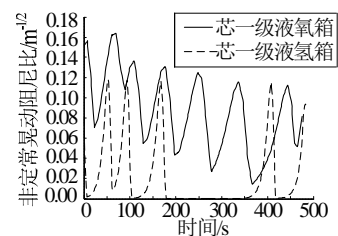


图 6 芯一级贮箱晃动阻尼非定常项  $f(t)$

Fig.6 Unsteady Damping Ratio  $f(t)$  of Tanks during the First Core Stage

CZ-5 火箭 Y2 芯一级飞行段姿控情况如图 7 所示,可知飞行姿态在 175~210 s 之间出现明显的振荡。其中,芯一级氧箱和氢箱存在较小的晃动,分析液位抖动频率与氧箱/氢箱晃动频率(设计值:200 s 时氧箱频



率 0.4 Hz、氢箱频率 0.41 Hz) 一致, 可以确认推进剂出现了晃动。飞行姿态表明, 晃动得到了较好的抑制。

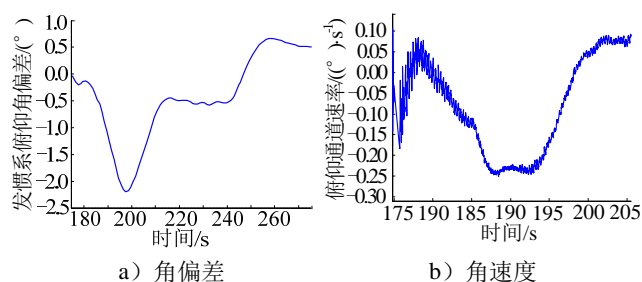


图7 Y2飞行芯一级飞行段姿态

Fig.7 Attitude of Y2 Rocket during the First Core Stage

## 4.2 一级氢箱防晃板减配后飞行姿态

CZ-5 Y3 火箭飞行一级氢箱 2 块防晃板的状态, Y1、Y2 与 Y3 飞行的一级贮箱液体晃动特性如图 8 所示。依据利用传感器测量测试结果可知: Y3 任务芯一级氢箱在助推飞行段 70~120 s、130~170 s, 以及芯一级 220~250 s 左右出现明显晃动, 其中助推段晃动位移最大峰峰值约 140 mm、晃动位移均是振荡收敛的。对比氢箱液位三角波电压可知, 与 Y1、Y2 相比, Y3 飞行氢箱晃动明显变大, 为晃动阻尼降低所致。

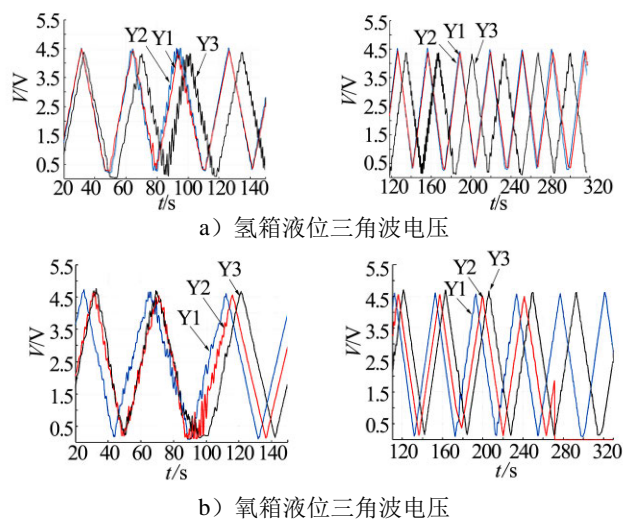


图8 一级贮箱液位测量结果

Fig.8 Measurement Results of Y1~Y3 Rocket Fuel Level

CZ-5 Y3 飞行结果表明, 取消一级氢箱 4 块防晃板后助推与芯一级飞行段姿态稳定, 晃动并未发散。其中姿态角速率中的频率成分主要表现为发动机推力脉冲, 液体晃动较小。从图 9 可见, 尽管 CZ-5 Y3 取消了 4 块氢箱防晃板, 在助推飞行段部分时间段晃动并不稳定, 容易在姿态调整等动作下出现晃动, 但是由于液氢晃动质量小, 氢箱晃动对姿态控制并无明显影响, 飞行结果和理论预示分析结果是一致的。

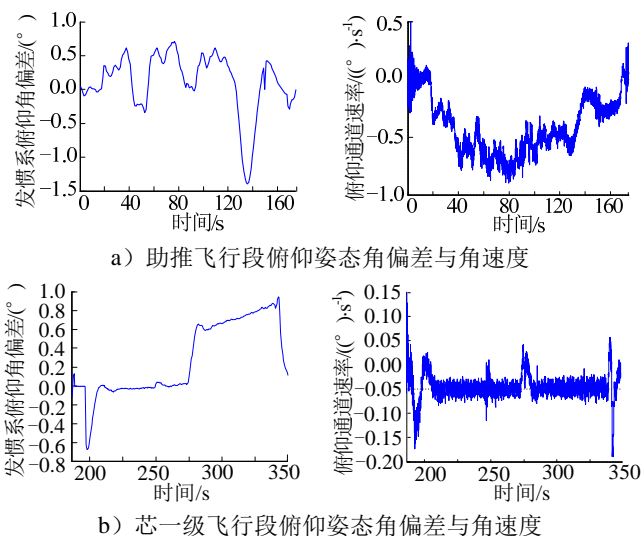


图9 Y3飞行俯仰姿态结果

Fig.9 Pitch Attitude of Y3 Rocket during the First Flight Stage

## 5 结论

传统液体运载火箭在频域设计时往往要求贮箱的液体晃动为幅值与相位双稳定, 当无法保证双稳定时候, 至少要求保证单稳定。对于 CZ-5 一级氢箱, 修改设计准则为: 频域设计容许部分时间段氢箱晃动不稳定; 在时域仿真中, 要求氢箱晃动幅值不发散, 即在给定的初始条件下, 时域仿真的晃动幅值出现振荡, 晃动位移不超过极限位移即可。

CZ-5 火箭试样阶段通过一级氢箱防晃板减配优化分析, 满足了稳定设计的需要, 同时有效降低了结构质量, 在反复迭代与验证的基础上完善了设计依据, 充分体现了 CZ-5 火箭精细化设计的思想。

## 参考文献

- [1] 李清, 余本嵩, 金栋平. 圆柱形贮箱液晃系统稳定性边界分析[J]. 动力学与控制学报, 2017, 15(5): 467-471.  
Li Qing, Yu Bensong, Jin Dongping. Stability boundaries of liquid-sloshing system for a cylindrical tank[J]. Journal of Dynamics and Control, 2017, 15(5): 467-471.
- [2] 岳宝增, 宋晓娟. 具有刚-柔-液-控耦合的航天器动力学研究进展[J]. 力学进展, 2013, 43(1): 162-172.  
Yue Baozeng, Song Xiaojuan. Advances in rigid-flexible-liquid-control coupling dynamics of spacecraft[J]. Advances in Mechanics, 2013, 43(1): 162-172.
- [3] 马兴瑞, 等. 航天器力学环境分析与条件设计研究进展[J]. 宇航学报, 2012, 33(1): 1-12.  
Ma Xingrui, et al. Review and assessment of spacecraft mechanical environment analysis and specification determination[J]. Journal of Astronautics, 2012, 33(1): 1-12.

(下转第 38 页)

- 究[J]. 宇航材料工艺, 2016(4): 40-42.
- Liu Dawei, Li Bo, Li Gang, Yang Xiaoping. Preparation and performance of highly-flexible prepreg with low surface density[J]. Aerospace Materials & Technology, 2016(4): 40-42.
- [3] 张友华, 等. 低密度烧蚀材料高温气动剪切试验研究[J]. 宇航材料工艺, 2009, 39(6): 74-76.
- Zhang Youhua, et al. Aerodynamic shear tests on low density ablation materials under high temperature[J]. Aerospace Materials & Technology, 2009, 39(6): 74-76.
- [4] 罗丽娟, 等. 环境温度湿度对低密度烧蚀材料施工窗口的影响[J]. 宇航材料工艺, 2018, 48(6): 54-57.
- Luo Lijuan, et al. Effect of environmental temperature and humidity on operation period of low density ablato[J]. Aerospace Materials & Technology, 2018, 48(6): 54-57.
- [5] 王春明, 等. 低密度烧蚀材料在神舟飞船上的应用[J]. 宇航材料工艺, 2011, 41(2): 5-8.
- Wang Chunming, et al. Application of low density ablative material on shenzhou spacecraft[J]. Aerospace Materials & Technology, 2011, 41(2): 5-8.
- [6] 武高辉, 康鹏超, 张强. 基于新型防热机理的防热材料的设计与试验验证[J]. 中国材料进展, 2012, 31(1): 56-61.
- Wu Gaohui, Kang Pengchao, Zhang Qiang. Design and experimental verification of thermal protective materials based on the new thermal protective mechanism[J]. Materials China, 2012, 31(1): 56-61.
- [7] 冯志海, 等. 四种防热材料的烧蚀侵蚀试验研究[J]. 宇航材料工艺, 2001, 31(6): 10-13.
- Feng Zhihai, et al. Ablative erosion performance of four thermal protection composite materials[J]. Aerospace Materials & Technology, 2001, 31(6): 10-13.
- [8] 邹德荣, 王维明. 低特征信号高聚物基烧蚀材料[J]. 现代塑料加工应用, 2002, 14(1): 48-50.
- Zou Derong, Wang Weiming. Low-signal polymer-based ablation material[J]. Modern Plastics Processing and Applications, 2002, 14(1): 48-50.
- [9] 杨海龙, 等. 纳米隔热材料的热导率变化规律[J]. 宇航材料工艺, 2019, 49(2): 30-35.
- Yang Hailong, et al. Thermal conductivity variation of nano-porous thermal insulating materials[J]. Aerospace Materials & Technology, 2019, 49(2): 30-35.
- [10] 张友华, 等. 保形烧蚀材料及相关气动热试验[J]. 宇航材料工艺, 2016, 46(1): 18-26.
- Zhang Youhua, et al. Conformal ablative and correlative aeroheating tests[J]. Aerospace Materials & Technology, 2016, 46(1): 18-26.
- [11] 罗丽娟, 等. 辐射/烧蚀交替型柔性防热复合材料[J]. 宇航材料工艺, 2016, 46(4): 21-24.
- Luo Lijuan, et al. Radiation/ablation flexible thermal protection materials[J]. Aerospace Materials & Technology, 2016, 46(4): 21-24.
- [12] 胡良全, 等. 低密度防热材料的动态烧蚀与隔热特性研究[C]. 哈尔滨: 第十五届全国复合材料学术会议论文集, 2008.
- Hu Liangquan, et al. Aerodynamic shear tests on low density ablation materials under high temperature[C]. Harbin: 2008 National Conference on Composite Materials, 2008.

### 作者简介

- 李添骄(1987-), 女, 工程师, 主要研究方向为弹箭体舱段结构设计。
- 骆洪志(1986-), 男, 高级工程师, 主要研究方向为弹箭体舱段结构设计。
- 李倩云(1974-), 女, 高级工程师, 主要研究方向为弹箭体舱段结构设计。
- 李泽琛(1980-), 男, 高级工程师, 主要研究方向为弹箭体舱段结构设计。
- 吴会强(1977-), 男, 研究员, 主要研究方向为弹箭体舱段结构设计。

### (上接第 19 页)

- [4] 史星宇. 充液航天器的姿态控制与液体燃料晃动抑制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
- Shi Xingyu. Research on attitude control and fuel sloshing suppression of liqued filled spacecraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016.
- [5] 李东, 等. 长征五号运载火箭总体方案及关键技术[J]. 导弹与航天运载技术, 2017(3): 1-5.
- Li Dong, et al. The general scheme and key technologies of CZ-5 launch vehicle[J]. Missiles and Space Vehicles, 2017(3): 1-5.
- [6] 杨云飞, 等. 运载火箭摇摆发动机与全箭动力学特性耦合关系研究[J]. 宇航学报, 2011, 32(10): 2096-2102.
- Yang Yunfei, et al. Research on the coupling between swiveled engines and dynamic characteristics of launch vehicle[J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(10): 2096-2102.
- [7] 李家文, 李道奎, 周建平. 长助推捆绑火箭液体晃动模型研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2011(3): 6-12.
- Li Jia, Li Daokui, Zhou Jianping. Study of propellant sloshing model of launch vehicle with long strap-on boosters[J]. Missiles and Space Vehicles, 2011(3): 6-12.
- [8] 龙乐豪. 总体设计(中)[M]. 北京: 宇航出版社, 1989.
- Long Lehao. General design of rocket system[M]. Beijing: Aerospace Publishing House, 1989.

### 作者简介

- 余光学(1986-), 男, 博士, 高级工程师, 主要研究方向运载器姿态动力学与控制。
- 邓舞燕(1976-), 女, 研究员, 主要研究方向运载器姿态动力学与控制。
- 李东(1967-), 男, 博士, 研究员, 主要研究方向运载火箭总体技术。