

低温推进剂重定位推力幅值及时序优化

王亚军¹, 刘辉², 黄兵², 朱平平², 王承²

(1. 中国航天电子技术研究院, 北京 100094;

2. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘要: 为了减少重定位时间及推进剂消耗量, 提升低温末级的机动性及运载能力, 采用流体体积函数 (VOF) 方法开展重定位推力幅值及时序优化研究, 分析重定位过程推进剂质心高度、平均动能、卷气率以及平均气泡直径的变化规律, 以获得不同推力幅值及推力时序下的重定位时间和推进剂消耗量。结果表明: 小推力重定位时间长, 推进剂消耗量少; 而大推力重定位时间短, 推进剂消耗量多。通过合理优化推力时序可以有效减少重定位时间及推进剂消耗量。

关键词: 低温末级; 液氢; 重定位; 推力幅值; 时序优化

中图分类号: V475.1

文献标志码: A

文章编号: 2096-4080 (2023) 04-0001-08

Thrust Amplitude and Time-Series Optimization of Cryogenic Propellant Reorientation

WANG Yajun¹, LIU Hui², HUANG Bing², ZHU Pingping², WANG Cheng²

(1. China Aerospace Electronic Technology Research Institute, Beijing 100094, China;

2. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: In order to reduce the reorientation time and the propellant consumption, improve the mobility and carrying capacity of the cryogenic upper stage, a numerical simulation of reorientation employing volume of fluid (VOF) method is applied to investigate the thrust amplitude and time-series optimization of reorientation process, the reorientation time and propellant consumption are obtained by analyzing the variation of the propellant mass centre height, the average kinetic energy, the entrained gas ratio and the average bubble diameter. The results show that the reorientation time with the low thrust is longer than the reorientation time with high thrust, but the propellant consumption with low thrust is less than the propellant consumption of high thrust; The reorientation time and propellant consumption can be effectively reduced by reasonably optimizing thrust time-series.

Key words: Cryogenic upper stage; Liquid hydrogen; Reorientation; Thrust amplitude; Time-series optimization

0 引言

以液氢液氧、液氧甲烷为代表的低温推进剂比冲高、无毒无污染, 普遍应用于国内外新型液

体运载火箭^[1], 其取代以四氧化二氮、偏二甲肼为代表的常规推进剂已成为航天技术发展的必然趋势。

近年来, 提升低温末级的滑行时间已成为我

收稿日期: 2023-01-10; 修订日期: 2023-04-11

基金项目: 航天系统部预研项目 (30506070201)

作者简介: 王亚军 (1966-), 男, 博士, 研究员, 主要研究方向为飞行器总体设计。E-mail: yhzts@163.com

通信作者简介: 刘辉 (1997-), 男, 硕士研究生, 主要研究方向为飞行器总体设计。E-mail: yhzts@163.com

国航天运输系统发展的重要方向。低温末级长时间滑行由于表面张力作用造成贮箱内气液掺混,半人马座 AC-4 液氢排出贮箱以及星舰 SN10 氦气进入发动机均导致了飞行任务失败。因此,低温推进剂管理成为拓展滑行时间必须解决的关键问题之一^[2]。

目前大型低温火箭普遍采用正推管理方法,需要消耗一定量的推进剂以提供沉底推力,分为连续沉底与间歇沉底。为适应长时间滑行任务需求,提升运载能力及任务适应性,半人马座 D-1T 通过改进首先使用间歇沉底方案,并在 TC-2 和 TC-5 拓展任务中得到飞行验证。间歇沉底方案成为长时间滑行低温末级普遍采用的推进剂管理方案。

推进剂重定位研究方法通常包括地面试验、飞行搭载试验和数值仿真等^[3]。地面模拟微重力环境困难,落塔实验及飞机进行开普勒轨迹试验等方法不仅失重时间短,且试验贮箱的直径也受到限制。火箭飞行搭载试验周期长、成本高,且试验条件通常受到主任务的约束。数值仿真的研究方法,不受微重力水平、失重时间以及试验条件的限制,并能比较理想地模拟重定位过程的物理现象,越来越成为研究推进剂重定位过程的重要方法^[4]。

目前的仿真方法大多基于粒子数描述气泡逸出过程,但受到网格大小的影响无法模拟小气泡的逸出情况。针对这一问题,本文提出一种以卷气率预示气泡逸出过程的三维 CFD 方法,开展重定位推力幅值及时序优化设计,获得重定位时间及推进剂消耗量,促进低温推进剂管理方案的研究。

1 计算模型

推进剂在微重力下的重定位过程是一个存在气、液界面的两相流问题,主要控制力包括惯性力、黏性力以及表面张力。可采用 VOF (Volume of Fluid) 模型追踪气液界面,采用 CSF (Continue Surface Force) 模型考虑表面张力的作用。

1.1 控制方程

对于不可压流动,流体运动的连续方程、动量方程以及体积输运方程分别为^[5-6]

$$\nabla \cdot \mathbf{V} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \mathbf{V}) + \nabla \cdot (\rho \mathbf{V} \mathbf{V}) =$$

$$-\nabla p + \nabla \cdot [\mu (\nabla \mathbf{V} + \nabla \mathbf{V}^T)] + \rho \mathbf{g} + \mathbf{f}_s \quad (2)$$

$$\frac{\partial F}{\partial t} + \nabla \cdot (F \mathbf{V}) = 0 \quad (3)$$

式中, \mathbf{V} 为流体的运动速度; p , ρ , μ 分别为流体压强、密度、动力黏性系数; \mathbf{g} 为在轨重力加速度; \mathbf{f}_s 为气液界面表面张力; F 为网格单元内流体体积分。

VOF 模型的流体物性由每个控制体中各相组分决定,对于一个气液两相系统,每个网格的平均密度与黏性系数为^[7]

$$\rho = F\rho_L + (1-F)\rho_V \quad (4)$$

$$\mu = F\mu_L + (1-F)\mu_V \quad (5)$$

式中,下标 L, V 分别表示液相、气相,由于 $\rho_L > 10\rho_V$, 可以仅考虑液相,即 $\rho_V = 0$, $\mu_V = 0$ 。

1.2 连续表面张力 CSF 模型

CSF 模型中,界面的法向量 \mathbf{n} 由界面处第 k 相容积率 α_k 的梯度决定,相界面的曲率 κ 为界面单位法向量 $\hat{\mathbf{n}}$ 的散度,即^[8]

$$\begin{cases} \mathbf{n} = \nabla \alpha_k \\ \hat{\mathbf{n}} = \frac{\mathbf{n}}{|\mathbf{n}|} \\ \kappa = \nabla \cdot \hat{\mathbf{n}} \end{cases} \quad (6)$$

对于两相系统,利用体积力表示作用在相界面上的力在动量方程中增加的源项为

$$\mathbf{F}_{\text{vol}} = \sigma_{ij} \frac{\rho \kappa_i \nabla \alpha_i}{\frac{1}{2}(\rho_i + \rho_j)} \quad (7)$$

式中, \mathbf{F}_{vol} 为表面张力在动量方程中增加的源项, σ_{ij} 为表面张力系数。

2 仿真校验

Flow-3D 的 AVOR 技术为复杂的自由界面问题提供了更高的精度,在自由界面追踪领域具有领先优势。因此,本文选用 Flow-3D 进行微重力下重定位的仿真分析,并通过美国半人马座液氢贮箱缩比模型落塔实验进行仿真校验与修正。

美国半人马座落塔实验针对半径 5.5 cm 和 7.0 cm 的贮箱,以氟利昂 (Freon TF) 和氟化液 (FC-78) 为工质,开展了不同邦德 (Bond) 数下的重定位试验研究,得到的结果为重定位仿真校验提供了重要依据。

当液面形状最接近静止低重形状而仅为凹曲面时作用沉底推力,液体在沉底力的作用下流向

后底, 一般会依次出现以下特征流型^[9]:

1) 推进剂沿着箱壁流动形成液膜, 液膜到达箱底的特征时间记为 t_1 ;

2) 液膜到达箱底后沿着椭球底流动并在椭球底顶部碰撞形成涌泉, 特征时间记为 t_2 ;

3) 涌泉向箱顶运动并追赶上气液界面, 特征时间记为 t_3 ;

4) 涌泉到达箱顶, 特征时间记为 t_4 ;

5) 涌泉破裂, 推进剂流向贮箱后底, 形成晃动并不断衰减, 最终达到稳定, 特征时间记为 t_5 。

针对半径 5.5 cm 的贮箱、FC-78 工质、70% 填充率、 0.5 m/s^2 加速度的工况开展重定位仿真, 仿真结果如表 1 和图 1 所示。仿真捕捉到了重定位过程所有特征流型, 与试验结果具有一致性, 且对应特征时间的仿真值与测量值误差均小于 10%, 证明了仿真模型可以比较理想地模拟重定位过程的物理现象, 拓展了重定位过程的研究途径。

表 1 仿真结果与试验结果对比

Tab. 1 Results comparison of simulation and test

特征时间	重定位时间测量值/s	重定位时间仿真值/s	仿真误差/%
t_1	0.46	0.46	≈ 0
t_2	0.58	0.62	6.90
t_3	0.71	0.74	4.23
t_4	1.04	1.06	1.92
t_5	2.68	2.74	2.24

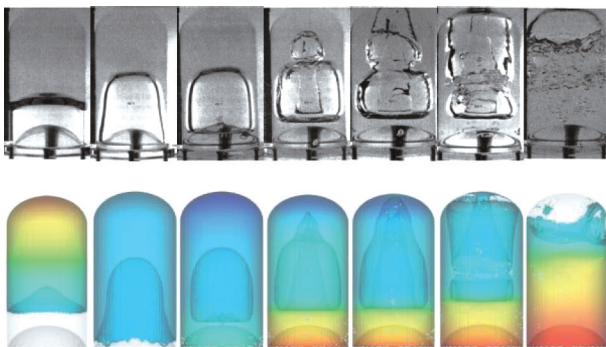


图 1 试验与仿真重定位过程流型对比

Fig. 1 Comparison of reorientation stream patterns between simulation and test

3 推力幅值对重定位过程的影响

针对直径 3.35 m 的低温末级开展 50% 填充率下的液氢推进剂重定位过程仿真, 研究推力幅值

对重定位过程推进剂流动特性的影响规律。

本文提出的重定位结束标准为: 以液体平均动能稳定小于 0.0002 J/kg 为贮箱排气重定位结束标准, 此时推进剂在贮箱底部小幅晃动, 避免液体推进剂排出贮箱; 以距离贮箱后缘 1.2 m 高的监测点卷气率稳定小于 0.0002 为发动机再启动重定位结束标准, 此时贮箱底部不夹气的推进剂能够维持主发动机工作 30 s 以上, 保证推进剂中的气泡逸出。

不同推力下的重定位仿真结果如表 2 所示, $2 \times 40 \text{ N}$ 小推力重定位过程特征流型如图 2 所示。不同推力重定位过程特征流型相似, 但推力越大, 液膜到达箱底的时间 t_1 、形成涌泉(推进剂在贮箱底部碰撞形成的回弹液柱)的时间 t_2 、涌泉追赶上气液界面的时间 t_3 、涌泉到达箱顶的时间 t_4 、达到贮箱排气标准的时间 t_5 以及达到发动机再启动标准的 t_6 越短, 但达到贮箱排气标所需的冲量 I_5 和达到发动机再启动标准所需的冲量 I_6 越大, 消耗的推进剂越多。

表 2 不同推力重定位仿真结果

Tab. 2 Reorientation results of different thrust

填充率	重定位时间/s						冲量/($\text{kN} \cdot \text{s}$)	
	t_1	t_2	t_3	t_4	t_5	t_6	I_5	I_6
$2 \times 40 \text{ N}$	36	44	58	64	280	528	22.40	42.24
300 N	18	24	30	34	186	290	55.80	87.00
$2 \times 300 \text{ N}$	12	16	20	22	176	218	105.60	130.80

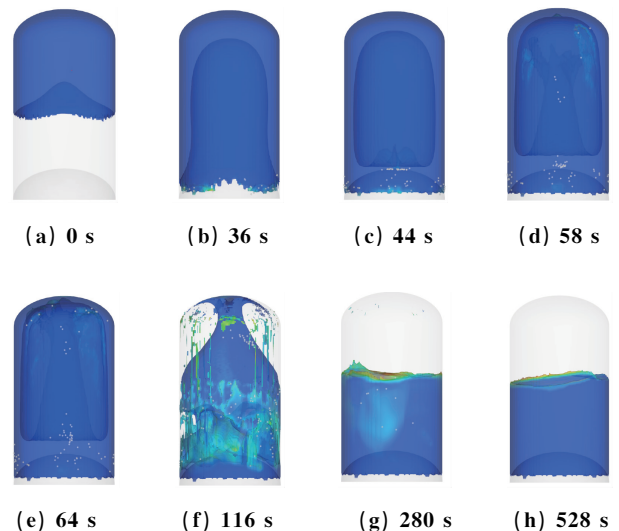


图 2 $2 \times 40 \text{ N}$ 推力重定位过程的特征流型

Fig. 2 Reorientation typical stream patterns with $2 \times 40 \text{ N}$ thrust

不同推力幅值下的流体质心高度和平均动能如图3和图4所示,分别具有相同的变化趋势。推力越大,重定位过程流体运动速度越大,质心高度与平均动能变化速率越快,各特征点出现的时刻也相应越早,质心高度与平均动能达到稳定的时间越短。随着推力的增大,平均动能幅值增大,但动能开始衰减的时刻更早且衰减速度越快,达到贮箱排气标准(平均动能小于 0.0002 J/kg)的时间 t_5 减小。

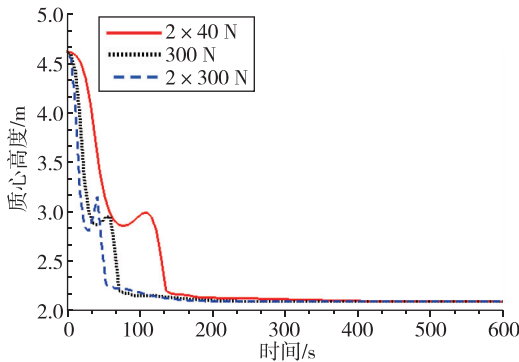


图3 不同推力幅值下的流体质心高度

Fig. 3 The fluid mass centre heights of different thrust amplitude

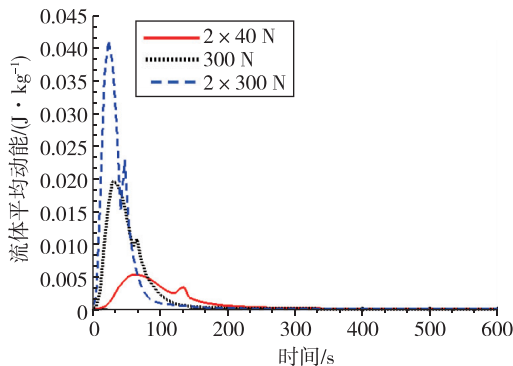


图4 不同推力幅值下的流体平均动能

Fig. 4 The fluid average kinetic energy of different thrust amplitude

不同推力幅值下的液体卷气率和平均气泡直径变化如图5和图6所示,监测点卷气体积分数如图7所示。液卷气体积分数为网格内气体所占的体积分数,用于衡量液体中的气体含量。平均气泡直径为液体中气泡的统计平均值,用于衡量液体中气泡大小。重定位初始阶段,由于 $2\times 40\text{ N}$ 和 300 N 推力重定位过程液膜流动速度小,不满足气泡卷入液膜的临界条件(雷诺数 $Re_\delta > 1500$,韦伯数 $We_\delta > 0.5Re_\delta^{2/3}$),卷气率直到液膜碰撞箱底卷入气泡后才开始上升;而 $2\times 300\text{ N}$ 重定位过程

液膜流动速度大,满足卷气临界条件,卷气率由于气泡卷入液膜而开始上升。液体卷气率达到最大值后随着气泡逸出开始下降,由于气泡逸出的初始阶段平均气泡直径相差不大,推力幅值成为影响气泡逸出速度的决定性因素。推力越大,尽管液体卷气率幅值随着平均动能幅值的增大而增大,但气泡开始逸出的时刻更早且逸出速度更快,达到发动机再启动标准(监测点卷气体积分数小于 0.0002)的时间 t_6 越短。

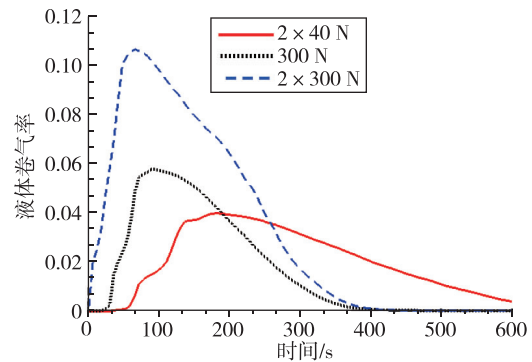


图5 不同推力幅值下的液体卷气率

Fig. 5 The fluid entrained gas ratio of different thrust amplitude

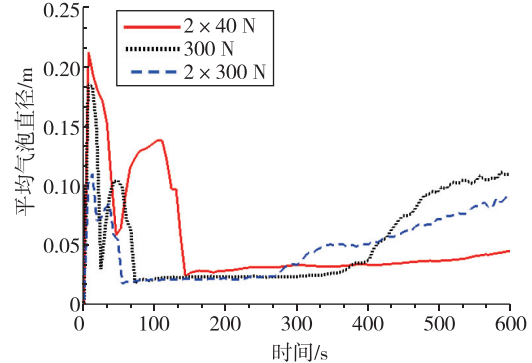


图6 不同推力幅值下平均气泡直径

Fig. 6 The average bubble diameters of different thrust amplitude

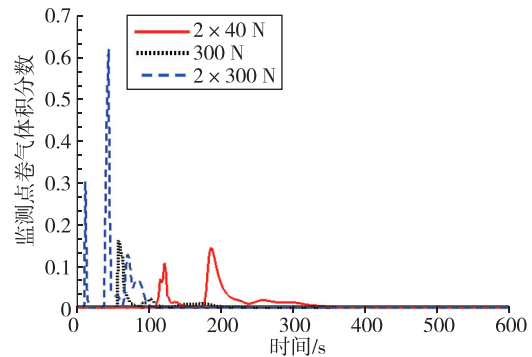


图7 监测点卷气体积分数

Fig. 7 The entrained gas volume fraction of detection points

不同推力重定位时间及重定位总冲随 Bond 数变化分别如图 8 和图 9 所示。Bond 数越大，重定位时间越短，且 t_1, t_2, t_3, t_4, t_5 具有一致的下降趋势，而 t_6 的下降趋势略有不同。图 8 中的 4 条黑色虚线分别代表总冲为 20, 60, 100, 140 $\text{kN} \cdot \text{s}$ 对应的等值线。对于 t_1, t_2, t_3, t_4 ，增大 Bond 数导致所需的总冲大幅增加，但对减小各特征时间的作用有限。对于 t_5 和 t_6 ，当 Bond 数小于 1 800 时，各特征时间随着 Bond 数的增大而迅速减少，且总冲变化不大；当 Bond 数大于 1 800 时，增大 Bond 数导致所需的大幅总冲增加，但对减少各特征时间的作用有限。Bond 数越大，总冲越大，消耗的推进剂越多。达到贮箱排气标准所需的总冲 I_5 随 Bond 数增大线性增大，而达到发动机再启动标准的总冲 I_6 随 Bond 数增大近似线性增大。因此，为减少推进剂的消耗量，建议优先在 Bond 数小于 1 800 的范围内选择沉底推力。

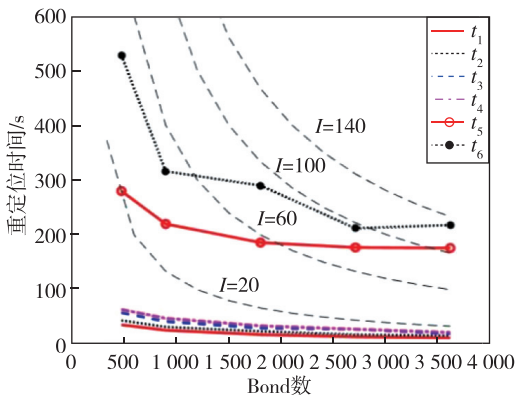


图 8 重定位特征时间随 Bond 数变化
Fig. 8 Change diagrams of the reorientation typical time against Bond number

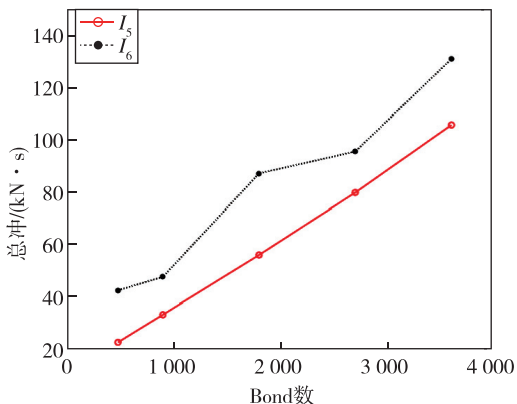


图 9 重定位总冲随 Bond 数变化
Fig. 9 Change diagrams of the reorientation total impulse against Bond number

4 重定位推力时序优化设计

如图 10 所示，重定位过程通常采用小推力沉底段与大推力抑制段组合的推力时序，沉底段减小重定位过程推进剂对贮箱底部的冲击以及推进剂的卷气率，抑制段抑制推进剂晃动并加速气泡逸出^[10]。推力切换时序直接影响重定位时间与推进剂消耗量，进而影响低温火箭的机动特性以及辅助动力系统规模，是推进剂重定位方案的关键。

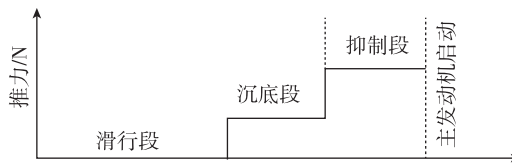


图 10 重定位典型推力时序
Fig. 10 Typical time-series of reorientation

$2 \times 40 \text{ N}$ 推力下重定位液体质心高度与动能如图 11 所示，约 150 s 前质心高度与动能具有相反变化趋势，能量在势能与动能之间相互转化；150 s 后动能在黏性耗散的作用下逐渐衰减，质心高度与动能趋于稳定。

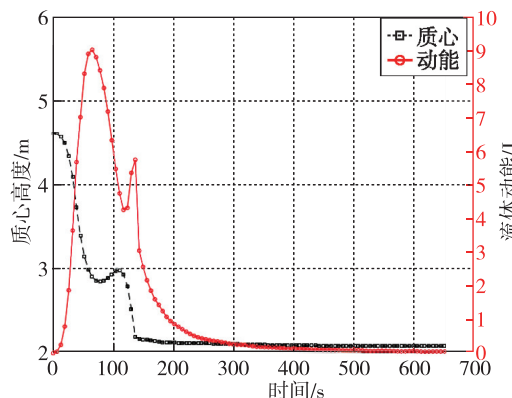


图 11 $2 \times 40 \text{ N}$ 重定位质心高度与液体动能变化图
Fig. 11 Change diagrams of the fluid mass centre height and kinetic energy with $2 \times 40 \text{ N}$ thrust

选取重定位过程流动、能量以及气泡的特征点作为推力切换时刻点。由于动能与势能各特征点对应时刻相差不大，仅选取动能特征点开展时序优化研究。选取的特征点时刻和流型如表 3 和图 12 所示。

不同推力切换时序下的仿真结果如表 4 和图 13 所示。贮箱排气重定位时间 t_5 和发动机再启动重定位时间 t_6 随推力切换时刻的增大先减小后增

表3 推力切换时序

Tab. 3 The different thrust time-series

时刻/s	特征
36	液膜到达箱底, 卷气率开始上升
44	液膜在共底顶部碰撞, 形成涌泉
65	动能达到最大值, 涌泉到达箱顶
117	动能达到第一个波谷, 气枕分为上下两个部分
182	气泡开始逸出, 质心高度基本稳定
280	动能达到稳定, 推进剂在贮箱底部小幅晃动

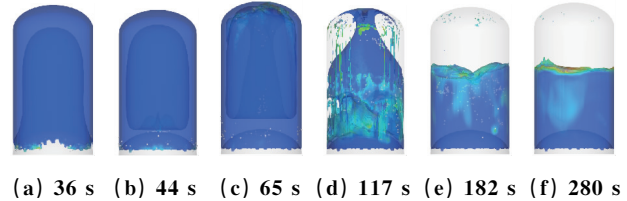


图12 不同推力切换时刻流型

Fig. 12 Initial liquid flow pattern of different thrust time-series

表4 不同推力切换时序下的仿真结果

Tab. 4 The simulation results of different thrust time-series

切换时刻	t_5/s	t_6/s	$I_5/(kN \cdot s)$	$I_6/(kN \cdot s)$	$\frac{t_6}{t_{6_80N}}$	$\frac{I_6}{I_{6_80N}}$
恒定 80 N	280	528	22.40	42.24	1	1
恒定 600 N	176	218	105.60	130.80	0.41	3.1
36 s	220	330	113.28	179.28	0.63	4.2
44 s	210	260	103.12	133.12	0.49	3.2
65 s	205	* 205	89.20	89.20	0.39	2.1
117 s	245	315	86.16	128.16	0.60	3.0
182 s	265	330	64.36	103.36	0.63	2.4
280 s	280	346	22.40	62.00	0.66	1.5

* 180 s 时达到发动机再启动标准。

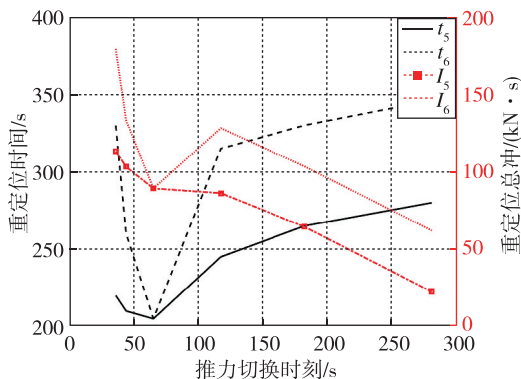


图13 重定位时间及重定位总冲

Fig. 13 The reorientation time and total impulse

大, 在 65 s 切换推力取得最小值。 t_{6_80N} 为恒定 80 N 的发动机再启动时间。达到贮箱排气标所需的冲量 I_5 随推力切换时刻增大而减小; 达到发动机再启动标准所需的冲量 I_6 随推力切换时刻的增大先减小、后增大、再减小, 并在 65 s 切换推力取得极小值。恒定 80 N 小沉底节省推进剂, 但重定位时间最长; 恒定 600 N 大沉底大大增加了推进剂消耗量, 但重定位时间不是最短。综合考虑重定位时间以及推进剂消耗量, 在动能达到最大值时切换推力, 不仅能让发动机最快启动, 同时相比于 600 N 大沉底减少了推进剂的消耗量, 是

比较合理的推力时序。

不同时序下的流体质心高度与平均动能如图 14 和图 15 所示, 在动能达到最大值时刻前后切换推力, 流体的质心高度与平均动能分别呈现不同的变化趋势。

以 36, 44, 65 s 为推力切换时刻的流体质心高度与平均动能分别具有一致趋势。随着推力切换时刻的增大, 流体质心高度降低, 在大推力作用下的位移减小, 获得的总能量相应减少, 造成流体平均动能幅值及回弹幅值随之减小, 质心高度的回弹幅值也减小。

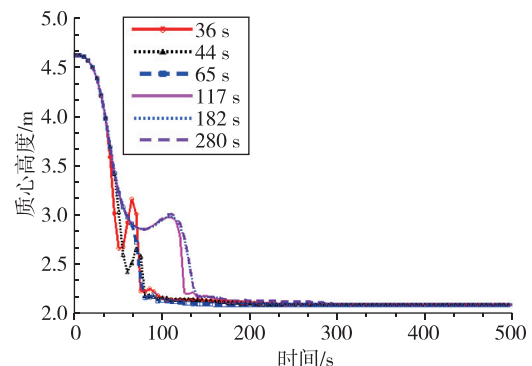


图14 不同切换时序下的液体质心高度

Fig. 14 The fluid mass centre heights of different thrust series

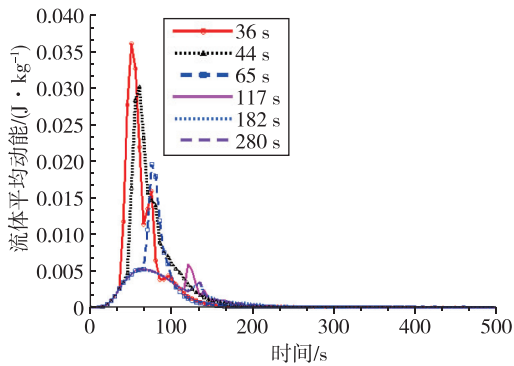


图 15 不同切换时序下的液体平均动能

Fig. 15 The fluid average kinetic energy of didderent thrust series

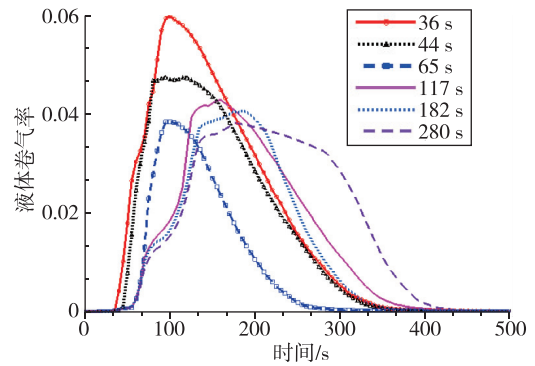


图 16 不同切换时序下的液体卷气率

Fig. 16 The entrained gas ratio of didderent thrust series

以 117, 182, 280 s 为推力切换时刻的流体质心高度和平均动能分别具有一致趋势。如表 5 所示, 117 s 时刻切换推力大沉底能量大于小沉底能量, 液体平均动能的第二个极大值大于第一个极大值, 且流动速度大, 质心高度达到稳定的时刻更早。182, 280 s 时刻切换推力, 大沉底能量小于小沉底能量, 对动能幅值回弹的贡献不大, 且推力切换时刻流体质心高度基本一致, 重定位过程获得的总能量相差不大, 质心高度变化及平均动能变化趋势基本一致。

表 5 不同切换时序下的液体获得的能量

Tab. 5 The energy gained by liquid of didderent thrust series

切换时刻/s	质心高度/m	小沉底能量/J	大沉底能量/J	总能量/J
36	3.74	69.6	996	1 065.6
44	3.40	96.8	792	888.8
65	2.90	136.8	492	628.8
117	2.94	133.6	516	649.6
182	2.13	198.4	30	228.4
280	2.11	200	12	212

注: 初始液体质心高度为 4.61 m, 重定位结束后流体质心高度为 2.08 m。

不同推力切换时序下的液体卷气率、平均气泡直径和监测点卷气体积分数分别如图 16~图 18 所示。在动能达到最大值时刻前后切换推力, 液体卷气率呈现不同的变化趋势。

36, 44, 65 s 时刻切换推力液体卷气率变化具有一致趋势。随着推力切换时刻的增大, 液体的卷气率幅值减小。气泡开始逸出时刻基本一致, 逸出过程过载相同, 卷气率幅值及平均气泡直径成为影响重定位时间的关键因素。36 s 与 44 s 时刻切换推力, 气泡逸出初始时刻平均气泡直径基本相同, 重定位时间随着卷气率幅值的减小而减

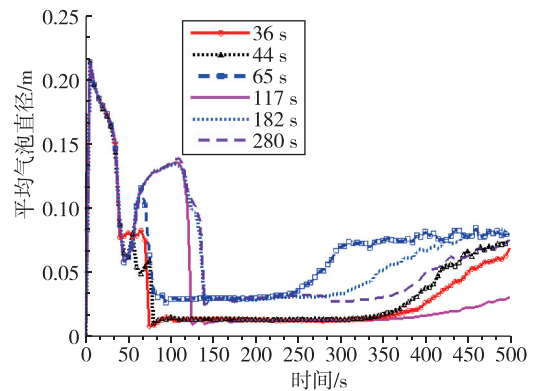


图 17 不同切换时序下的平均气泡直径

Fig. 17 The average bubble diameters of didderent thrust series

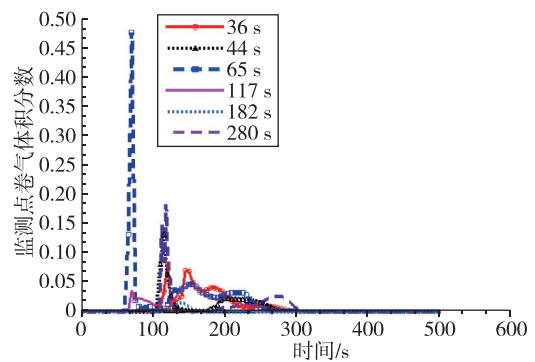


图 18 不同切换时序下的监测点卷气体积分数

Fig. 18 The entrained gas volume fraction of detection points of didderent thrust series

小。65 s 时刻切换推力, 气泡逸出初始时刻平均气泡直径大且卷气率幅值小, 重定位时间短。

117, 182, 280 s 时刻切换推力液体卷气率变化具有一致趋势。各工况卷气率幅值相差不大。117, 182 s 时刻切换推力, 气泡逸出过程过载相

同, 气泡开始逸出时刻及平均气泡直径成为影响重定位时间的关键因素。117 s 工况平均气泡直径小但气泡开始逸出时刻更早, 重定位结束时间小于 182 s 工况。280 s 时刻切换推力气泡逸出过程平均气泡直径与 182 s 工况基本一致; 280 s 前过载小, 气泡逸出速度慢, 卷气率下降速率小; 280 s 后过载大, 气泡逸出速度快, 卷气率迅速下降; 但由于气泡逸出初期逸出速度慢, 重定位时间最长。

5 结论

本文基于 CFD 仿真平台对低温末级开展重定位仿真, 研究推力幅值及推力切换时序对重定位过程推进剂流动特性的影响, 分析流体质心高度、平均动能、卷气率以及平均气泡直径的变化规律, 获得重定位时间及推进剂消耗量, 得到以下结论:

1) 推力越大, 重定位时间越短, 但消耗的推进剂越多。

2) 组合推力既可以减少重定位时间, 又可以减少推进剂消耗量。在动能达到最大值时刻切换推力, 重定位时间最短且推进剂消耗量较少, 是比较理想的推力切换时序。

3) 对于长时间滑行的低温末级, 要求减少推进剂的消耗量, 应选用恒定小推力沉底; 或在动能达到最大值时刻切换推力, 推进剂消耗量较少且重定位时间最短。

参考文献

- [1] 李佳超, 梁国柱. 运载火箭低温推进剂热管理技术及应用进展分析[J]. 宇航总体技术, 2017, 1(2):59-70.
- [2] 侍野, 唐一华, 刘畅, 等. 低温推进剂集成管理技术的发展与启示[J]. 宇航总体技术, 2019, 3(2): 54-61.
- [3] 褚桂敏. 低温上面级滑行段的推进剂管理[J]. 导弹与航天运载技术, 2007(1):27-31.
- [4] 刘桢, 褚桂敏, 李红, 等. 运载火箭上面级微重力环境下的推进剂管理[J]. 导弹与航天运载技术, 2012(4): 20-26.
- [5] 尕永婧, 王浩苏, 张青松, 等. 垂直着陆过程推进剂流动行为特性及影响分析[J]. 深空探测学报, 2021, 8(1):42-50.
- [6] Marchetta J, Winter A. Preflight prediction and optimization of a reduced gravity experiment to investigate magnetic positive positioning of LOX[C]. Proceedings of 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2005.
- [7] 邓新宇, 唐一华, 黄兵, 等. 推进剂重定位数值仿真[J]. 导弹与航天运载技术, 2009(1):11-14.
- [8] 郭舜之. 高真空、微重力、冷背景下近三相点多相流数值模拟研究[D]. 兰州: 兰州交通大学, 2018.
- [9] Li Z G, Zhu Z Q, Liu Q S, et al. Simulating propellant reorientation of vehicle upper stage in microgravity environment [J]. Microgravity Science and Technology, 2013, 25(4): 237-241.
- [10] 刘桢, 王丽霞, 林宏, 等. 液体重定位推力时序的优化研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2018(1): 106-110.

引用格式: 王亚军, 刘辉, 黄兵, 等. 低温推进剂重定位推力幅值及时序优化[J]. 宇航总体技术, 2023, 7(4):1-8.

Citation: Wang Y J, Liu H, Huang B, et al. Thrust amplitude and time-series optimization of cryogenic propellant reorientation [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2023, 7(4):1-8.