

面向控制的高超声速飞行器分布式优化设计

季陈晨, 陆宇平, 刘燕斌

(南京航空航天大学, 江苏 南京 210001)

摘要:文中考虑了一个一般性的以超燃冲压发动机为动力的高超声速飞行器的非线性 3 自由度纵向动力学模型。此类飞行器常以非最小相位零点为特征, 严重限制了升降舵至飞行航迹角控制所能达到的带宽。为了使高超声速飞行器具有更好的控制相关性能, 采用了一种直接将性能指标融入到飞行器设计中的方法对飞行器外形和控制器进行分布式最优优化设计, 并进行了非线性仿真验证。结果表明, 优化飞行器的性能在各方面都有明显改善: 油耗减小, 升降舵效能提高, 发动机壅塞制约降低。

关键词:高超声速飞行器; 性能优化; 分布式优化方法; 控制器设计

中图分类号: TP31

文献标识码: A

文章编号: 1673-629X(2015)07-0142-04

doi: 10.3969/j.issn.1673-629X.2015.07.031

Design of Control-oriented Decentralized Optimization for Hypersonic Vehicle

Ji Chen-chen, Lu Yu-ping, Liu Yan-bin

(Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210001, China)

Abstract: A nonlinear 3-DOF dynamical model for the longitudinal dynamics of a generic scramjet-powered hypersonic vehicle is considered. This kind of vehicle is often characterized by a non-minimum phase zero, which significantly restricts achievable elevator-flight path angle bandwidth. In order to improve vehicle control-related performance, an optimization method that incorporates performance metrics into the design of vehicle is proposed to implement the decentralized optimization design of hypersonic vehicle configuration and controller. The nonlinear simulation results are given in the paper. The results indicate that optimized vehicle fuel consumption is reduced, efficiency of elevator is increased and the restriction of engine chocking is reduced.

Key words: hypersonic vehicle; performance optimization; decentralized optimization method; controller design

0 引言

以超燃冲压发动机为动力的吸气式高超声速飞行器性能可靠、成本低廉, 同时, 它具有的快速打击全球目标的能力也使其具有巨大的军事意义^[1-2]。从以碳氢化合物为燃料的冲压发动机的发展开始, 吸气式高超声速飞行器的研究已经拥有超过 60 年的历史, 此类飞行器具有重要的气动-热-弹性-推力相互作用和不确定性。尽管人们在该领域已经进行了大量的研究工作, 但是在可行的高超声速运输系统能够实现之前仍然有很多关键的技术差距需要填补。其中一个关键的差距就是在飞行器概念设计的初期如何利用建模和分析工具来帮助此类飞行器进行设计^[3]。Schmidt^[4]之

前的工作总结出, 必须要用一个综合的飞行-推进控制系统对高超声速飞行器进行控制。对于该控制系统, 燃油当量比控制速度, 而飞行航迹角通过升降舵偏转进行控制。并且燃油当量比和飞行航迹角之间有重要的耦合。尾翼控制飞行器以非最小相位(右半平面, RHP)零点为特点, 它与升降舵至飞行航迹角的映射^[5]相关联。这个右半平面零点限制了升降舵至飞行航迹角控制可能达到的带宽。尽管已经有人提出增加一个鸭翼来解决这个问题, 但是任何鸭翼方法都会面临热、结构和可靠性的问题。这些都使得飞行器的控制更加困难。升阻比更是飞行器不可忽略的重要特性之一。Schmidt 的结论是基于吸气式高超飞行器的简

收稿日期: 2014-09-02

修回日期: 2014-12-04

网络出版时间: 2015-06-23

基金项目: 江苏省自然科学基金(BK20130817); 南京航空航天大学研究生创新基地(实验室)开放基金(kfj20130229)

作者简介: 季陈晨(1989-), 女, 研究实习员, 硕士, 研究方向为高超声速飞行器控制及优化; 陆宇平, 教授, 研究方向为景象匹配与精确制导、高超声速飞行控制、网络与远程控制技术。

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/61.1450.TP.20150623.1046.039.html>

化纵向动力学模型^[6]的线性动力学。最近, Bolender 和 Doman^[6-7]开发了近似于 Chavez 和 Schmidt 的吸气式高超飞行器的非线性模型, 它的性质特征与上面提到的一样。文中所使用的模型就是基于文献[5-6]中的结论。由于高超飞行器具有非线性耦合不稳定性、非最小相位、弹性动力学等特性, 再加上严格的飞行包线和多变的约束条件等因素, 传统的“顺序法”对高超飞行器设计不那么有效, 对这样的飞行器, 有必要运用一种综合的多学科“平行法”, 即在概念设计阶段引入控制学科。

文中首先介绍本次研究使用的高超声速飞行器参数化模型, 展示了一个吸气式高超超声速飞行器的典型布局。提出独立于控制器和与控制器相关的性能指标, 并展示了飞行器外形参数变化对所提出的飞行器性能指标的影响。采用将性能指标直接融入到分布式最优化设计中的方法对飞行器的外形进行优化并设计最优控制器。

1 高超声速飞行器模型

文中考虑了一个一般性的以超燃冲压发动机为动力的高超声速飞行器的非线性 3 自由度纵向动力学模型, 见图 1。飞行器状态包括速度 v , 迎角 α , 俯仰角 θ , 高度 h , 俯仰速率 q 和两个弹性模态(仅考虑一阶弹性模态), 控制输入为升降舵偏转角 δ_e 和燃油当量比 FER。表 1 给出了飞行器模型参数的标称值。尽管图中的基准飞行器不是多学科最优化得出的结果, 但它是根据特定的设计准则来选取的^[8]。

表 1 基准飞行器主要参数值

参数名称	数值
总长 (L)/m	30.48
前体长度 (L_f)/m	14.33
后体长度 (L_a)/m	2.51
升降舵位置/m	(-25.9, -1.1)
升降舵面积 (S_e)/m ²	1.58
第一弹性模态 (ω_1)/rad · s ⁻¹	22.2
前体上倾角 (τ_{1u})/°	3
前体下倾角 (τ_{1l})/°	6.2
发动机入口高度 (H_{in})/m	1
机头高度 (H_d)/m	1.883
转动惯量 (I_{yy})/kg · m ²	1.175 8 × 10 ⁵
重心/m	(-16.8, 0)
飞行器质量 (m)/kg	2 791.8
弹性模态衰减率 (ζ)	0.02

采用非粘性压缩斜激波公式和 Prandtl-Meyer 膨胀波理论^[6]来计算飞行器表面压力分布, 利用标准大气计算自由流特性, 并且假设空气具有恒定比热, 其比热容比为 $\gamma_c = c_p/c_v = 1.4$ 。

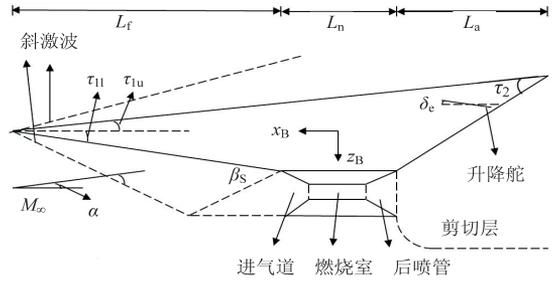


图 1 高超声速飞行器纵向几何构型
飞行器纵向动力学模型的动力学方程为

$$\begin{cases}
 \dot{v} = \left[\frac{T \cos \alpha - D}{m} \right] - g \sin(\theta - \alpha) \\
 \dot{\alpha} = - \left[\frac{L + T \sin \alpha}{mv} \right] + q + \left[\frac{g}{v} - \frac{v}{R_E + h} \right] \cos(\theta - \alpha) \\
 \dot{q} = \frac{M + T z_T}{I_{yy}} \\
 \dot{h} = v \sin(\theta - \alpha) \\
 \dot{\theta} = q \\
 \ddot{\eta}_1 = - 2\zeta \omega_1 \dot{\eta}_1 - \omega_1^2 \eta_1 + N_1(t)
 \end{cases} \quad (1)$$

其中, 升力 L 、阻力 D 、推力 T 及俯仰力矩 M 通过工程估算得到^[9-10]。

本次研究使用的超燃冲压发动机模型与 Chavez 和 Schmidt^[8]所用的模型相同。发动机模型被分为以下几个部分: 进气道、燃烧室和内喷管。假设经过进气道和内喷管的气流是一维等熵流, 而经过燃烧室的气流为在恒定面积管中有热增加的准一维流。对推进系统进行简化建模后根据冲量定理估算发动机推力。

2 优化方法

文中采用的优化方法为: 提出合理的优化性能指标, 采用一个将性能指标直接融入到优化过程中的分布式最优化方法, 找到使得性能最优的几何变量集合和控制器。

在该研究中, 将一个集中最优化问题分为两步: 第一步集中于本体设计, 第二步为第一步优化得到的系统设计控制器^[11]。一个完整的综合方法往往在计算上成本巨大或者无法实现, 分布式方法虽然有一些局限性^[12], 但相比集中最优化还是有很多优势。

2.1 本体最优化

本体最优化作为分布式最优化的第一步, 其目的为修剪本体集合以进行控制器的设计。为此必须提出独立于控制器的性能指标。

飞行器升阻比 L/D 是飞行器的一个至关重要的性能指标, 升阻比越大, 其空气动力性能越好, 对飞行

越有利,也会有较佳的爬升性能。升降舵偏转角至飞行航迹角的传输函数中存在一个非最小相位零点。文献[13]指出,升降舵偏转角至飞行航迹角的传输函数的分子可以写成如下形式

$$N_{\delta_e}^z = (s + 1/T_{\gamma_1})(s + 1/T_{\gamma_2})(s + 1/T_{\gamma_3}) \quad (2)$$

其中, $1/T_{\gamma_3}$ 是正实数,即右半平面零点。

为了提高飞行器空气动力性能并改善飞行航迹控制的带宽,需要增加升阻比并且使右半平面零点右移。为此提出如下性能指标:

$$\min_p J_1(P) = \min_p (m \frac{1}{L/D} + n \frac{1}{z}) \quad (3)$$

其中, P 是本体; J_1 是价值函数; z 是右半平面零点; m, n 是加权系数,它们是根据加权因子分解法选择的。

2.2 确定本体并设计控制器

在上一步得到的最优本体 P^* 的基础上,以配平点小扰动线性化的线性模型作为控制器设计模型进行最优控制器的设计。选择只考虑一阶弹性模态的模型(4)设计状态反馈镇定控制器。

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_p = \mathbf{A}_p \mathbf{x}_p + \mathbf{B}_p \mathbf{u} \\ \mathbf{y}_p = \mathbf{C}_p \mathbf{x}_p \\ \mathbf{z}_p = \mathbf{H}_p \mathbf{x}_p \end{cases} \quad (4)$$

其中, $\mathbf{x}_p = [\Delta v, \Delta \alpha, \Delta q, \Delta h, \Delta \theta, \Delta \eta_1, \Delta \eta_2]^T$ 为状态向量; $\mathbf{u} = [\Delta FER, \Delta \delta_e]^T$ 为控制向量; $\mathbf{y}_p = [\Delta v, \Delta \gamma]^T$ 为输出向量; $\mathbf{z}_p = [\Delta v, \Delta h]^T$ 为跟踪期望指令输出量。

为了精确跟踪指令信号,将跟踪问题转化为标准调节问题,利用 LQR 理论为飞行器设计最优控制器^[14]。定义指令信号 $\mathbf{r}(t) = [v(t), h(t)]^T$ 和指令输出 z_p 的误差积分代入系统(4)得到增广系统。

$$\dot{\mathbf{x}}_2 = \int_0^t (\mathbf{r} - \mathbf{H}_p \mathbf{x}_p) dt \quad (5)$$

令 $\mathbf{x} = (\mathbf{x}_p, \mathbf{x}_2)^T$, 可以将系统(4)写成

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A} \mathbf{x} + \mathbf{B} \mathbf{u} + \mathbf{G} \mathbf{r} \quad (6)$$

系统(6)的误差向量有如下定义

$$\mathbf{e} = \begin{pmatrix} \mathbf{r} - \mathbf{H}_p \mathbf{x}_p \\ \mathbf{x}_2 \end{pmatrix} = \mathbf{M} \mathbf{r} + \mathbf{H} \mathbf{x} \quad (7)$$

取二次型性能指标

$$\min_k J_2(P^*, K) = \min_k \left(\frac{1}{2} \int_0^\infty (\mathbf{e}^T \mathbf{Q} \mathbf{e} + \mathbf{u}^T \mathbf{R} \mathbf{u}) dt \right) \quad (8)$$

其中, $\mathbf{Q} = \mathbf{Q}^T \geq 0, \mathbf{R} = \mathbf{R}^T \geq 0$, 若 (A, B) 可控,

(A, \sqrt{Q}) 可观, 则可以得到控制律。

$$\mathbf{u} = -\mathbf{K} \mathbf{x} - \mathbf{K}_r \mathbf{r} \quad (9)$$

文中采用数值最优化方法,且用 Matlab 进行所有的最优化求解。

3 最优化结果

本节检验了飞行器前体下倾角、发动机位置、升降舵位置和升降舵面积对升阻比以及右半平面零点的影响,并采用分布式最优化方法设计飞行器本体和控制器,最后展示了仿真结果。

3.1 本体优化

飞行器在高度 26 km、马赫数 8 时配平。图 2 展示了 4 个独立几何变量对独立于控制器的性能指标的影响。需要注意的是,假设优化过程中飞行器质量不变;重心固定在发动机燃烧室中,它随着发动机位置的改变而改变;飞行器尾楔角 τ_2 随前体下倾角 τ_{1u} 的变化而变化, $\tau_2 = \arctan((L_u \tan \tau_{1u} + L_f \tan \tau_{1l})/L_a) - \tau_{1u}$;升降舵被认为是一个平面,且不考虑气流的分离。

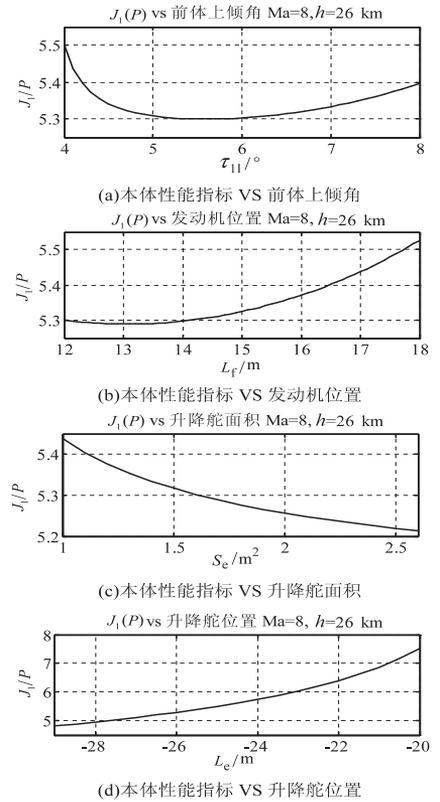


图 2 本体性能指标

通过数值最优化方法找到使得本体优化性能指标最小的参数集合,结果见表 2。可以看到,优化飞行器的右半平面零点向右移动 7.25%,且升阻比增加了 62.45%,这意味着拥有优化构型的飞行器具有更好的

表 2 基准飞行器与优化飞行器的参数及性能比较

参数及性能指标	基准飞行器	优化飞行器
$\tau_{11} / ^\circ$	6.2	5.5
L_f / m	14.33	13.10
S_e / m^2	1.58	2.60
L_e / m	-25.9	-29
L/D	2.685 7	4.362 9
z	7.858 0	8.427 5
$J_1(P)$	5.306 8	4.789 8

爬升性能以及更大的带宽。

3.2 最优控制器设计

通过上一步的机体优化,已经得到了最优飞行器布局,接下来在这个最优本体的基础上进行最优控制器的设计。根据2.2节提出的LQR指令跟踪控制器,选择权系数矩阵 $\mathbf{R} = \text{diag}([1e4, 1e4])$, $\mathbf{Q} = \text{diag}([1e-2, 1e-3, 1e-4, 1e-5])$, 令速度和高度指数分别为 $v = 100 \text{ m/s}$, $h = 100 \text{ m}$, 并进行非线性仿真。图3和图4分别展示了速度指令和高度指令的跟踪效果。

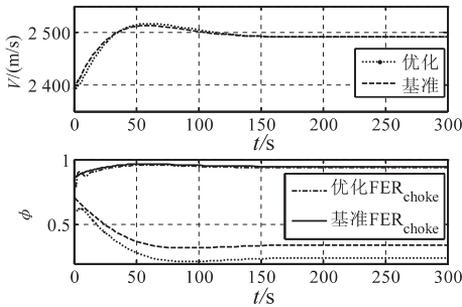


图3 优化和基准飞行器的速度指令跟踪

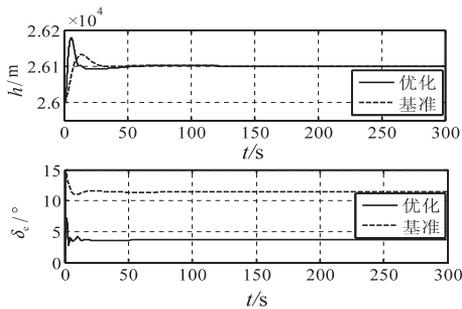


图4 优化和基准飞行器的高度指令跟踪

从图中可以看出,在控制器作用下,优化和基准飞行器的跟踪效果都很好,区别在于达到良好的跟踪效果所付出的“代价”。明显地,优化飞行器的燃油当量比FER比基准飞行器小了28.6%,这也意味着优化飞行器执行跟踪任务时所需消耗的燃料大大减少了。同时,优化飞行器比基准飞行器受发动机热壅塞的制约更小。从图4中可知,优化飞行器升降舵的偏转 δ_c 在随时间变化过程中的最大舵偏和稳态舵偏都比基准飞行器小得多,因此已优化飞行器布局能大幅提高舵面的控制效能,降低外界环境对控制作用的要求。

4 结束语

文中展示了一个以超燃冲压发动机为动力的高超声速飞行器的非线性3自由度的纵向动力学模型。一般来讲,高超声速飞行器具有一个非最小相位零点,这限制了能够达到的带宽。此外,飞行器升阻比越高,其空气动力性能越好。因此,文中采用了分布式最优化方法对飞行器本体和控制器分别进行优化,在不同的优化阶段给出相应的性能指标,利用LQR理论为飞行

器设计最优控制器。给出了优化结果并进行了非线性仿真,比较分析了优化结果的有效性。

参考文献:

- [1] Curran E T. Scramjet engines: the first forty years[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(6): 1138-1148.
- [2] Walker S H, Rodgers F. Falcon hypersonic technology overview[R]. [s. l.]: AIAA, 2005.
- [3] Korad A S. Modeling and analysis framework for early stage studies in scramjet-powered hypersonic vehicles[D]. Arizona: Arizona State University, 2010.
- [4] Schmidt D. Integrated control of hypersonic vehicles - a necessity not just a possibility[C]//Proc of 1993 AIAA guidance, navigation, and control conference. Monterey: AIAA, 1993: 539-549.
- [5] McRuer D T, Ashkenas I, Graham D. Aircraft dynamics and automatic control[M]. Princeton: Princeton University Press, 1973: 336-337.
- [6] Bolender M A, Doman D B. A non-linear model for the longitudinal dynamics of a hypersonic air-breathing vehicle[C]//Proc of AIAA guidance, navigation, and control conference and exhibit. San Francisco: AIAA, 2005.
- [7] Williams T, Bolender M A, Doman D, et al. An aerothermal flexible mode analysis of a hypersonic vehicle[C]//Proc of AIAA atmospheric flight mechanics conference and exhibit. Keystone: AIAA, 2006.
- [8] Chavez F, Schmidt D. Analytical aeropropulsive/aeroelastic hypersonic vehicle model with dynamic analysis[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1994, 17(6): 1308-1319.
- [9] Bolender M A, Doman D B. A non-linear longitudinal dynamical model of an air-breathing hypersonic vehicle[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2007, 44(2): 374-387.
- [10] 张勇, 陆宇平, 刘燕斌, 等. 高超声速飞行器控制一体化设计[J]. 航空动力学报, 2012, 27(12): 2724-2732.
- [11] Srikanth S, Armando A R. Performance based control-relevant design for scramjet-powered hypersonic vehicles[C]//Proc of AIAA guidance, navigation, and control conference. Minneapolis: AIAA, 2012.
- [12] Fathy H K, Reyer J A, Papalambros P Y. On the coupling between the plant and controller optimization problems[C]//Proc of American control conference. Arlington VA: [s. n.], 2001: 1864-1869.
- [13] Bolender M A, Doman D B. Flight path angle dynamics of air-breathing hypersonic vehicles[C]//Proc of AIAA guidance, navigation, and control conference and exhibit. Keystone: AIAA, 2006.
- [14] Groves K, Sighthorsson D, Serrani A, et al. Reference command tracking for a linearized model of an air-breathing hypersonic vehicle[C]//Proc of AIAA guidance, navigation, and control conference and exhibit. San Francisco: AIAA, 2005.

面向控制的高超声速飞行器分布式优化设计

作者: [季陈晨](#), [陆宇平](#), [刘燕斌](#), [JI Chen-chen](#), [LU Yu-ping](#), [LIU Yan-bin](#)
作者单位: [南京航空航天大学, 江苏 南京, 210001](#)
刊名: [计算机技术与发展](#) 
英文刊名: [Computer Technology and Development](#)
年, 卷(期): 2015(7)

引用本文格式: [季陈晨](#). [陆宇平](#). [刘燕斌](#). [JI Chen-chen](#). [LU Yu-ping](#). [LIU Yan-bin](#) [面向控制的高超声速飞行器分布式优化设计](#)[期刊论文]-[计算机技术与发展](#) 2015(7)