

系列化构型运载能力设计余量留取方法研究

容 易, 王俊峰, 宋 强

(北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘 要: 调研了美国航天型号研制中设计余量留取的情况, 结合系列化构型论证工作, 对运载能力设计余量留取问题进行了初步研究, 分析了关键参数对运载能力的影响, 针对不同目标轨道、系列化构型的差异, 探索得到了运载能力设计余量差异化留取的方法。

关键词: 运载能力; 设计余量; 目标轨道; 系列化构型

中图分类号: V421.1

文献标志码: A

文章编号: 2096-4080 (2020) 01-0008-07

Design Margin Allocation Study for Serialized Launch Vehicles

RONG Yi, WANG Junfeng, SONG Qiang

(Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: The design margin allocation status in U. S. aerospace products' development is briefly reviewed in this work. Considering features of serialized launch vehicle development, the design margin allocation is studied. The impact analysis on launch capacity caused by various key factors is elaborated. Focusing on different launch orbits and diverse configurations, the method of design margin allocation is obtained.

Key words: Launch capacity; Design margin; Launch orbits; Serialized launch vehicle

0 引言

运载火箭从方案论证阶段到工程实施, 通常由于结构质量超重、发动机推力下降以及发动机比冲降低等因素导致运载能力降低, 无法满足用户需求。因此在运载火箭研制初期, 合理的预示运载能力是一项富有挑战性的工作。由于在概念研究阶段面临各种各样的不确定因素, 这种预示往往有很大难度。过于乐观的估计会导致项目后期运载能力下降、代价高昂的减重措施甚至导致项目下马。传统型号论证时, 由弹道专业将运载能力计算结果直接提供给型号总体, 总体视具体情况留取 10%~20% 的设计余量, 这是一种沿袭下来的传统经验做法。

新型火箭论证时往往采用模块化、系列化的设计思路, 同时每种火箭要适应如近地、奔月、奔火等不同目标轨道的任务需求。为降低新型火箭未来工程实施过程中出现运载能力下降的风险, 有必要在火箭论证阶段, 对运载能力余量的留取方法开展更精细的研究, 分析结构质量、发动机推力、发动机比冲等性能下降与不同构型、不同轨道运载能力下降的对应关系, 进而在工程研制过程中对以上因素进行严格控制, 确保火箭运载能力满足工程总体需要^[1]。

1 国外典型宇航型号设计余量留取

由齐奥尔科夫斯基公式可知, 运载火箭的理论速度增量主要取决于质量效率和推进效率, 即运载火箭结构质量、发动机性能^[2]。

收稿日期: 2019-09-08; 修订日期: 2019-10-24

作者简介: 容易 (1978-), 女, 博士, 研究员, 主要研究方向为运载火箭总体设计。E-mail: rongyiyi781030@126.com

$$\Delta V = I_{sp} g_0 \ln \frac{m_0}{m_f} \quad (1)$$

结构质量超重影响到几乎所有的航天项目，而具体超重程度与各个项目所面临的具体情况有关。历史数据表明，各种航天项目所经历的超重程度差异很大。图 1 给出了美国部分航空航天型号研制中超重的情况。较为典型的案例是航天飞机（STS），其各子系统设计中都不同程度地存在超重的情况：惯性上面级（IUS）机载支持设备

的质量成倍增长，固体助推器（SRB）增重 40% 以上；其他部段的超重情况略低，但也存在增长 20% 以上的情况。通过比对早期土星系列运载火箭的超重情况可知，在航天飞机研制中，质量超重的情况并未得到大幅改善。美国在运载火箭研制上所采取的策略为：新研结构部段留取 15% 的余量，继承性好的部段留取 5% 的余量^[3]。图 1 记录了各型号主要部段或整体的增重情况。

航天运输系统及部段		航空器		其他航天型号	
Saturn I		X-20	44%	Centaur	22%
S-I stage	16%	XB-70	45%	Thor	5%
Interstage	24%	F4H	15%	Titan I	10%
S-IV stage	16%	F101	7%	Titan II	2%
Saturn V		F3H	-4%	Titan III	-1%
S-IC stage 501	7%	DC-8	6%	Mercury	28%
S-II stage 501	32%	DC-9	7%	Gemini	18%
S-IVB stage 501	33%	C-131A	1%	Apollo, Inert	22%
Space Shuttle		F-102	29%		
Inert SRM(w/o DFI)	6%	F-111	23%	均值	13.4%
Inert SRB(w/o DFI)	13%	F-106	4%		
SRB Subsystems(w/o DFI)	43%	Concorde	26%		
ET, Standard, Inert	10%	均值	16%		
Orbiter	27%				
Inertial Upper Stage					
IUS(2-stage, dry)	11%			整体均值	21%
IUS ASE	122%				
X-33	57%				
X-37	25%				
均值	29.5%				

图 1 美国航空宇航型号研制过程中的增重情况（百分比）

Fig. 1 U. S. aerospace product historical mass growth (percentage)

美国洛克达因公司研制的几型发动机也存在严重的超重情况，J-2 和 F-1 发动机最初是独立于箭体开展研制的，经历了设计要求变化、箭体集成等因素导致的超重问题。这些发动机后续都采用了相关的减重措施，以期达到 13%~16% 的减重目标。相比最初方案中的发动机质量，最终的增重比例见表 1^[4]。

表 1 洛克达因公司几型发动机超重的情况

Tab. 1 Historical mass growth of Rocketdyne engines

序号	发动机	增重比例
1	F-1	59%
2	J-2	69%
3	SSME	14%
4	RS-68	13%

发动机性能对运载能力的主要影响项是比冲、推力。比冲影响到所产生的理论速度增量；推力影响到主动段，尤其是飞行初段的重力损失。航

天飞机主动力系统 SSME、固体助推的比冲相比早期预估值分别下降了 2.5s 和 1.5s。

为了处理由于不确定性带来的超重问题，设计师将在预示出的运载能力上扣除一定比例——这部分质量被称为设计余量。如何决策设计余量是一个重要的设计策略；设计余量应合理留取，以覆盖研发过程中的超重、技术成熟度欠缺以及其他未知因素。过多的余量将导致系统规模过大，而过少的余量将可能导致许多问题的发生，最终无法满足性能要求。在航天飞机设计流程以及首飞中，由于设计余量不足、工程方法等因素导致运载能力缺口约 45000 磅，首飞运载能力仅为 20000 磅。在初始论证阶段，轨道器留取 10000 磅设计余量，这些余量在 1975 年就因系统超重等原因消耗殆尽。后续，航天飞机为了提高运载能力，对固体助推器、外贮箱、氢氧发动机以及轨道器等部段采取了许多减重措施及改进方案，这些措施导致操作流程更加复杂，给系统研制带来很大

困难。航天飞机 28.5° 倾角、100 海里近地轨道的原设计能力为 60000 磅，最终实现的运载能力为 55250 磅。航天飞机运载能力演变情况见图 2。

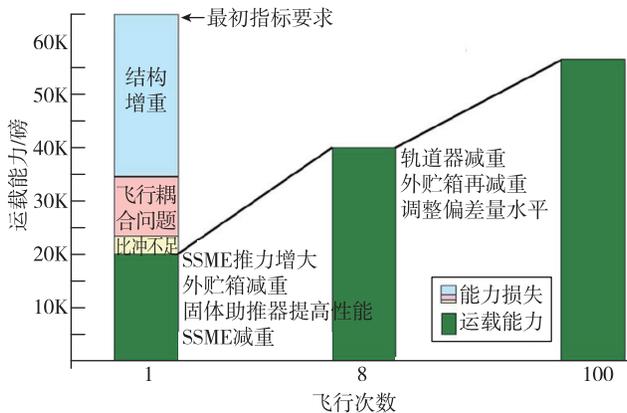


图 2 航天飞机运载能力的演变过程

Fig. 2 Space shuttle performance evolution

相关资料记载^[1]，美国运载火箭的研制，在前述结构部段余量的基础上，额外考虑 15% 的运载能力余量，以应对其他潜在风险和不确定因素。

在我国的运载火箭研制中，会考虑运载能力设计余量留取问题，但通常是借鉴以往研制经验，结合对载荷设计、结构部段、仪器设备、动力系统等专业的发展水平认知，进行主观的判断与估计，未见有对研制初期尤其是立项论证阶段设计余量留取进行详细、明确规定或建议的资料。

运载火箭研制遵循“模块化、通用化、系列化”的设计思想，是业内发展的主流方向。我国现役 CZ-3A 系列、CZ-5，美国德尔塔、宇宙神、俄罗斯安加拉等运载火箭均是系列化运载构型的典型代表^[5]。系列化构型的总体参数和参数变化有很大的相似性或关联性，如何针对系列化构型科学合理留取运载能力设计余量是一个值得研究的问题。

本文对运载能力设计余量问题进行了初步的探索，主要研究方向如下：

- 1) 研究关键参数变化对运载能力设计余量留取的影响；
- 2) 研究不同目标轨道任务的运载能力设计余量留取差异性；
- 3) 研究系列化构型中的运载能力设计余量留取差异性。

设计余量的范畴还可包括：对实施特定重大

任务，运载器有足够的运载能力应对故障条件下自适应控制发生的能量损失，但本文不对此进行讨论^[6]。

2 关键参数对运载能力影响研究

2.1 研究对象与方法

本文构建 A、B、C、D 这 4 种火箭构型作为研究对象。A、B、C 这 3 种构型均为三级构型，芯级状态完全相同，A 构型无助推器，B 构型捆绑 2 个助推器，C 构型捆绑 4 个助推器。D 构型为在 C 构型基础上，取消三级之后形成的两级半构型。助推器、芯一级采用液氧煤油发动机，二级、三级采用液氢液氧发动机。结合我国未来开展空间活动的规划，选择近地轨道 (LEO)、地月转移轨道 (LTO)、地火转移轨道 (MTO) 作为目标轨道开展分析研究^[7]。

通过助推器数量变化和级数变化是实现构型系列化的主要途径。因此，2.2 节以级数相同的 A、B、C 这 3 种构型为例，分析关键参数变化对运载能力的影响；2.3 节以级数不同的 C、D 这 2 种构型为例，分析关键参数变化对运载能力的影响。

运载能力 P 可用与 n 个总体参数 $\alpha_i (i = 1, 2, \dots, n)$ 有关的函数来表征

$$P = P(\alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_n) \quad (2)$$

通过计算总体参数变化量 $d\alpha_i$ 对运载能力的影响，得到运载能力偏导数 $\frac{\partial P}{\partial \alpha_i}$ 。

当 n 个总体参数发生变化时，运载能力受到的影响 dP 可按几何相加的关系得到

$$dP = \frac{\partial P}{\partial \alpha_1} d\alpha_1 + \frac{\partial P}{\partial \alpha_2} d\alpha_2 + \dots + \frac{\partial P}{\partial \alpha_n} d\alpha_n = \sum_{i=1}^n \frac{\partial P}{\partial \alpha_i} d\alpha_i \quad (3)$$

2.2 级数相同构型关键参数影响分析

在我国现有运载火箭的研制中，通常在方案阶段结合原始数据、典型目标轨道，对各级结构和整罩质量、发动机性能参数进行摄动计算，评估对运载能力影响，形成运载能力偏导数^[8]。本节选择各级结构质量、推力、比冲作为关键参数，研究对运载能力的影响。

本节以 A、B、C 这 3 种构型为研究对象，虽然得到的具体分析结果仅对所构建的三型火箭有效，但所反映的基本规律对于新型火箭论证研制

具有指导意义。

2.2.1 结构质量对运载能力影响

表 2~表 4 分别为一级结构质量、二级结构质量、三级结构质量每减少 1t 对运载能力影响（与原运载能力相比增加的比例）。从表 2~表 4 中可以看出，同一构型随着目标轨道能量的增加，对运载能力影响占比逐渐加大；同一轨道随着构型规模加大，对运载能力影响占比逐渐减小；同一构型同一轨道中，三级结构质量影响最大，二级结构质量影响次之，一级结构质量影响最小。

表 2 一级结构质量影响分析结果

Tab. 2 The impact analysis of 1st stage structure mass

项目	LEO	LTO	MTO
A 构型	0.18%	0.24%	0.31%
B 构型	0.14%	0.19%	0.20%
C 构型	0.10%	0.14%	0.15%

表 3 二级结构质量影响分析结果

Tab. 3 The impact analysis of 2nd stage structure mass

项目	LEO	LTO	MTO
A 构型	0.59%	0.91%	1.16%
B 构型	0.43%	0.66%	0.76%
C 构型	0.33%	0.50%	0.56%

表 4 三级结构质量影响分析结果

Tab. 4 The impact analysis of 3rd stage structure mass

项目	LEO	LTO	MTO
A 构型	1.36%	3.94%	6.12%
B 构型	0.88%	2.35%	3.33%
C 构型	0.65%	1.62%	2.24%

图 3 的柱状统计图可更直观地表现上述规律。

2.2.2 比冲对运载能力影响

表 5~表 7 分别为一级发动机比冲、二级发动机比冲、三级发动机比冲每提高 1s 对运载能力影响与原运载能力的比例。从表 5~表 7 中可以看出，同一构型随着目标轨道能量增加，对运载能力影响占比逐渐加大；同一轨道随着构型规模加大，对运载能力影响占比逐渐减小。

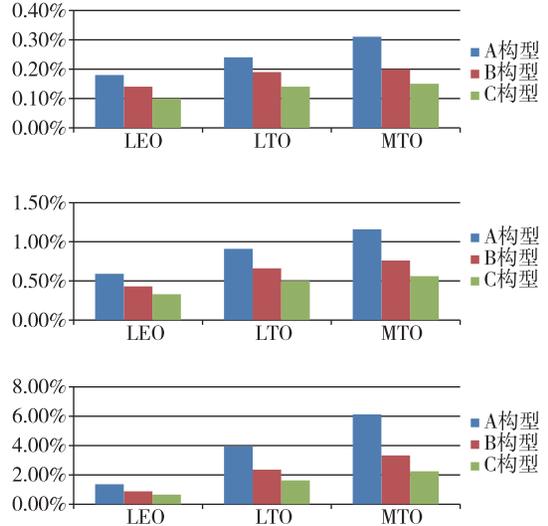


图 3 结构质量减少 1t 对运载能力的影响对比
(由上到下：一级、二级、三级)

Fig. 3 Impact contrast on one ton structure mass reduction, from top to bottom: 1st, 2nd, 3rd stage

表 5 一级比冲影响分析结果

Tab. 5 The impact analysis of 1st stage specific impulse

项目	LEO	LTO	MTO
A 构型	0.71%	0.89%	1.07%
B 构型	0.44%	0.56%	0.58%
C 构型	0.27%	0.37%	0.38%

表 6 二级比冲影响分析结果

Tab. 6 The impact analysis of 2nd stage specific impulse

项目	LEO	LTO	MTO
A 构型	0.35%	0.49%	0.61%
B 构型	0.28%	0.38%	0.43%
C 构型	0.24%	0.31%	0.33%

表 7 三级比冲影响分析结果

Tab. 7 The impact analysis of 3rd stage specific impulse

项目	LEO	LTO	MTO
A 构型	0.46%	1.03%	1.44%
B 构型	0.35%	0.37%	0.48%
C 构型	0.16%	0.30%	0.36%

图 4 的柱状统计可更直观地表现上述规律。

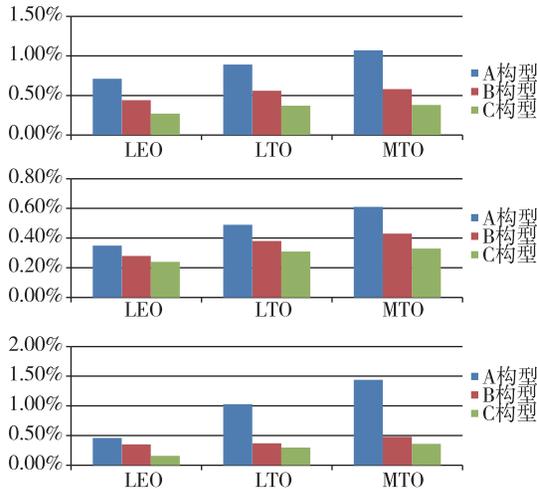


图4 不同构型比冲增加1s对运载能力影响对比
(由上到下:一级、二级、三级)

Fig. 4 Impact contrast on one second specific impulse growth, from top to bottom: 1st, 2nd, 3rd stage

2.2.3 推力对运载能力影响

表8~表10分别为一级发动机推力、二级发动机推力、三级发动机推力每增加1t对运载能力影响与原运载能力的比例。从表8~表10可以看出,对于一二级而言,发动机推力的影响随构型规模加大而减小,与目标轨道能量无关;对于三级而言,LEO轨道符合上述规律,而LTO、MTO轨道规律性较差。经初步分析,推力与飞行过程中的重力损失、攻角损失、末级两次工作模式等都有关系,有待后续开展细化研究。

表8 一级推力影响分析结果

Tab. 8 The impact analysis of 1st stage thrust

项目	LEO	LTO	MTO
A构型	0.20%	0.23%	0.28%
B构型	0.08%	0.10%	0.10%
C构型	0.01%	0.01%	0.01%

表9 二级推力影响分析结果

Tab. 9 The impact analysis of 2nd stage thrust

项目	LEO	LTO	MTO
A构型	0.26%	0.20%	0.23%
B构型	0.15%	0.10%	0.10%
C构型	0.07%	0.04%	0.03%

表10 三级推力影响分析结果

Tab. 10 The impact analysis of 3rd stage thrust

项目	LEO	LTO	MTO
A构型	1.03%	0.30%	0.40%
B构型	0.71%	0.01%	0.15%
C构型	0.41%	0.17%	0.40%

图5的柱状统计可更直观地表现上述规律。

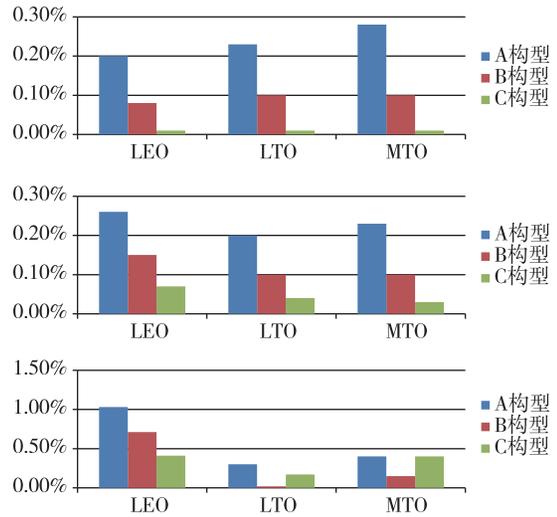


图5 不同构型发动机推力增加1t对运载能力影响对比
(由上到下:一级、二级、三级)

Fig. 5 Impact contrast on one ton thrust growth, from top to bottom: 1st, 2nd, 3rd stage

2.3 级数不同构型关键参数影响分析

为研究同一因素对不同级数构型的影响,在C构型基础上去掉三子级构建两级半的D构型,分析LEO任务影响差异性。相关情况见表11。

表11 火箭级数影响

Tab. 11 Impact analysis of stage quantity

项目	C构型	D构型
一级结构	0.10%	0.16%
二级结构	0.33%	0.64%
三级结构	0.65%	—
一级推力	0.01%	0.01%
二级推力	0.07%	0.02%
三级推力	0.49%	—
一级比冲	0.27%	0.40%
二级比冲	0.24%	0.35%
三级比冲	0.31%	—

由表11分析可知,对于同一目标轨道,火箭的级数越少,相同的性能参数将导致更多的能力损失,结构质量、比冲的变化对级数少的火箭影响更大,推力变化对不同级数火箭的影响没有明显规律。本例最极端的情况是单级入轨运载器,那将对各系统、各种性能参数提出更为苛刻的要求。这也说明级数少是运载火箭先进性的一个重要体现,但由于运载能力对各因素的影响更为敏感,相对于级数多的火箭在研制初期留取的运载能力设计余量要适当大一

些,在研制过程中要充分关注并更为严格控制结构质量增重和发动机性能下降的情况。

2.4 小结

通过上述研究获得如下结论:

1) 同一构型随着目标轨道能量的增加,结构质量、比冲对运载能力影响占比逐渐加大;同一轨道随着构型规模加大,结构质量、比冲对运载能力影响占比逐渐减小;同一构型同一轨道中,三级结构质量影响最大,二级结构质量影响次之,一级结构质量影响最小。推力对不同构型、不同轨道运载能力影响没有明显规律,这可能因为推力与飞行过程中的重力损失、攻角损失、末级两次工作模式等都有关系,需要具体问题具体分析。

2) 对于同一目标轨道,火箭的级数越少,运载能力受各因素的影响更为敏感,相同的性能参数将导致更多的能力损失,结构质量、比冲的变化对级数少的火箭影响更大,推力的变化对不同级数火箭的影响没有明显规律。级数少的火箭相对于级数多的火箭在研制初期留取的运载能力设计余量要适当大一些,在研制过程中要充分关注并更为严格控制结构质量增重和发动机性能下降的情况。

3 运载能力设计余量差异性分析

在不同阶段,运载能力设计余量的留取旨在应对非预期偏差所造成的性能损失,即关键参数设计名义值降低带来的影响,本节以前述系列化构型为例并结合有关机理开展研究。

3.1 系列化构型运载能力设计余量分析

由于末级结构质量对运载能力影响最为显著,在实际研制工作中,对末级的结构质量控制更为严格。因此,假设一级、二级、三级结构质量增重比例依次递减,分别取为 15%、12%、8%。在新一代运载火箭研制过程中,曾经出现发动机推力比研制初期降低大约 1% 的情况。因此,假设各级发动机推力可能降低 1%。根据国外发动机研制过程中比冲性能曾经出现过降低约 2s 的情况,假设各级发动机比冲下降 2s。针对 A 构型(无助推器),在一级结构质量增重 15%,二级结构质量增重 12%,三级结构质量增重 8%,各级推力降低 1%,各级比冲降低 2s 的情况下,LEO、LTO、MTO 运载能力损失比例依次为 12.7%、19.6%、26.3%。相关情况见表 12。

表 12 A 构型运载能力设计余量分析用表

Tab. 12 Design margin analysis for configuration A

项目	LEO	LTO	MTO
一级	6.0%	7.5%	9.7%
二级	4.2%	6.0%	7.5%
三级	2.5%	6.1%	9.1%
合计	12.7%	19.6%	26.3%

针对 C 构型(四助推器),在助推器和在一级结构质量增重 15%,二级结构质量增重 12%,三级结构质量增重 8%,各级推力降低 1%,各级比冲降低 2s 的情况下,LEO、LTO、MTO 运载能力损失比例依次为 9.2%、13.3%、14.3%。相关情况见表 13。

表 13 C 构型运载能力设计余量分析用表

Tab. 13 Design margin analysis for configuration C

项目	LEO	LTO	MTO
助推器	2.9%	3.8%	4.0%
一级	2.6%	3.5%	3.7%
二级	2.3%	3.2%	3.5%
三级	1.4%	2.8%	3.1%
合计	9.2%	13.3%	14.3%

上述结果表明,对于系列化构型,在相同偏差影响下,运载能力越大的构型,运载能力损失占比越小;对同一构型,在相同偏差影响下,轨道越低,运载能力损失占比越小。即系列化构型中运载能力越小的构型,在留取余量时所取比例应适当大一些;同一构型针对能量更高的目标轨道,在留取余量时所取比例应适当大一些。

3.2 机理分析

对于同一构型而言,目标轨道能量越高则运载能力越低,即运载能力 $LEO > LTO > MTO$,而越接近入轨的子级(结构部段),其结构增重对运载能力的影响越大,末级结构质量偏差对运载能力的影响为 1:1;在取相同偏差水平时,影响的百分比 $LEO < LTO < MTO$ 。

其他参数对运载能力的影响要结合具体构型的情况来分析,但和级间比的配置有很大关系。按理想速度公式折算各个部段所提供的理论速度增量,这种方法虽然弊端明显,即无法详细考虑气动损失、重力损失、攻角损失等与弹道计算有关的细节,更无法考虑航落区、测控等详细的设

计约束条件,但对于概念研究有操作简便的优势,尤其是半定量的规律性研究能发挥一定作用。

根据LTO轨道对应的总体原始参数计算A、B、C三型系列化构型的理想速度增量占比,见图6。

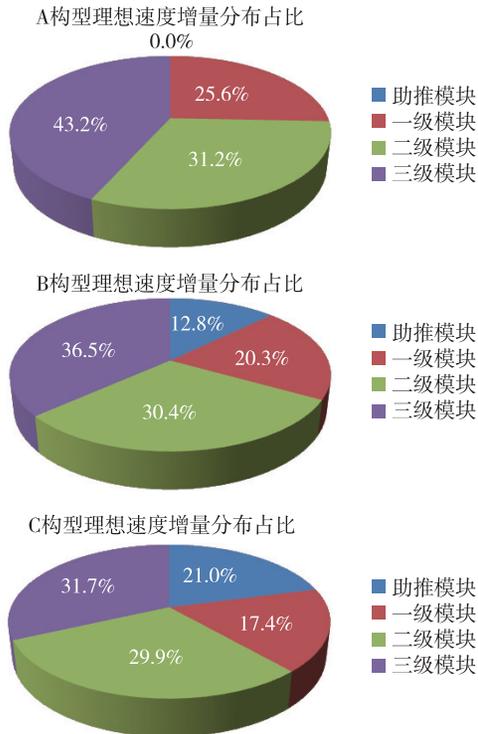


图6 3种构型的速度增量分布占比
Fig. 6 Velocity increment distribution for three configurations

对3种构型各模块总体参数取同等偏差(比冲降低取值、结构质量增重取值与2.3节一致,忽略推力偏差),通过减少有效载荷质量以获得与标称状态同等的速度增量,最后比较运载能力减少的百分比。计算结果表明:A构型损失占比12.9%,B构型损失占比11.0%,C构型损失占比10.4%;虽然与前述根据弹道计算偏导数分析合成的结果有所差异,但得到了类似的规律。

4 结论

设计余量在航空航天领域是一个重要的研究方向,在国外已有多年的研究,甚至形成了与项

目研制中部段质量控制相关的标准规范。本文只是探讨了目标轨道及系列化构型差异对运载能力设计余量留取的影响问题,通过研究发现在留取运载能力设计余量时不能依靠统一的比例,必须采取差异化的留取方法。主要结论如下:

1) 系列化构型中运载能力越小的构型,在留取余量时所取比例应适当加大;

2) 同一构型针对能量更高的轨道,在留取余量时所取比例应适当加大;

3) 级数少的构型相对于级数多的构型,在留取余量时所取比例应适当加大;在研制过程中要充分关注并更为严格控制结构质量增重和发动机性能下降的情况。

后续可结合国内火箭研制经验,开展各研制阶段设计余量留取方法、准则研究,探索合理预示超重、控制性能降低的方法。

参考文献

- [1] 龙乐豪. 总体设计 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 1987.
- [2] 贾沛然, 陈克俊, 何力. 远程火箭弹道学 [M]. 长沙: 国防科学技术大学出版社, 1994.
- [3] Blair J C, Ryan R S, Schutzenhofer L A. Lessons learned in engineering [R]. NASA / CR-2011-216468, 2011.
- [4] Robertson B E. A hybrid probabilistic method to estimate design margin [D]. Georgia Institute of Technology, 2013.
- [5] 范瑞祥, 容易. 我国新一代中型运载火箭的发展展望 [J]. 载人航天, 2013 (1): 1-4
- [6] 范瑞祥, 郑立伟, 宋强, 等. 发动机推力调节能力对系列化构型运载火箭总体性能影响研究 [J]. 载人航天, 2014 (5): 393-398.
- [7] Qin T, Rong Y, Qin X D, et al. The development characteristic and trends of heavy launch vehicles [J]. Aerospace China, 2018, 19 (4): 29-37.
- [8] 张博俊, 王俊峰, 李大鹏, 等. 简化弹道设计方法在运载火箭型号论证中的应用 [J]. 弹道学报, 2019 (3): 12-17.

引用格式: 容易, 王俊峰, 宋强. 系列化构型运载能力设计余量留取方法研究[J]. 宇航总体技术, 2020, 4 (1): 8-14.

Citation: Rong Y, Wang J F, Song Q. Design margin allocation study for serialized launch vehicles [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2020, 4 (1): 8-14.