http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0196

多级固体运载火箭分级多学科设计优化

马树微, 李静琳, 陈曦, 陈万春*

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 为了解决固体运载火箭总体优化过程中学科耦合性强、计算复杂、设计效率低等问题,建立了多级固体运载火箭的几何外形、质量、气动、推进、弹道/制导等学科模型,将多级运载火箭分成若干个子级火箭,并通过级间飞行状态连续性条件连接到一起,形成系统级和子系统级的框架。设计了并行方式和串行方式2种子系统的优化流程,以起飞总重最小为目标进行了多学科设计优化(MDO)。结果显示,这2种分级优化的方法与多学科可行(MDF)方法相比能减小优化过程中的迭代次数,得到更好的优化结果,从而验证了分级优化方法在多级固体运载火箭 MDO 的可行性与优越性。

关 键 词: 多级; 固体运载火箭; 多学科设计优化 (MDO); 分级; 并行; 串行

中图分类号: V241.1

文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2016)03-0542-09

运载火箭的研制成本高、周期长、风险大,在总体概念设计的初期对火箭进行任务仿真、优化设计是提升火箭设计效率、火箭整体性能的重要途径[1]。然而,运载火箭的设计是一个系统工程,需要考虑的因素很多,比如飞行速度差异大,包括低声速、跨声速、高声速和高超声速;飞行状态复杂,包括爬升段、真空飞行段等;飞行环境复杂,气动系数以及气动热的计算也相当困难;多级火箭还需要考虑级与级之间的约束和分离等。在根据任务规划进行迭代设计的时候,涉及到的学科众多,如气动、结构、弹道、控制、推进等[2],想要得到实用的优化设计的结果,需要考虑多个学科之间的耦合,在大范围的设计空间内进行寻优。多学科设计优化(MDO)正是一种通过充分探索和利用系统中的相互作用的协同机制来设计复杂系统和子系统的方法[3-4],故而在运载火箭的设计中有着广泛的应用。多学科可行(MDF)方法则是解决 MDO 问题中的最普遍、最经典的方法,即建立分析对象整体的多学科模型之后,采用遗传算法[5-6]、序列二次规划(SQP)方法[7]等系统优化器,以起飞重量最轻或者成本最低等为目标函数进行优化,得到设计结果。

然而运载火箭整体多学科设计模型包含的参数较多,极大地增加了 MDF 方法的计算复杂度,使得优化过程相当的耗时,导致该方法难于被应用于大规模的工程系统中。为了提高优化过程的效率,学科协调一致性要求,满足文献[8]提出一种含序贯策略的改进协同优化方法,以改进系统优化中存在的大量迭代甚至无解现象。而文献[9]则是将火箭总体设计和多级固体发动机设计分成系统级总体优化和并行的子系统的优化,采用物理规划的思想进行套嵌循环,这样可以缩减每一个子系统的寻优的规模,以提高效率。文献[10]以液体运载火箭为研究对象进行横向分解,单独建立每一级火箭的多学科优化模型,并针对液体运载火箭的特点对学科建模和约束进行了一定简化,提出了一种能够较好地解决液体运载火箭多学科优化问题的方法。

收稿日期: 2015-04-07; **录用日期**: 2015-07-03; **网络出版时间**: 2015-07-17 14:48

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150717.1448.001.html

* **通讯作者**: Tel.: 010-82339769 E-mail: wanchun_chen@buaa.edu.cn

引用格式: *马树微, 李静琳, 陈曦, 等. 多级固体运载火箭分级多学科设计优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(3): 542-550. MA S W, LI J L, CHEN X, et al. Stage-wise multidisciplinary design optimization for multi-stage solid launch vehicle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(3): 542-550 (in Chinese).*

http://bhxb.buaa.edu.cn

基于以上方法,本文提出将分级优化策略与固体运载火箭的总体优化设计结合,以固体运载火箭为研究对象,对其几何外形学科、气动学科、推进学科、质量学科、弹道/制导学科进行建模[11-12],并分成若干子系统,通过级间飞行状态连续性条件连接到一起,以起飞质量最轻为目标函数,分别采用并行、串行 2 种分级优化的方法对三级固体火箭进行优化设计。由于固体运载火箭具有推力不可调、耗尽关机等特点,其推力时间曲线约束严格,飞行过程相对复杂,导致总体优化计算效率低,总体优化设计技术难度更高。本文考虑了上述固体运载火箭特有的约束并通过将约束与目标函数组合的方式,在不影响优化结果的前提下,消除约束,简化了优化算法。与 MDF 方法相比,采用分级优化的多级运载火箭,其每一个子级都相当于一个单级运载火箭的 MDF 设计优化,减少了总体多学科建模的工作量,得到了更好的优化结果。

1　多级运载火箭学科模型

对运载火箭的多学科建模是优化的基础,本文以美国 MINOTAUR IV 火箭为研究对象进行建模分析。MINOTAUR IV 是以和平卫士洲际弹道导弹为基础研制的新型四级固体运载火箭,其构型如图 1 所示,采用惯性制导,地基发射,具有保守设计余量、结构系统先进、组装和测试简便、电子设备模块化等特点,性能可靠[13]。



图 1　MINOTAUR IV 运载火箭外形示意图

Fig. 1　Schematic of shape of MINOTAUR IV launch vehicle

1.1　几何外形学科建模

几何外形学科采用 CATIA 进行建模,如图 1 所示。

运载火箭整流罩采用直径为 D_f 的 OGIVE 外形,将几何外形进行参数化,给定具体的参数即可完全确定运载火箭的形状。本文选取的外形参数为直径 D_f,整流罩长度 L_f,运载火箭每一级长度 L_i。

为了减少设计变量,本文固定其火箭长度,选取直径为设计变量。

1.2　质量学科建模

运载火箭各部件的质量大小与部件设计有关,在设计过程中,质量会随之变化。本文在进行运载火箭质量的计算时将其质量分成 2 类:一类是不随时间变化的质量,称其为固定质量;一类是随时间变化的质量,称其为非固定质量,如图 2 所示。

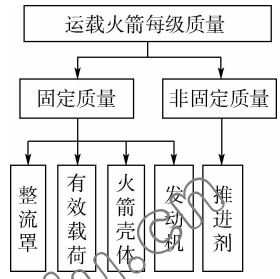


图 2　质量分类

Fig. 2　Classification of mass

有效载荷和每一级发动机为给定集中质量,火箭壳体视为薄壁圆筒,质量计算为

$$M_i = S_i e \rho_i \tag{1}$$

式中:ρ_i 为壳体密度;S_i 为壳体表面积,$S_i = \pi D_i L_i$;e 为火箭壳体厚度。

整流罩的表面积表达式为

$$S_f = \frac{\pi D_f}{12 L_f^2}\left\{\left[\left(\frac{D_f}{2}\right)^2 + 4L_f^2\right]^{\frac{3}{2}} - \left(\frac{D_f}{2}\right)^3\right\} \tag{2}$$

整流罩的质量计算公式为

$$M_f = S_f e_f \rho_f \tag{3}$$

式中:e_f 为整流罩厚度(与火箭壳体厚度相等);ρ_f 为整流罩密度。

推进剂的总体质量为设计变量,推进剂质量随着工作时间而变化。

经过上述简化建模,减少了不必要的变量和参数,降低了总体优化的复杂程度,能有效提高计算效率。

1.3　气动学科建模

气动计算一直都是运载火箭多学科设计优化的瓶颈之一。运载火箭飞行环境复杂并且多级火箭每一次级间分离导致几何外形的改变,给运载火箭的气动计算带来很大的困难。在本文中采用专用导弹空气动力估算软件 MISSLE DATCOM 进行气动阻力系数的计算。

本文考虑飞行高度在 80 km 以下,攻角范围为 0° ~ 18°,马赫数范围为 0 ~ 7,建立阻力系数与攻角、马赫数的三维插值表。

图 3 是运载火箭第一级在海平面阻力系数随攻角和马赫数变化的示意图。

1.4　推进学科建模

MINOTAUR IV 前三级均采用固体火箭发动机,本文采用理想固体火箭发动机[14],如图 4 所示。

发动机推力的表达式为

$$F = \dot{m} v_2 + (P_2 - P_3) A_2 \tag{4}$$

http://bhxb.buaa.edu.cn

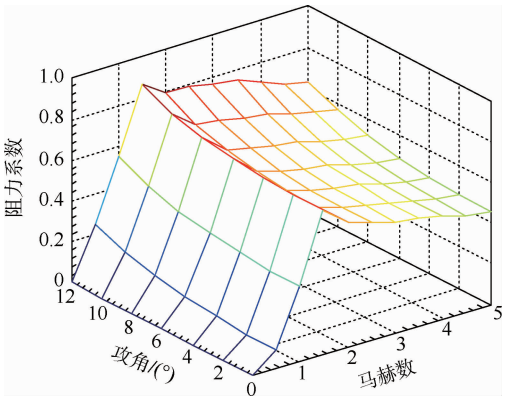
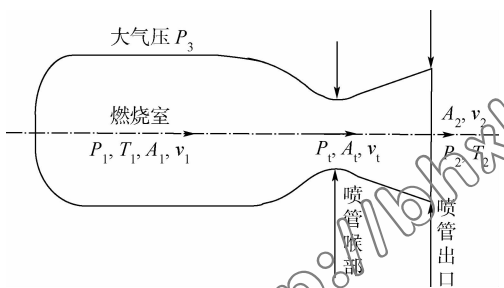


图 3 阻力系数

Fig. 3 Drag coefficients



P_1, T_1, A_1, v_1—发动机燃烧室压强、温度、面积和气流速度；P_2, T_2, A_2, v_2—喷管出口压强、温度、面积和气流速度；P_3—外部大气压强；P_t, A_t, v_t—喉道压强、面积和气流速度。

图 4 理想火箭发动机构型

Fig. 4 Constitution of ideal rocket engine

式中：$\dot{m}$ 为推进剂质量流量。

发动机秒流量可以计算为

$$\dot{m} = A_t P_1 \sqrt{\frac{k}{RT_1}\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}} \tag{5}$$

式中：k 为燃烧产物比热比；$R = 8\,314$ 为气体常数。特征排气速度可以表示为

$$c^* = \sqrt{\frac{RT_1}{k}\left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}} \tag{6}$$

由式(4)、式(5)可以得出

$$\dot{m} = P_1 A_t / c^* \tag{7}$$

对于比热比为常数的情况下，有喷管出口的速度：

$$v_2 = \sqrt{\frac{2k}{k-1}RT_1\left[1 - \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right] + v_1^2} \tag{8}$$

当燃烧室温度即喷管进口温度时，在等熵条件下它与滞止温度 T_0 或(对于化学火箭)燃烧温度差别很小，因此可以简化排气速度的表达式为

$$v_2 = \sqrt{\frac{2k}{k-1}RT_1\left[1 - \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} = \sqrt{\frac{2k}{k-1}RT_0\left[1 - \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} \tag{9}$$

滞止温度和马赫数之间的关系可以表示为

$$T_0 = T\left[1 + \frac{1}{2}(k-1)Ma^2\right] \tag{10}$$

式中：Ma 为马赫数。

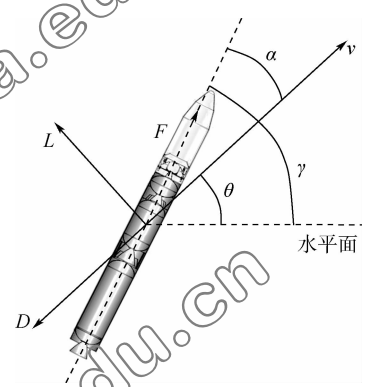
由式(9)得出修正后的推力公式为

$$F = A_t P_1 \sqrt{\frac{2k^2}{k-1}\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}\left[1 - \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} + (P_2 - P_3)A_2 \tag{11}$$

由于固体运载火箭是耗尽关机，且推进剂的燃烧速度由装药截面尺寸和形状等决定，推力不可调节，其推力时间曲线是固定的。相比于推力可调的液体运载火箭，固体运载火箭的总体优化难度高，具体的处理方式在后文介绍。

1.5 弹道/制导学科建模

出于对运载火箭飞行高度的考虑，将地球视为圆球，采用极坐标系对运载火箭进行建模，如图 5 所示。



θ—弹道倾角；α—攻角；γ—俯仰角；L—升力；D—阻力；F—推力；v—飞行速度。

图 5 运载火箭动力学模型

Fig. 5 Dynamic model of launch vehicle

弹道微分方程[15]为

$$\begin{cases} \dot{r} = v\sin\theta \\ \dot{v} = \dfrac{F}{m}\cos\alpha - g\sin\theta - D \\ \dot{\theta} = \left(\dfrac{v}{r} - \dfrac{g}{v}\right)\cos\theta + \dfrac{F\sin\alpha}{mv} \end{cases} \tag{12}$$

式中：r 为飞行半径；m 为飞行质量；g 为重力加速度，随高度变化，且有 $D = \dfrac{1}{2}\rho\dfrac{S_{\text{ref}}C_D}{m}v^2$，$\rho$ 为空气密度，S_{ref} 为飞行器的参考面积，C_D 为飞行器的阻力系数。

纵向过载表达式为

$$n_{\text{f}} = \left(F - \frac{1}{2}\rho S_{\text{ref}}v^2 C_D\cos\alpha\right)/(mg) \tag{13}$$

文中运载火箭制导方式采用方案制导，选择程序角输入，在运载火箭飞行的总时间 t 中，选择

http://bhxb.buaa.edu.cn

10 个节点 t_i,将火箭俯仰角离散到这 10 个点上,见图 6。整个飞行过程的俯仰角由插值得到。

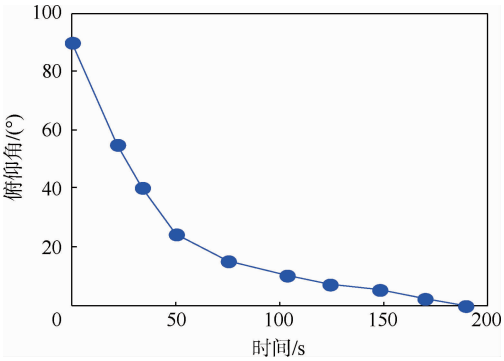


图 6　俯仰角指令曲线

Fig. 6　Profile of pitch angle command

该运载火箭的目标轨道为 740 km × 740 km 圆轨道,入轨方式选择为 Hohmann 转移,如图 7 所示。

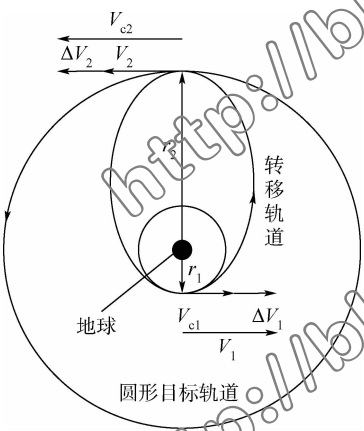


图 7　Hohmann 转移

Fig. 7　Hohmann transfer

运载火箭的目标轨道为半径为 r_2 的圆轨道,中间经过椭圆转移轨道,长半轴为

$$a = \frac{1}{2}(r_1 + r_2) \tag{14}$$

飞行半径为 r_1 的圆轨道速度为

$$V_{c1} = \sqrt{\mu / r_1} \tag{15}$$

运载火箭在椭圆轨道 r_1 处的速度为

$$V_1 = \sqrt{2\mu / r_1 - \mu / a} \tag{16}$$

式中:$\mu = GM$,万有引力常量 $G = 6.67 \times 10^{-11}\ \mathrm{N \cdot m^2/kg^2}$,地球质量 $M = 5.976 \times 10^{24}$ kg。

本文将计算飞行终点高度与飞行终点速度关系,使其满足进入转移轨道约束。

2　多学科分级优化

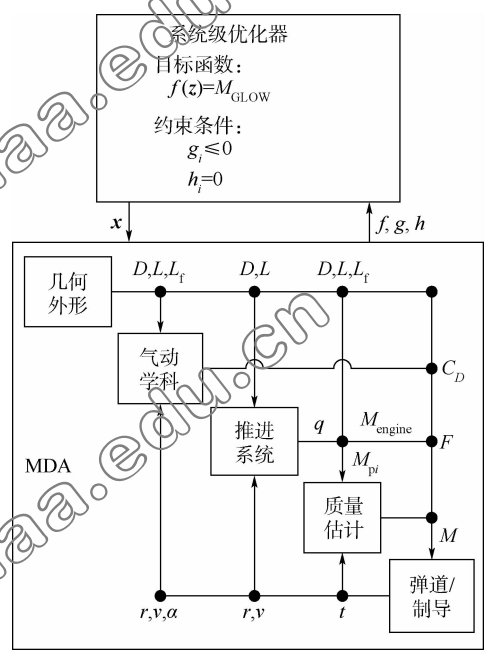
应用于运载火箭最传统的多学科设计优化方法是 MDF,本文采用分级优化的方法,按照多级运载火箭飞行阶段进行分段,对每一段火箭单独使用 MDF 方法进行优化,通过飞行状态参数的连续性条件让各段“拼接”起来,从而得到整体的优化结果。

2.1　分级优化思想

2.1.1　经典多学科方法——MDF

MDF 是解决 MDO 问题中的最普遍、最经典的方法,它包括多学科分析(MDA)与系统优化器。MDA 是多学科分析的过程,它用来分析各学科之间的耦合关系。在每一次迭代过程中都需要调用一次 MDA,这样如果增加该系统学科的复杂度,会使 MDA 过程相当地耗时,极大地增加了 MDF 的计算复杂度。在系统优化器中经常采用遗传算法进行优化计算。

图 8 是 MDF 流程示意图,可是看出在 MDA 中集合了多级火箭多学科的耦合分析,工程庞大。



M_{GLOW}—运载火箭起飞质量;

M_{p_i}—各级推进剂质量;M_{engine}—发动机质量。

图 8　MDF 流程图

Fig. 8　Process of MDF

2.1.2　分级优化方法

采用运载火箭分级优化就要将所有的参数按照级数进行分解,其中最主要的是状态变量的分解。

1)飞行过程分段

对于多级运载火箭而言,整条弹道分成了不同的飞行阶段,而又被级间分离状态连续条件约束着,所有的状态变量中只有质量不是连续变化的。

对固体运载火箭进行分段处理后,每一段是

http://bhxb.buaa.edu.cn

一个子优化问题,可以单独使用 MDF 方法进行优化,在保证飞行程序的可行性和连续性的前提下,有效简化了运载火箭飞行程序,在一定程度上克服了总体多学科优化变量多、耦合性强的缺点。

状态变量按照不同的飞行阶段分解如图 9 所示。图 9 中 t_{fi} 为第 i 级飞行阶段结束的时间,z 为设计变量,$\boldsymbol{u}(\boldsymbol{z},t)$ 为制导规律,$\boldsymbol{x}_{i0}$(同 $\boldsymbol{u}_{i0}$)为状态变量第 i 级飞行阶段的初始条件,$\boldsymbol{x}_i(t_{fi})$(同 $\boldsymbol{u}_i(t_{fi})$)为状态变量在第 i 级飞行阶段的终止结果。为了保持弹道的连续性,在每一级计算中都要满足飞行状态变量连续,包括飞行高度、飞行速度、飞行弹道倾角以及质量突变。

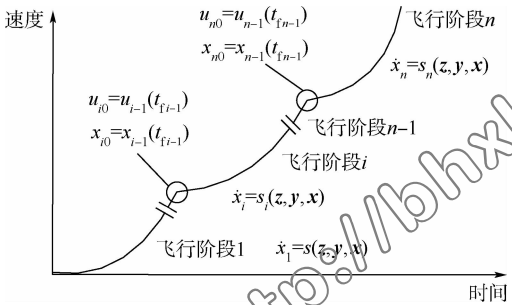


图 9 多级运载火箭飞行过程分段

Fig. 9 Flight process division of multi-stage launch vehicle

2)优化算法

分级优化分为 2 个不同层次的优化器,用于系统级优化的为主优化器,其他各学科内部的优化在子优化器中优化。本文中主优化器即系统级优化过程中采用遗传算法,遗传算法在多学科优化设计中应用最为广泛。在子优化器即子级优化过程中采用 SQP 方法,这是较快解算含有非线性约束条件的最有效的方法之一。

2.2 MDF 方法

在三级固体运载火箭中,MDF 优化方法数学建模如下。

目标函数:

$$f(z)=\sum_{i=1}^{3}(M_{pi}+M_{di})+M_{upper} \tag{17}$$

式中:M_{di} 为推进剂以外的其他质量,包括结构质量、发动机、燃料储箱等;M_{upper} 为上面级质量(包括有效载荷、整流罩等)。

设计变量:

$$\boldsymbol{z}=\{M_{pi},P_{ci},P_{ei},A_{ei},\varepsilon_i,D_b,\gamma_{ij}\}\quad i=1,2,3$$

式中:P_{ci} 为燃烧室压强;P_{ei} 为喷管出口压强;A_{ei} 为喷管出口面积;ε_i 为发动机喷管出口面积与喉部面积比;D_b 为运载火箭弹体直径;γ_{ij} 为每一级的俯仰角。

值得说明的是,弹体长度是根据推进剂装药量、弹体直径、长细比等求得的,是一个间接的优化变量。

约束条件:

$$g_{1-3}:|\alpha_{maxi}|-15^\circ\leqslant 0 \tag{18}$$

$$g_{4-6}:0.4-\frac{P_{e_i}}{P(r)}\leqslant 0 \tag{19}$$

$$g_{7-9}:D_{nei}-0.8D_i\leqslant 0 \tag{20}$$

$$h_1:r_f-r_{orbit}=0 \tag{21}$$

$$h_2:v_f-v_{orbit}=0 \tag{22}$$

$$h_3:\theta_f-\theta_{orbit}=0 \tag{23}$$

式中:α_{max} 为最大攻角;$P(r)$ 为不同高度处的大气压强;D_{nei} 为各级发动机喷管出口直径;r_f、v_f 和 θ_f 分别为终端的飞行极半径、飞行速度和弹道倾角;r_{orbit}、v_{orbit} 和 θ_{orbit} 分别为入轨极半径、速度和弹道倾角。

同时由于固体运载火箭耗尽关机的特点,还应满足:

$$M_{if}=M_{irest} \tag{24}$$

即当火箭当前质量 M_i 等于该级燃料耗尽时的剩余质量 M_{irest} 时,立即结束该级飞行程序并分离。

在应用遗传算法进行优化时,等式约束难以满足,于是将等式约束换算到目标函数中,这样目标函数就变为

$$f(z)=\frac{M_{GLOW}}{M}+\left|\frac{r_f-r_{orbit}}{R}\right|+\left|\frac{v_f-v_{orbit}}{V}\right|+\left|\frac{\theta_f-\theta_{orbit}}{\Lambda}\right| \tag{25}$$

式中:M、R、V 和 Λ 为各参数不同的归一系数。

2.3 分级优化方法

在三级固体运载火箭中,本文采用 2 种分级优化方式:并行计算方式和串行计算方式。

2.3.1 并行方式

在三级固体运载火箭中,并行分级方式流程如图 10 所示。

该方式优化方法数学建模如下[2]。

1)系统级

目标函数:

$$f_0=M_{GLOW} \tag{26}$$

设计变量:

$$\boldsymbol{z}_{sh}=\{D_b\}$$

$$\boldsymbol{y}=\{\boldsymbol{x}_{sys1f},\boldsymbol{x}_{sys2f},\gamma_{sys1f},\gamma_{sys2f},M_{usys1},M_{usys2}\}$$

约束条件:

$$c_{01}:M_{usys1}-M_{u1}^*=0 \tag{27}$$

$$c_{02}:M_{usys2}-M_{u2}^*=0 \tag{28}$$

式中:$\boldsymbol{z}_{sh}$ 为所有的对其他飞行阶段有影响的设计变量,即多级共用设计变量;$\boldsymbol{y}$ 为耦合变量;$\boldsymbol{x}_{sysif}=$

http://bhxb.buaa.edu.cn

$\{r_{sysif}, v_{sysif}, \theta_{sysif}, M_{sysi}\}$,包括各级终端飞行极半径、速度、弹道倾角和质量,需要在系统级进行估计;γ_{sys1f} 和 γ_{sys2f} 为系统级飞行俯仰角;M_{usys1} 和 M_{usys2} 为系统级有效载荷质量;M_{u1}^* 和 M_{u2}^* 为系统级有效载荷质量的上限。

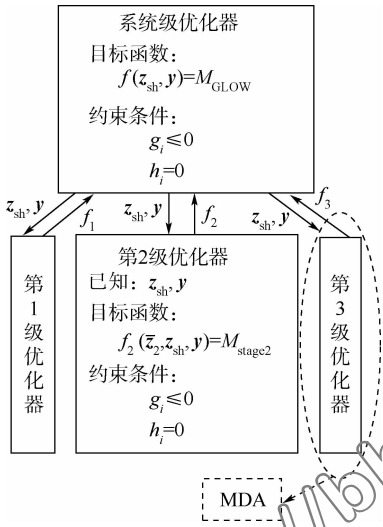


图 10　并行方式分级优化流程图

Fig. 10　Parallel stage-wise optimization process

2)第 i 子系统级

已知:

$\boldsymbol{z}_{sh}, \boldsymbol{y}$

目标函数:

$$f_i(\bar{\boldsymbol{z}}_i, \boldsymbol{z}_{sh}, \boldsymbol{y}) = M_{di} + M_{pi} + M_{usysi} \tag{29}$$

设计变量:

$$\bar{\boldsymbol{z}}_i = \{M_{pi}, P_{ci}, P_{ei}, A_{ei}, \varepsilon_i, \theta_g\}$$

约束条件:

$$g_{i1}: |\alpha_{maxi}| - 15° \leqslant 0 \tag{30}$$

$$g_{i2}: 0.4 - \frac{P_{ei}}{P(r)} \leqslant 0 \tag{31}$$

$$g_{i3}: D_{nei} - 0.8D_i \leqslant 0 \tag{32}$$

$$h_{if}: \boldsymbol{x}_{sysif} - \boldsymbol{x}_{if} \tag{33}$$

其中最后一级子系统要满足火箭入轨条件。在系统级中存在等式约束,在子系统级中飞行阶段状态变量的末值难以满足等式约束,于是在优化过程中将等式约束消除,改变其目标函数。

由于分级优化的每个子系统都相当于单级运载火箭以起飞质量为目标函数的 MDO 问题,根据这一特点,将子系统设计在 MATLAB 中设计成通用的模块。

同理,在具体优化算法实现过程中将系统级目标函数改变为

$$f_0 = \frac{M_{GLOW}}{M} + \sum_{i=1}^{3}\left|\frac{\boldsymbol{x}_{sysif} - \boldsymbol{x}_{if}}{\boldsymbol{\Pi}_j}\right| + \sum_{i=1}^{2}\left|\frac{M_{usysi} - M_{ui}}{M'}\right| \tag{34}$$

式中:M、$\boldsymbol{\Pi}_j$ 和 M' 为各参数不同的归一系数。

子系统级目标函数变为

$$f_i(\bar{\boldsymbol{z}}_i, \boldsymbol{z}_{sh}, \boldsymbol{y}) = M_{di} + M_{pi} + M_{usysi} + \left|\frac{\boldsymbol{x}_{sysif} - \boldsymbol{x}_{if}}{\boldsymbol{\Pi}_j}\right| \tag{35}$$

该分级优化是并行计算方式,然而在优化过程中需要处理等式约束,这样就导致了优化的误差,为了改变这一状况,将子系统优化给以一定的顺序,变为串行分级优化方式。

2.3.2　串行方式

与并行方式不同,串行方式不再将每一级的起飞质量作为系统级的设计变量,而是根据多级运载火箭的特点,按照一定的顺序对子级进行优化。如图 11 所示,从第 3 级到第 1 级依次进行优化,并将上一级的优化结果作为下一级的已知量。

下面对该方式分级方法进行数学建模。

1)系统级

与并行方式不同在于设计变量中没有 M_{usys1} 和 M_{usys2}。

2)子系统级

for $i = 3:1$

已知:

$\boldsymbol{z}_{sh}, \boldsymbol{y}, f_{j,j>i}$

子级优化中与并行方式相同,目标函数中的 M_{usysi} 由 $f_{j,j>i}$ 代替。

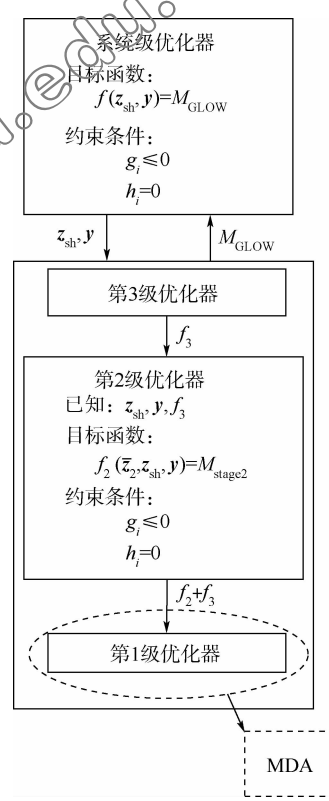


图 11　串行方式分级优化流程图

Fig. 11　Serial stage-wise optimization process

http://bhxb.buaa.edu.cn

end

同理,系统级目标函数变为

$$f_0 = \frac{M_{\mathrm{GLOW}}}{M} + \sum_{i=1}^{3}\left|\frac{\boldsymbol{x}_{\mathrm{sysif}} - \boldsymbol{x}_{\mathrm{if}}}{\boldsymbol{\Pi}_j}\right| \tag{36}$$

子系统级目标函数变为

$$f_i(\bar{\boldsymbol{z}}_i, \boldsymbol{z}_{\mathrm{sh}}, \boldsymbol{y}) = M_{\mathrm{di}} + M_{\mathrm{pi}} + M_{\mathrm{ui}} + \left|\frac{\boldsymbol{x}_{\mathrm{sysif}} - \boldsymbol{x}_{\mathrm{if}}}{\boldsymbol{\Pi}_j}\right| \tag{37}$$

3 优化方法对比及结果分析

3.1 设计优化规模

本文评判运载火箭设计优化规模包括设计变量个数、不等式约束个数和等式约束个数随运载火箭级数增加的变化。在分级优化中,考虑系统优化级的规模。

图 12 ~ 图 14 是 MDF 和分级优化设计变量个数、不等式约束个数和等式约束个数随着运载火箭级数变化的情况。

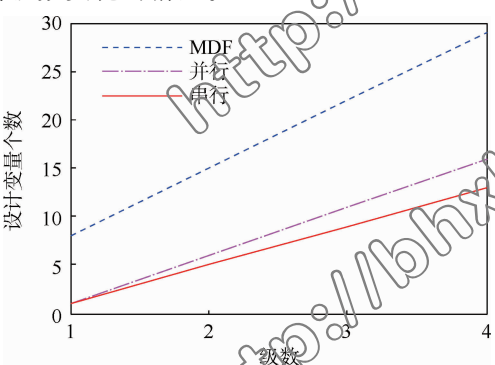


图 12 设计变量个数随运载火箭级数变化

Fig. 12 Number of design variable changing with stages of launch vehicle

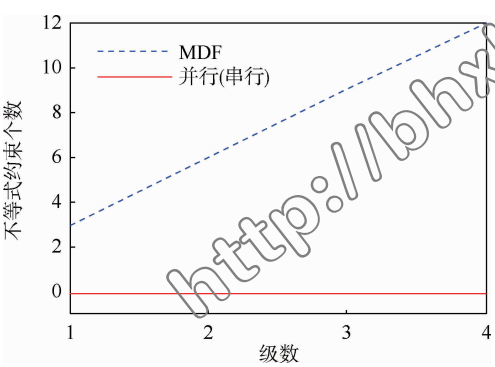


图 13 不等式约束个数随运载火箭级数变化

Fig. 13 Number of inequality constraints changing with stages of launch vehicle

通过对运载火箭的分级,系统级的规模缩小,设计变量的搜索空间相应减小,这样使得其设计变量相互影响程度相对 MDF 小,而 MDF 在系统级要控制所有的变量,设计规模相应要大一些。而串行的分级优化在设计规模上有了进一步的提高。总之,随着运载火箭级数的增加,分级优化器在 MDF 上的优越性体现得更加明显。

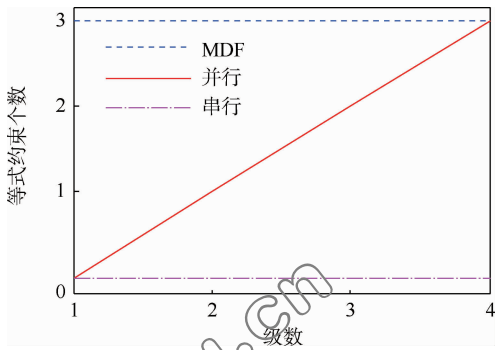


图 14 等式约束个数随运载火箭级数变化

Fig. 14 Number of equality constraints changing with stages of launch vehicle

3.2 优化结果对比

MDF 和分级优化结果如表 1 所示。可以看出分级优化起飞质量比 MDF 小,有效地降低了运载火箭的起飞质量,尤其对起飞质量较大的固体运载火箭意义重大。而且,结果中的状态变量的连续误差都在 5% 以内,在运载火箭设计的初级阶段是可以被接受的。

表 1 MDF 和分级优化结果对比

Table 1 Results comparison between MDF and stage-wise optimization

优化方法	目标函数	
	达到目标函数最优迭代次数	起飞质量/kg
MDF	97	87 299.16
并行	47	86 635.79
串行	34	86 203.01

由于分级优化设计规模减小,目标最优值的迭代次数比 MDF 少。由于条件限制,分级优化并行方式是在一台电脑上完成,若采用多台电脑则可以提高计算效率。

图 15 是分级优化的弹道示意图,这里未给出 MDF 和串行分级优化方式的结果弹道,MDF 优化主动段结束时飞行高度比较低,在 85 km 左右,这样就需要足够大的速度来满足进入 Hohmann 转移的要求,这样就需要比较大的发动机推力,同时增加了上面级发动机压力。而分级优化并行方式飞行高度在 150 km 左右,串行方式飞行高度在 250 km 左右,降低了发动机推力要求。

通过以上的对比表明,分级优化将运载火箭按照质量突变分段,减少了设计规模,提高了效率,尤其体现在多级运载火箭的多学科优化应用中。将分级优化并行方式改为串行计算之后,稍

http://bhxb.buaa.edu.cn

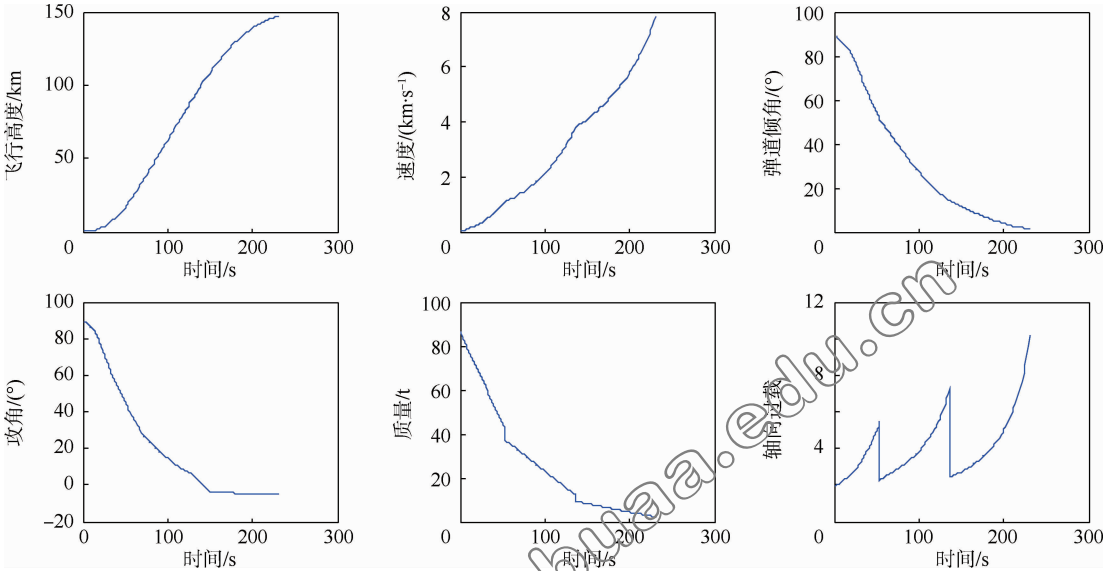


图 15　分级优化结果弹道

Fig. 15　Trajectory results of stage-wise optimization

稍降低了效率,但是根据火箭级与级之间的特点,减少了约束条件,提高了精度。2 种分级优化方式都体现了其优越性。

4　结　论

本文结合固体火箭的特点,针对 MINOTAUR IV 固体运载火箭的前三级完成了多学科建模,分别用 MDF 和并行、串行 2 种分级优化方式对其进行了设计优化,将几种方法进行了设计规模和优化结果的对比,证明了分级优化的可行性和应用在多级固体运载火箭上的优越性,为固体运载火箭总体优化提供了一种有效的新方法。

不同级数的运载火箭应用分级优化从设计变量个数、约束条件个数与传统的 MDF 相比有所减小,以运载火箭起飞质量为目标函数,由于分级优化级与级之间连接的飞行状态变量在系统级统一控制,所以存在一些可以接受的误差。由此可见,将多级运载火箭按照质量突变进行分级的方式可以很好地应用于运载火箭的多学科设计优化中。

参考文献(References)

[1] 甘楚雄. 弹道导弹与运载火箭总体设计[M]. 北京:国防科技图书出版社,1993:53-54.
GAN C X. Design of ballistic missile and launch vehicle[M]. Beijing:National Defense Science and Technology Press,1993:53-54(in Chinese).

[2] 吴魁,华楠,弓川锦,等. 运载火箭总体多学科协同优化平台方案研究[J]. 宇航学报,2009,30(6):2072-2076.
WU K,HUA N,GONG C J,et al. A MDO platform resolution for launch vehicle system design[J]. Journal of Astronautics,2009,30(6):2072-2076(in Chinese).

[3] 许林,陈小前,王振国. 飞航导弹总体设计 MDO 问题表述研究[J]. 弹箭与制导学报,2008,28(6):1-10.
XU L,CHEN X Q,WANG Z G,Research on MDO formulation of cruise missile design[J]. Journal of Projectiles,Rockets,Missiles and Guidance,2008,28(6):1-10(in Chinese).

[4] 王振国,陈小前. 飞行器多学科设计优化理论与应用研究[M]. 北京:国防工业出版社,2006:32-33.
WANG Z G,CHEN X Q. Research on the theory and application of multidisciplinary design optimization of flight vehicles[M]. Beijing:National Defence Industry Press,2006:32-33(in Chinese).

[5] 龚春林,顾振芳,赵吉松,等. 基于整体级概念的多级固体运载火箭设计与优化[J]. 固体火箭技术,2009,32(1):1-5.
GONG C L,GU Z F,ZHAO J S,et al. Design and optimization of multi-stage solid launch rocket based on integrated stage concept[J]. Journal of Solid Rocket Technology,2009,32(1):1-5(in Chinese).

[6] BAYLEY D J. Design optimization of space launch vehicles using a genetic algorithm[D]. Alabama:the Graduate Faculty of Auburn University,2007:15-20.

[7] 龚春林,谷良贤,栗华. 亚轨道重复使用运载器总体多学科优化方法[J]. 固体火箭技术,2012,35(1):5-10.
GONG C L,GU L X,LI H. Multidisciplinary design optimization method for suborbital reusable launch vehicle[J]. Journal of Solid Rocket Technology,2012,35(1):5-10(in Chinese).

[8] 杨希祥,张为华. 基于改进协同优化方法的固体运载火箭多学科设计优化[J]. 固体火箭技术,2011,34(6):671-676.
YANG X X,ZHANG W H. Multidisciplinary design optimization of solid launch vehicles based on collaborative optimization[J]. Journal of Solid Rocket Technology,2011,34(6):671-676(in Chinese).

[9] 宣颖,张为华,张育林. 基于物理规划的固体运载火箭多学科设计优化[J]. 宇航学报,2009,30(2):669-674.
XUAN Y,ZHANG W H,ZHANG Y L. Physical programming based multidisciplinary design,optimization of solid launch

http://hbxb.buaa.edu.cn

vehicle[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(2): 669-674(in Chinese).

[10] BALESDENT M, BÉREND N, DÉPINCÉ P. Optimal design of expendable launch vehicles using stage-wise MDO formulation [C]// Proceedings of AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis Optimization Conferences. Reston: AIAA, 2010: 9324-9341.

[11] CASTELLINI F, LAVAGNA M R, RICCARDI A, et al. Multidisciplinary design optimization models and algorithms for space launch vehicles[C]// Proceedings of AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis Optimization Conferences. Reston: AIAA, 2010: 9086-9109.

[12] CASTELLINI F, RICCARDI A, LAVAGNA M, et al. Global and local multidisciplinary design optimization of expendable launch vehicles[C]// Proceedings of Structures, Structural Dynamics, and Materials Conferences. Reston: AIAA, 2011: 1901-1916.

[13] 世界航天运载器大全编委会. 世界航天运载器大全[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2007: 117-121.
The World Encyclopedia of Aerospace Vehicle. The world launch vehicles[M]. Beijing: China Aerospace Press, 2007: 117-121(in Chinese).

[14] 萨顿 G P, 比布拉兹 O. 火箭发动机基础[M]. 洪鑫, 等, 译. 北京: 科学出版社, 2003: 256-312.
SUTTON G P, BIBLARZ O. Rocket engine base[M]. HONG X, et al, translated. Beijing: Science Press, 2003: 256-312(in Chinese).

[15] BALESDENT M, DÉPINCÉ P, BÉREND N. Optimisation multidisciplinaire de lanceurs[J]. Journées des Thèses, 2010, 19(2): 225-237.

作者简介:

马树微 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 导弹总体设计与气动分析。

Tel.: 010-82313302

E-mail: shuwei_ma@buaa.edu.cn

陈万春 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 飞行力学, 制导、导航与控制。

Tel.: 010-82339769

E-mail: wanchun_chen@buaa.edu.cn

Stage-wise multidisciplinary design optimization for multi-stage solid launch vehicle

MA Shuwei, LI Jinglin, CHEN Xi, CHEN Wanchun*

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Because of the strong coupling of multi-disciplines and the complicated algorithm and the low design efficiency, the integral optimization design of solid launch vehicle is a difficult, but important problem. To solve this problem, the multidisciplinary models of a multi-stage solid launch vehicle, including geometry, mass, aerodynamic, propulsion and trajectory/guidance systems, were established. Then, the multi-stage solid launch vehicle was divided into several sub-stages which were connected by the continuous requirements of the flight states. Thus, the system-level and subsystem-level solution frameworks were constructed. Furthermore, two types of optimization processes, named parallel and serial methods, were presented to solve the multidisciplinary design optimization (MDO) problem where the objective function is to minimize the gross weight. The results show that via the stage-wise formulation, the number of iterations can be reduced and better results can be obtained, compared with the traditional multidisciplinary feasible (MDF) method, and thus we verify the feasibility and superiority of the proposed approach applied to MDO problems for multi-stage solid launch vehicles.

Key words: multi-stage; solid launch vehicle; multidisciplinary design optimization (MDO); stage-wise; parallel; serial

Received: 2015-04-07; **Accepted**: 2015-07-03; **Published online**: 2015-07-17 14:48

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150717.1448.001.html

* **Corresponding author**. Tel.: 010-82339769 E-mail: wanchun_chen@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn