

非完全对称火箭的助推器布局研究

邓新宇, 张津泽, 曾耀祥, 陈宇

(北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘要: 捆绑助推器是提高火箭运载能力最有效的方式, 针对某捆绑2个助推器的非完全对称火箭横向布局、纵向布局两种方式, 研究了不同布局对火箭姿态控制、飞行载荷的影响。结果表明, 一般情况下纵向布局有利于姿态控制, 横向布局有利于降低载荷。

关键词: 非完全对称; 运载火箭; 助推器布局

中图分类号: V475.1

文献标志码: A

文章编号: 2096-4080 (2019) 06-0013-06

Research on the Booster Arrangement of Non-Complete-Symmetric Launch Vehicle

DENG Xinyu, ZHANG Jinze, ZENG Yaoxiang, CHEN Yu

(Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 10076, China)

Abstract: Booster is the most effective method of increasing the payload capacity of launch vehicle. In this paper, we studied broadwise/endwise overall arrangement of a launch vehicle with two boosters. Results indicate that endwise overall arrangement is helpful to increase attitude control capacity, and broadwise overall arrangement is propitious to reduce flight loads.

Key words: Non complete-symmetric; Launch vehicle; Booster overall arrangement

0 引言

运载火箭是人类进出空间的基础, 运载能力决定着一个国家利用和控制空间的实力。通过在基本模块基础上捆绑助推器可以大幅提高火箭的起飞规模, 是在生产制造条件基本不变的情况下, 提高火箭运载能力最有效的方式, 在国内外得到了广泛应用, 例如 CZ-3B、宇宙神 V、德尔它 IV、阿里安 5、H-2B 等^[1]。随着运载火箭技术的发展, 在典型的捆绑4个助推器的完全对称布局(4个助推器均布在4个象限线)基础上, 逐渐发展出捆绑1个、2个、3个、5个助推器^[2]等多种形式的布局, 见图1。



图1 捆绑不同数量助推器的火箭
Fig.1 Various boosters

收稿日期: 2019-08-27; 修订日期: 2019-10-21

作者简介: 邓新宇 (1984-), 男, 硕士, 高级工程师, 主要研究方向为运载火箭总体设计。

E-mail: love_xin12@163.com

相对捆绑4个完全对称的助推器布局,非完全对称布局形式带来了一些新的问题。目前,国内学者针对该种布局下如何实现控制优化等具体设计难题开展了深入研究并实现工程应用^[3],但对于方案论证的总体设计中如何选择助推器布局尚未见系统性研究。本文以某采用通用芯级的新型运载火箭为例,对芯一级捆绑2个通用芯级助推器的火箭布局进行了初步研究和分析。

1 国内外非完全对称火箭总体布局

在多种非完全对称助推器中,以捆绑2个助推器的布局最为典型。目前捆绑2个助推器的运载火箭主要包括德尔它IV-H、法尔肯H、阿里安V、CZ-3C火箭等。

助推器围绕箭体轴线周向布局,因此助推器布局不改变轴向来流的影响,主要涉及不同布局下的横向来流导致的攻角和侧滑角变化,从而对姿态控制、载荷分布产生影响。无风状态下火箭飞行的理论攻角很小(几乎为0),实际飞行中产生攻角和侧滑角的主要因素是高空风干扰,因此决定布局的设计状态是在高空风影响区域飞行阶段。

以捆绑两个助推器的运载火箭为例,相对横向高空风干扰方向,可以有两种基本布局,见图2。

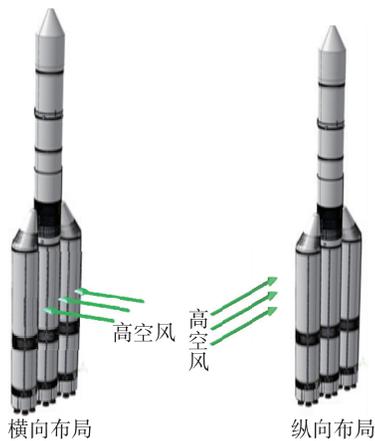


图2 两种助推器布局形式

Fig. 2 Two types of booster arrangement

1) 横向布局:2个助推器模块沿着高空风来流横向两侧布局(3个模块的连线与风向垂直),每个模块均处于高空风来流的迎风面上。

2) 纵向布局:2个助推器模块沿着高空风来

流纵向布局(3个模块的连线与风向平行),仅一个助推器模块处于高空风来流迎风面上。

以美国卡纳维拉尔角发射场为例,高空风场最恶劣的状态为西风带^[4],当火箭东(或东略偏南)射向发射,横向布局时3个模块连线近似与地平面平行,纵向布局时3个模块连线近似与地平面垂直。法尔肯H、德尔它IV-H火箭在该发射场东射向发射时,在高空风干扰区域飞行均采用横向布局^[5-6],见图3、图4。在赤道附近的库鲁发射场东射向发射的阿里安V火箭^[7]以及在我国西昌发射场东射向发射的CZ-3C火箭^[8]也采用横向布局,见图5。



图3 法尔肯H火箭布局

Fig. 3 Booster arrangement of Falcon H



图4 德尔它IV-H火箭布局

Fig. 4 Booster arrangement of Delta IV H



图5 阿里安V火箭布局

Fig. 5 Booster arrangement of Ariane V

需要注意的是,由于高空风方向与射向未必

相同，会导致地平面上看到的助推器相对布局也不同。例如在美国卡纳维拉尔角发射的火箭射向朝南时，则横向布局时 3 个模块连线近似与地平面垂直，纵向布局时 3 个模块连线近似与地平面平行。

2 姿态控制影响分析

助推器布局形式对姿态控制的影响主要是气动参数和转动惯量的变化，可以用 b_2 衡量表征，表示攻角（或侧滑角）变化 1° 引起的角速度增量，见式 (1)。 $|b_2|$ 越大，表示相同条件下外界干扰作用越大，相应需要的火箭主动控制力越大^[9]。

$$b_2 = \frac{57.3C_{Na}(X_{cp} - X_{cm})qS}{I} \quad (1)$$

式中， C_{Na} 为法向力系数导数， X_{cp} 为压心位置， X_{cm} 为质心位置， I 为转动惯量， q 为飞行动压， S 为参考面积（一般取芯级横截面积）。

针对高空风干扰方向的姿态稳定性控制，纵向布局方式具有如下特点：

1) 法向力系数较小。在高空风作用下，纵向布局迎风面积最小，气动力相比横向布局明显减少，导致气动法向力系数减少，见表 1， $|b_2|$ 相应降低约 70%。

表 1 法向力系数导数 C_{Na}

Tab. 1 Normal force coefficient derivative C_{Na}

Ma	横向布局	纵向布局
0.40	2.54	0.77
0.80	2.54	0.77
1.00	2.62	0.78
1.50	2.71	0.82
2.00	2.91	0.90

2) 压心位置靠前。纵向布局时箭体助推器（位于全箭的中后部）部位迎风面积减少，但其余部位气动特性基本不变，则尾部气动力在全箭气动力中的占比下降，压心将远离尾部，向箭体头部移动，见表 2。针对助推器相对长度较长的火箭（例如通用芯级），压心整体靠前，一般在高空风区域飞行状态压心位于质心前面 ($X_{cp} < X_{cm}$ ， X_{cp} 、 X_{cm} 分别表征压心 / 质心距离火箭头部的距离)。压心位置向头部移动后 (X_{cp} 减小)， $|X_{cp} - X_{cm}|$ 绝对值增加， $|b_2|$ 相应增加大约 45%。

表 2 压心位置

Tab. 2 Pressure center position

Ma	横向布局/m	纵向布局/m
0.40	51.4	41.2
0.80	51.5	41.1
1.00	51.9	40.1
1.50	50.8	39.1
2.00	53.5	39.6

3) 转动惯量增加。假定高空风干扰的方向沿 $-Y$ 方向，姿态稳定性控制对象主要为绕 Z 轴方向姿态角，见图 6 (X 、 Y 、 Z 坐标轴满足右手定则)。纵向布局任意质点 m 与全箭质心的距离为 L_2 ，横向布局时相应的距离为 L_1 。由图 6 可知， $L_2 > L_1$ ，纵向布局助推器各个部分绕 Z 轴方向的转动惯量更大。某特征时刻不同布局下的飞行转动惯量见表 3，将导致 $|b_2|$ 相应降低约 5%。但是需要说明的是，在姿态稳定性控制设计中，由于转动惯量增加导致降低 $|b_2|$ 的同时，也会同样降低 $|b_3|$ （表征单位摆角产生的控制角速度增量），因此转动惯量的变化最终几乎没有影响效果。

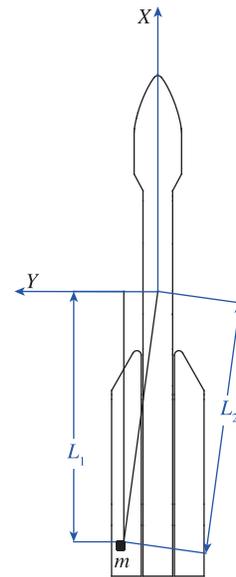


图 6 转动惯量

Fig. 6 Moment of inertial

表 3 转动惯量

Tab. 3 Moment of inertial

横向布局/ ($\text{kg} \cdot \text{m}^2$)	纵向布局/ ($\text{kg} \cdot \text{m}^2$)
4.88×10^8	5.16×10^8

两种布局方式气动稳定力矩系数分别见图7、图8,采用纵向布局时气动稳定力矩系数有所降低(额定值由0.3降低至0.18),高空风干扰导致的角速度偏差减少,可以减少姿态控制力矩的需求,从而降低姿态控制的难度。

需要说明的是,对于某些特定外形的火箭,压心与质心的相对位置在静稳定和静不稳定的临界状态时,不同布局下($X_{cp} - X_{cm}$)可能反号从而导致 $|X_{cp} - X_{cm}|$ 增加的幅度更大,甚至超出法向力系数变小的幅度。因此也存在纵向布局 $|b_2|$ 更大,控制难度更大的可能性。

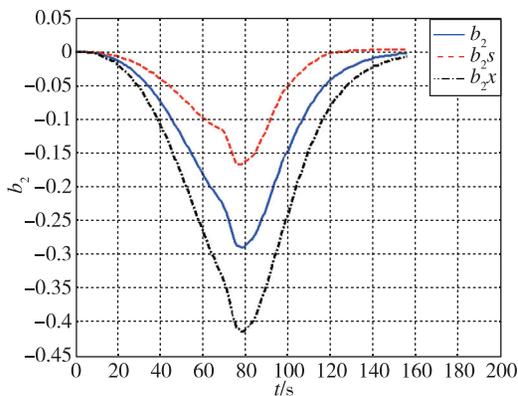


图7 横向布局气动稳定力矩系数

Fig. 7 b_2 of launch vehicle with broadwise arrangement

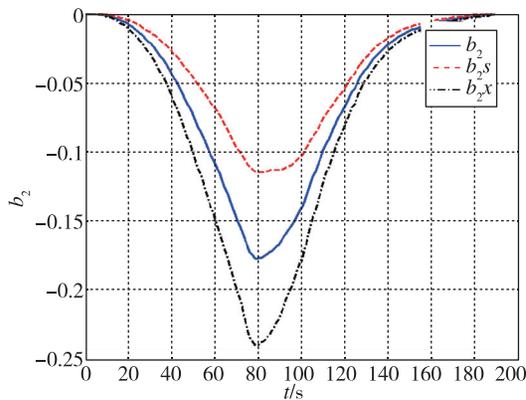


图8 纵向布局气动稳定力矩系数

Fig. 8 b_2 of launch vehicle with endwise arrangement

3 飞行载荷影响分析

3.1 二级以上载荷

不同助推器布局导致高空风作用下的攻角和侧滑角变化,主要影响的是气动载荷产生的剪力和弯矩载荷。对于不同助推器布局的火箭二级

(含)以上部分气动外形没有变化,相应的气动力和气动载荷分布不变。

对于纵向布局,在高空风作用下的全箭迎风面积减少,从而全箭气动力降低,气动力作用下的全箭各质量单元响应加速度减小(惯性力)。二级(含)以上结构在外界气动力分布不变的情况下,惯性力减小,结构承受的剪力反而增加,相应的弯矩也有一定程度的增加(最大约占总设计载荷的约5%),见式(2)和图9。

$$Q_j = \sum_{i=1}^j F_i - \sum_{i=1}^j m_i a_i \quad (2)$$

式中, Q_j 为剪力, F_i 为外力, m_i 为质量单元, a_i 为响应加速度。

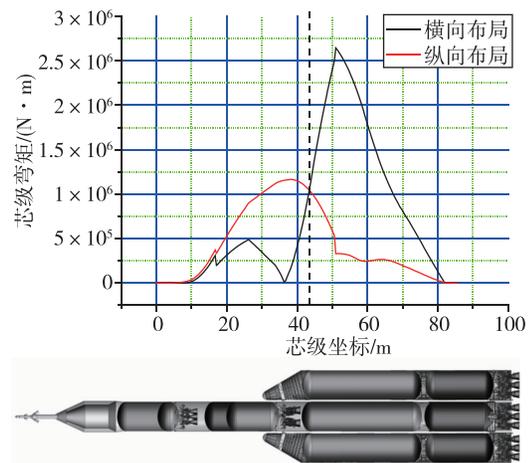


图9 弯矩分布

Fig. 9 Bending moment

3.2 芯一级载荷

纵向布局时,芯一级同样存在前述惯性力减小的因素,但由于总迎风面积大幅减少,芯一级无需额外承担由两侧横向助推器传递过来的气动载荷,整体弯矩载荷下降幅度更明显。所以一级结构承受的总剪力显著减少,总的弯矩大幅降低。

对于芯一级结构设计而言,最大承载工况通常是助推器关机前最大过载时刻,此工况下火箭飞行高度一般达到100km左右,气动力载荷占比极小。因此虽然纵向布局对于降低一级的的气动载荷有利,但往往并不是一级结构的设计工况,对降低一级结构质量几乎没有效果。

此外,还需要关注的是采用纵向布局时,虽然芯一级不直接处于迎风面,但由于在飞行攻角和侧滑角作用下,两个助推器头锥后的流场非对

称性现象十分明显，影响区域从芯一级前部延伸到尾段附近，导致芯一级箭体整体仍然存在较明显的法向力，见图 10。

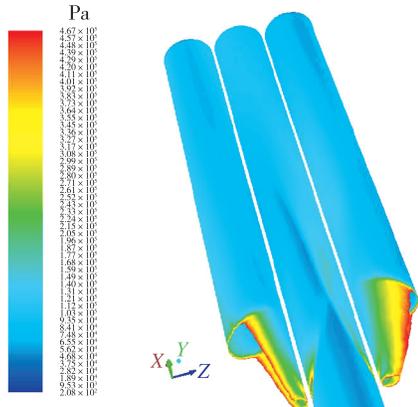


图 10 纵向布局时芯一级表面压力分布
Fig. 10 Surface pressure of first stage with endwise arrangement

3.3 助推器载荷

纵向布局时，在高空风作用下，迎风侧的助推器下游由于芯级箭体的阻碍，背风面形成局部低压区，压差较大。斜头锥与芯级距离更近，该效应更加明显，例如 $Ma=2$ ，攻角 6° 时斜头锥局部法向力系数最大达到横向布局的 3 倍，见图 11、图 12。而横向布局时，助推器下游无阻碍，来流压力可以迅速得到恢复，头锥的迎风、背风面的压差较小。因此，纵向布局时迎风面的助推器头锥载荷更大，会导致相应的结构质量有所增加。

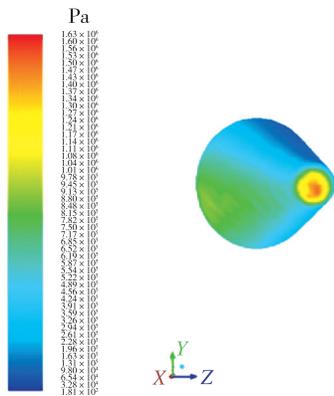


图 11 横向布局助推头锥压力分布
Fig. 11 Surface pressure of booster nose with broadwise arrangement

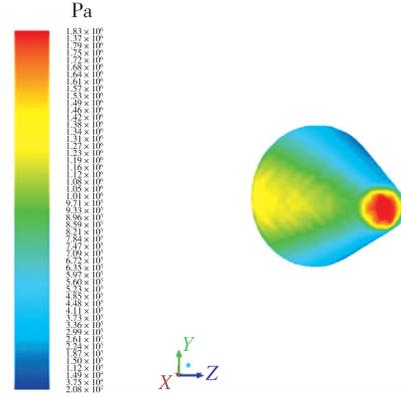


图 12 纵向布局助推头锥压力分布
Fig. 12 Surface pressure of booster nose with endwise arrangement

4 其他因素分析

除了上述因素外，在实际工程应用中还需要考虑摇摆控制力方向、塔架布局等因素。例如发动机仅能够单向摇摆时，助推器布局还需要考虑控制力的方向与高空风向一致。也可能由于既有的塔架方位限制，火箭起飞时需要采用纵向布局，起飞后通过滚转到横向布局，例如德尔它 IV H 火箭飞行状态，见图 13。



图 13 滚转前后助推器布局
Fig. 13 Booster arrangement of before and after rolling

此外，发射场的高空风场风向也可能会随着季节有一定程度的变化，助推器布局取决于最恶劣风场对应的风向。例如北纬中纬度附近区域，西向高空风最为恶劣，在个别月份可能转变为风力较小的南向高空风，但按照西向最大风设计的火箭仍然能够适应较小的南向风场。为了减少火箭技术状态变化，助推器布局可以不再随着风场风向变化。

5 结论

通过对某非完全对称运载火箭助推器相对高空风的两种布局方式进行研究,从姿态控制、飞行载荷等因素进行了初步分析,结果表明:

1) 一般对于助推器长度相对较长的运载火箭(例如通用芯级),从降低姿态控制难度采用纵向布局有一定优势。但对于静稳定临界状态的某些特定外形,也存在横向布局更有利于控制的可能;

2) 从降低飞行载荷角度来说,采用横向布局可以降低二级以上载荷,但会增加一级和助推器载荷。由于降低二级以上载荷对结构效率和运载能力的贡献更大,采用横向布局有一定优势。

一般情况下,一方面,火箭控制能力适应范围较大,为了尽可能实现结构减重和提升运载能力,宜采用横向布局。另一方面,由于目前火箭采用各种先进的控制方法^[10-12],两种布局形式对全箭载荷的影响仅限于个别部段,并且最大幅值仅占总载荷的5%,影响程度并不大。因此,实际工程应用中,助推器的布局还需要结合发动机摇摆控制力方向、塔架布局等因素进行综合考虑。

参考文献

- [1] 龙乐豪,李平岐,秦旭东,等.我国航天运输系统60年发展回顾[J].宇航总体技术,2018,2(2):1-6.
- [2] 张菽.宇宙神5系列运载火箭的现状及其未来的发展[J].导弹与航天运载技术,2008(2):56-60.
- [3] 陈全育.“老三”担重任——中国航天科技集团公司一院“长三丙”研制背后的故事[J].中国航天,2010(10):15-18.
- [4] 赵人谦,陈振官,付维贤.风切变与运载火箭设计[J].宇航学报,1998,19(2):105-108.
- [5] 孙雅平.德尔它4系列运载火箭[J].导弹与航天运载技术,2005(6):21-27.
- [6] 龙雪丹.“猎鹰重型”火箭成功首飞及其未来应用前景分析[J].国际太空,2018(3):16-23.
- [7] 王劲松,杨瑞亭.阿里安5系列[J].火箭推进,1994(6):56-65.
- [8] 刘建忠,李聘.长征三号丙运载火箭[J].中国航天,2008(8):11-13.
- [9] 万音,倪嘉敏,刘志珩.总体设计-气动设计[M].北京:中国宇航出版社,1991:138-139.
- [10] 李效明,许北辰,陈存芸.一种运载火箭减载控制工程方法[J].上海航天,2004(6):7-14.
- [11] 宋征宇.运载火箭飞行减载控制技术[J].航天控制,2013(5):3-18.
- [12] 余梦伦.CZ-2E火箭高空风弹道修正[J].导弹与航天运载技术,2001(1):9-15.

引用格式:邓新宇,张津泽,曾耀祥,等.非完全对称火箭的助推器布局研究[J].宇航总体技术,2019,3(6):13-18.

Citation: Deng X Y, Zhang J Z, Zeng Y X, et al. Research on the booster arrangement of non-complete-symmetric launch vehicle [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2019, 3 (6): 13-18.