

吸气式高超声速飞行器考虑控制约束的设计优化

陆宇平[†], 陈柏屹, 刘燕斌, 肖地波

(南京航空航天大学 航天学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 为了能够获得性能卓越, 可靠的吸气式高超声速飞行器(AHSV)设计, 需要考虑其特殊动力学特性及控制系统的性能约束, 研究面向控制系统设计的系统设计优化策略. 首先, 简要介绍了AHSV第1原理建模与参数化建模相关的问题与方法; 其次, 分析了AHSV系统模型与控制系统性能之间的约束耦合特性: 系统模型的不稳定极点及其左特征向量与控制信号的饱和约束确定了反馈控制系统的零可控区域; 系统模型右半平面(RHP)零极点对于反馈闭环系统灵敏度函数与补灵敏度函数具有峰值约束与带宽限制; 最后, 考虑系统模型与控制系统约束耦合的特性, 根据选取的总体优化设计目标, 介绍了系统本体与控制系统组合优化的相关策略. 并简要分析了各优化策略的实用性及适用范围. 对于AHSV考虑控制系统性能约束的优化设计提供了一种研究方法和设计思路.

关键词: 吸气式高超声速飞行器; 性能限制; 零控区域; 综合优化

中图分类号: TP273

文献标识码: A

Control relevant design optimization for air-breathing hypersonic vehicle considering performance limitation

LU Yu-ping[†], CHEN Bo-yi, LIU Yan-bin, XIAO Di-bo

(College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing Jiangsu 210016, China)

Abstract: In order to obtain a class of reliable air-breathing hypersonic vehicle (AHSV), the paper provides system design optimization strategies for control relevant model based on its unique flight dynamic characteristics and the coupling with the control system. The first section briefly introduce the main issues and approaches for first principle modeling and parametric modeling of AHSV. The second part discusses the main coupled constraints between the model and control performance, and this model has unstable poles and their left eigenvectors, along with control saturation constraints determining the null-controllable region. In particular, RHP poles and zeros of this model limit the bandwidth and the H_∞ norm of the sensitivity function and the complementary sensitivity function. Based on coupling characteristics and the selection of overall optimization objective, the following work describes the plant and control system optimization strategies for the optimal design, which provides a research methodology and design method for AHSV.

Key words: air-breathing hypersonic vehicle; performance limitation; null-controllable region; integrated optimization

1 引言(Introduction)

自从20世纪二三十年代首次提出高超声速飞行技术(HFT)的概念以来, 发展了多种技术机理的高超声速飞行器(HSV). 其研究方向主要分为3类^[1]: 准确打击时敏目标, 全球快速到达以及快速进出空间的空天飞行器. HSV按照动力装置可以分为如下几类: 动力巡航(如X-15^[2], X-43^[3]与X-51^[4]等), 助推滑翔(如X-33^[5], X-37等)与无动力滑翔(如X-23, HTV-2等).

吸气式高超声速飞行技术(AHFT), 采用乘波体构型, 装配超燃冲压发动机. 相较于传统的火箭推进飞行器(X-15), 具有以下优势: 升阻比大, 载荷能力强, 推进效率高, 发射窗口宽, 结构与操作的代价低等.

2004年美国NASA研制的以超燃冲压发动机为动力的X-43A^[6-8]试飞成功, 开启了吸气式高超声速飞行器(AHSV)的时代. 超燃冲压发动机技术的突破使得高超声速飞行踏上了新的台阶.

然而, 随着NASA Hyper-X计划的推进^[9], 在可靠稳定的超燃冲压发动机技术的基础上, 为保证高超声速运输的可靠性与效率, 还有很多关键技术需要进行研究^[10]. 目前面临最大的问题及挑战即是吸气式高超声速飞行器特有的动力系统及其构型造成了气动、推进、结构、控制、轨迹等子系统之间动力学特性的相互影响. 传统飞行器分布式设计的思路很难获得满意的飞行性能. 在保证飞行动力、结构等硬件设施的基

收稿日期: 2014-08-29; 录用日期: 2015-01-21.

[†]通信作者. E-mail: yplac@nuaa.edu.cn.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61403191); 江苏省研究生培养创新工程资助项目(KYLX.0281); 南航研究生创新基地(实验室)开放基金资助项目(kfjj20130229).

础上,如何针对于与设定的飞行任务进行飞行器设计,以达到满意的飞行器性能是目前最关心的问题。

AHSV设计优化的首要任务是建立可靠、高效的系统参数化模型。AHSV建模研究的内容主要分为两部分:根据飞行器的几何结构外形与推进系统参数,结合高超声速动力学^[11]及推进系统相关的学科理论,得到飞行器的受力情况;根据基本的物理规律与受力情况推导出飞行器的动力学与运动学方程,得到包括结构弹性等耦合特性在内的动力学方程组^[12]。前者采取的主要途径有两种:一种是结合计算流体力学(CFD)^[13],另一种是根据高超声速气流的特性推导出的工程估算的方法^[14-15]。两种途径在计算精度与效率的权衡上各有利弊。关于动力学方程的建模工作,大多数学者均是在Bolender与Doman等人研究的基础上进行改进与发展。包括面向控制弹性高超声速飞行器的3维模型^[16],6自由度高超声速飞行器动力学面向控制的模型^[17]等。将两者结合起来,对AHSV的设计变量进行参数化处理(CST,二次型法等),计算受力情况(CFD或者工程估算等),并根据设计任务推导出飞行器的动力学方程的过程,统称为AHSV的参数化建模^[18-19]。

根据过去近20年的研究及X-43a飞行器的研制过程^[20-21],传统的顺序分布式设计思路并没有达到很好的设计效果。主要原因有:AHSV具有不稳定特性,非最小相位特性与弹性动力学的非线性耦合特征及其系统模型固有的不确定性;严格的飞行走廊约束与饱和限制(推进系统的比冲、最大动压、发动机的温度与压强等)。在飞行器系统设计阶段忽略控制相关的性能将会导致严重的后果^[22]。故提出飞行器概念设计阶段结合控制系统建模与分析的研究思路^[23-24]。

在获得AHSV系统模型的基础上,进行模型分析与控制器设计:动力学分析,控制系统分析,轨迹特性分析等。AHSV对于控制科学提出了很大的挑战^[25]。相较于传统的低速飞行器,AHSV需要特别关注航迹角的控制^[26]。动压、热壅塞等与超燃冲压发动机相关约束的存在,使得AHSV的飞行走廊十分有限。若在航迹角控制上出现偏差,飞行器在很短时间内就可能飞离走廊而导致飞行任务的失败。AHSV在航迹角控制通道内以不稳定模态与非最小相位零点为特征,控制器饱和(升降舵的偏转)的特性限制了闭环系统可达到的性能^[27-28]。

近年来,美国、日本等国的学者针对于高超声速飞行器多学科耦合的情况,均进行了AHSV多学科设计优化(MDO)的研究^[23, 29-32]。美国的高超声速计划旨在研制以超燃冲压发动机为动力系统的下一代空天飞行器。根据MDO的设计思路,开发了用于设计下一代空天飞行器的工具与方法^[33]。美国学者Bowcutt

等人提出考虑推进系统、气动特性、质量分布与内部容积的MDO,在高超声速巡航任务中对飞行器的几何外形进行优化以获得最大任务射程。相较于基准的飞行器构型,最大射程提高了46%^[32]。日本学者Takeshi等人结合轨迹优化设计,对于飞行任务获得飞行器的必要尺寸与最优轨迹以达到最小起飞质量的优化目标进行飞行器设计^[31]。

在前人研究的基础上,本文总结出针对于AHSV考虑控制系统性能约束的系统设计优化思路。基本结构如下:第1节简介HFT发展现状,参数化建模的必要性和挑战以及AHSV系统设计面临的的主要问题;第2节介绍了参数化建模的方法及成果,并根据系统模型提出AHSV的动力学特性;第3节指出AHSV控制系统设计面临的挑战及其与系统动力学之间的耦合特性;第4节基于系统模型与控制系统设计的耦合特性,总结出系统综合设计优化的策略与方法。

2 AHSV模型描述(AHSV model description)

AHSV整个系统完整地建模是复杂、艰巨的工作。为了能够较为完整地描述出主要的物理现象,需要考虑的主要问题有:高超声速空气动力学特性^[34],不稳定与粘性特性^[35],非线性动力学^[12],热效应与弹性动力学^[36],航迹角动力学^[26]与推进系统相关问题^[37]等。

1) 气动特性:若假设飞行器周围流场是准稳态的,气流作用在飞行器上的压强分布可以根据无粘可压缩流的激波/膨胀波理论^[34],采用高超声速工程估算的方法^[14, 38]进行计算。将空气认为是量热完全气体,比热容比 $\gamma = 1.4$ 为常量。基于高超声速无粘流理论的激波膨胀波理论(SET)发展出了一系列可以用于高超声速流工程估算的方法:激波法,切锥法, DahlenBuck法与Pranlte-Meyer法。并通过实验比较验证了其可行性^[38]。在准稳态流场的基础上考虑不稳定特性与粘性影响。由于结构振动造成流场不稳定的影响根据线性活塞理论进行分析^[35]。粘性阻力采用参考温度法(参考焓)^[39]进行计算。

2) 推进系统:超燃冲压发动机模型的建立对于获得可靠的飞行器模型至关重要。主要物理现象包括:压缩段内的激波交互,空气的解离,发动机壁面的热交换,发动机内壁的摩擦阻力,油气混合特性与有限化学反应速率等。但是在建模过程中需要综合考虑各物理现象对精度及计算效率的影响,以适用于AHSV的控制模型。在得到更先进的发动机控制模型之前,研究中一般采用简化的准一维瑞利流发动机模型^[37]。将前体视为单斜面压缩,并假设进气道扰流板可控以保证激波封口条件。在此基础上,进一步研究了多级压缩,及激波交互对于发动机模型的影响^[40]。

3) 结构特性:AHSV的机身/发动机一体化构型设计,使得飞行器的前体压缩段对于发动机的性能有很

大影响. 在飞行过程中, 前体压缩段的颤振等结构特性会造成前体附面激波的扰动, 影响发动机捕获的空气质量, 进而对推进性能造成影响. 故研究飞行器的结构特性重点研究飞行器前体的结构动力学. Bolender在建模过程中将飞行器看成是交点在重心的两个悬臂梁^[12], 采用模态假设法^[41]进行结构分析. 在此基础上Srikanth等人将飞行器整个机体视为欧拉-伯努利自由梁进行采用同样的方法进行分析, 获得了较为准确的分析结果^[36, 42].

4) 气动热特性: 为了减少飞行器的飞行阻力, 一般采取细长体设计. 在高速飞行条件下, 这种构型会使得前缘驻点的热效应显著增加. 实际分析中发现飞行器受到的阻力与速度的平方成正比, 而驻点温度与飞行速度的3次方成正比. 故飞行器的构型设计首先会达到热载荷的约束. 在飞行器设计过程中, 首先应考虑飞行器的热效应对于飞行器构型的约束. 热载荷在飞行过程中的变化对于飞行器的振荡模态和频率均有一定影响, 同样可以通过假设模态法进行估计^[36].

2.1 动力学模型及简化(Simplified dynamic model)

若要完整地描述飞行的系统模型, 需要考虑的因素有很多. 为了能够将在飞行器设计早期就可以体现出其控制系统的相关特性, 需要对模型进行适当简化. 目前用于控制分析的AHSV几何构型, 一般选为二维的直线几何构型, 根据基本的牛顿定理与拉格朗日方程推导出弹性飞行器3自由度纵向动力学方程^[12]:

$$\dot{v} = \frac{T \cos \alpha - D}{m} - g \sin \gamma, \quad (1)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{L + T \sin \alpha}{mv} - \left(\frac{g}{v} - \frac{v}{R_E + h} \right) \cos \gamma, \quad (2)$$

$$\dot{q} = \frac{M}{I_{yy}}, \quad (3)$$

$$\dot{h} = v \sin \gamma, \quad (4)$$

$$\dot{\theta} = q, \quad (5)$$

$$\ddot{\eta}_i = -2\zeta\omega_i\dot{\eta}_i - \omega_i^2\eta_i + N_i, \quad i = 1, 2, 3, \quad (6)$$

其中: L, D, T, M 分别表示飞行器所受到的升力、阻力、推力与俯仰力矩. N_i, ζ_i, ω_i 分别表示弹性分析中的广义力, 阻尼系数与自然频率. 控制量一般采用升降舵偏转量(δ_e), 燃油当量比(FER, Φ), 其等价于燃烧室内温度的增加量. 很多文献中将发动机的扩散面积比与鸭翼偏转也定义为控制量, 但在控制器设计中均没有考虑^[43].

可以采取两种途径对系统模型进行简化: 一是在建模过程中对于飞行状态到受力情况的映射进行简化; 二是在研究特定问题时可以对系统动力学模型进行降阶处理.

在系统模型的基础上采用多项式近似模型对于飞

行状态到受力情况的映射进行简化. 首先要分析影响气动力与力矩的主要飞行状态参数有哪些. 比如遵循高超声速动力学马赫数无关的原则, 可以认为所受升力仅为攻角 α 和舵偏 δ_e 有关, 可以采用一次多项式进行近似; 对阻力系数采用 α 与 δ_e 的二次多项式进行近似; 由于推进系统内复杂的物理过程, 推力系数的近似模型比较难以获得. 简化模型将其看作为 α 与 Φ 的函数^[44-45], 但并没有获得较好的近似结果. 更为复杂的近似模型考虑了弹性模态与散射面积^[46]并增加了 Ma 的影响^[47]; 俯仰力矩系数一般认为是推力系数, 与气动特性的线性组合, 气动特性采用 α 与 δ_e 的一次多项式的近似模型. 这同样也表现了系统的输入/输出耦合特性.

系统动力学模型的降阶处理与所研究的控制问题相关. 比如研究航迹角的动力学特性, 可以首先忽略弹性模态, 只考虑航迹角、姿态角与姿态角速率的微分关系. 如此处理可以将系统模型将为3阶系统进行分析与设计^[42]. 为了能够进一步具体地了解高超声速控制模型的动力学特性, 将其在指定配平状态进行线性化. 之后进行线性系统的特性分析与响应的控制器设计^[48], 同时在整个配平范围内对于系统线性模型的动态变化进行分析与设计.

2.2 动力学模型的主要特性(The main characteristics of dynamic model)

AHSV的飞行动力学特征与传统飞行器有很大不同. 主要原因在于采用了机身/发动机紧密结合的乘波体结构; 另一方面, 飞行器细长的构型造成低结构模态, 与刚体模态存在一定耦合. 特殊的动力学特征主要表现在俯仰控制与速度控制中. 当选取飞行速度与航迹角作为控制输出时, AHSV的纵向刚体模型以不稳定的零点动力学为特征, 且具有较低的推力控制裕度.

AHSV动力学的主要特征及问题如下:

1) 输入/输出耦合: 飞行速度的控制与FER相关; 飞行姿态(航迹角)的控制与升降舵相关^[46]. 同时, 由于吸气式高超声速飞行器发动机的特殊布局, 在产生推力的同时会对飞行器的姿态造成影响. 即FER对于飞行器航迹角控制之间存在耦合关系; 并且姿态的改变对于推进系统的性能也具有显著影响, 即升降舵对于飞行速度之间也存在耦合关系.

2) 不稳定/非最小相位: 典型的AHSV在升降舵对FPA的控制通道上具有非最小相位(RHP零点)特性. 该RHP零点限制了闭环系统的带宽(BW)^[48]. 另一方面, 超燃冲压发动机的安装位置若在飞行器质心之后, 会导致固有的俯仰不稳定性. 针对于不稳定的非最小相位航迹角动力学, Bolender与Doman提出一种增加鸭翼的备选方案^[26], 在此基础上可以采用动态反演法

对其进行控制器设计. 但由于热结构等特性的约束, 具体实现上有一定限制;

3) 时变动力学特性: 系统的非线性模型与飞行条件密切相关. 具体而言就是飞行器的俯仰稳定性与非最小相位零点在飞行器的配平区域变化比较明显;

4) 弹性模态的不确定性即其与推进系统的耦合: 系统模型中的弹性动力学根据欧拉-伯努利自由梁理论, 采用假设模态法进行建模. 采用3个弹性模态用于近似结构动力学, 并假设阻尼比为 $\zeta = 0.02$ ^[36].

5) 控制饱和约束: 对于不稳定的飞行器而言, 控制饱和约束需要特别考虑. 包括两种非线性饱和情况: 升降舵最大偏转与发动机热壅塞($FER = 1$)^[34]. 若燃料在燃烧室内注入过多, 使得燃烧室内增温过高, 燃烧室出口气流速度将会减至1马赫. 进一步的增温会导致发动机的关闭.

对于不稳定系统, 当控制器具有具有饱和约束时, 会限制闭环系统的零可控区域的范围^[49].

3 基于控制系统性能的模型分析 (Performance based model analysis)

AHSV模型分析主要研究在吸气式走廊中, 飞行器的平飞稳态(配平)特性与动态特性是如何改变的. 控制系统设计需要特别考虑的因素是为了防止热壅塞的输入控制约束, 其推力裕度的大小限制了加速度的上限. 飞行器的非最小相位零点限制了航迹角闭环的可达带宽, 且升降舵偏转与 FER 在航迹角控制通道的耦合特性影响航迹角的跟踪性能.

除此之外, 还需要考虑系统模型的鲁棒性. 系统的不确定性主要分为两类: 结构(参数)不确定性与非结构(动态)不确定性. 结构不确定性是指系统模型的某些参数存在不确定性; 非结构不确定性是指系统模型本身的不确定性. 可以通过频域方法进行表示, 分为乘性(输出)摄动模型与逆乘性(输入)摄动模型^[50].

3.1 控制系统性能指标的选取 (Performance selection of control system)

控制系统分析与设计中需要考虑的基本问题主要包括: 闭环内部稳定性, 跟踪参考信号能力, 消除扰动与测量误差的能力与系统模型的鲁棒性. 故控制系统性能指标的选取, 需要针对于这些问题进行考虑.

灵敏度函数 S 与补灵敏度函数 T (闭环传递函数)与控制系统设计的闭环性能与系统鲁棒性密切相关. S 表示了闭环系统中抑制扰动的能力; T 表示了控制器跟踪参考信号与抑制测量噪声的能力. 同时系统乘性摄动模型的鲁棒稳定性与 S 相关, 逆乘性摄动模型的鲁棒稳定性与 T 相关. 故闭环系统的 S 与 T 可以作为反馈控制系统的性能指标.

Bode首先称 S 为灵敏度, 是因为它给出了闭环传

递函数 T 关于被控对象模型 G 误差的灵敏度^[51]:

$$S = \frac{dT/T}{dG/G}, \quad (7)$$

灵敏度函数 S 与补灵敏度函数 T 的相关性质:

1) S 与 T 具有互补约束 $S + T = I$. 理想情况下希望 S 足够小, 使得系统对指令和扰动均有较小的控制误差. 同时希望 T 小到可以避免对噪声的敏感. 由该互补约束可以看出, 在任意频率上, $|S(j\omega)|$ 与 $|T(j\omega)|$ 不能同时小于0.5, 且之差至多为1;

2) 当对象模型 $G(s)$ 具有RHP零极点时, 存在内插约束. 若 p 为被控对象 $G(s)$ 的一个RHP极点, 则有 $T(p) = 1, S(p) = 0$ 成立; 若 z 为被控对象 $G(s)$ 的一个RHP零点, 则有 $T(z) = 0, S(z) = 1$. 该等式约束称为内插约束.

根据控制系统的所关心的主要问题, 结合 S 与 T , 可以选择如下闭环系统的性能指标:

1) 零可控区域: 系统状态 $\mathbf{x}_0$ 称为是零可控的, 若存在有限时间 t_f 与容许控制 $\mathbf{u}(t)$, 使得状态轨迹满足 $\mathbf{x}(0) = \mathbf{x}_0, \mathbf{x}(t_f) = 0$, 所有零可控状态的集合称为系统的零可控区域. 可以看出, 若系统本身是稳定的, 其零可控区域为整个状态空间. 零可控区域仅限制在系统不稳定模态的方向, 且与容许控制 $\mathbf{u}(t)$ 相关^[27, 49].

2) 闭环带宽: 考虑到系统的响应速度, 需要研究闭环系统的带宽频率. 带宽可定义为使控制有效的频率范围. 一般有3种定义: S 的幅频特性 $|S(j\omega)|$ 自下向上第一次穿越-3dB时, 对应的频率为闭环带宽 ω_B ; 开环传递函数 $|L(j\omega)|$ 首次自上向下穿越1时的频率为增益穿越频率 ω_C ; T 的幅频特性 $|T(j\omega)|$ 自上向下第一次穿越-3dB时, 对应的频率为闭环带宽 ω_{BT} . 这3种频率均可以用来表示闭环系统的带宽, 且有 $\omega_B < \omega_C < \omega_{BT}$.

对于跟踪性能而言: 考虑跟踪误差 $e = -Sr$, 只要相对误差 $|e|/|r| = |S|$ 较小就可以认为反馈控制是有效; 将 ω_B 与 ω_C 作为反馈系统的闭环带宽均是合理, 有效的. 理论与实践证明, ω_{BT} 并不是很好的闭环性能指标^[51].

3) 灵敏度边界: 灵敏度函数与补灵敏度函数的峰值 M_S, M_T (H_∞ 范数)决定了闭环系统的鲁棒性. 为了保证闭环系统的鲁棒性, 峰值必须要足够小. 实践证明, 当 M_S 与 M_T 的值大于4时, 控制系统的鲁棒性很差^[51].

4) 鲁棒零可控区域: 状态 $\mathbf{x}_0$ 称为是鲁棒零可控的, 若存在鲁棒控制器产生容许控制信号 $\mathbf{u}(t)$, 使得状态轨迹满足 $\mathbf{x}(0) = \mathbf{x}_0, \lim_{t \rightarrow \infty} \mathbf{x}(t) = 0$, 所有鲁棒零可控状态的集合称为鲁棒零可控区域. 注意到鲁棒可控区域对于控制信号进行了进一步的限制, 所以其是

零可控区域的子集, 且与控制系统设计有关。

根据以上性能指标, 结合系统模型进行分析。在保证灵敏度边界的情况下, 系统模型的RHP零极点会对系统的闭环带宽施加限制。在下一节会定量的指出限制幅度; 对于零可控区域, 仅考虑的是控制信号的饱和约束, 与控制律的设计无关。故可以选择系统模型的性能指标。将闭环系统的灵敏度边界, 闭环带宽与鲁棒零可控区域作为控制器设计的性能指标, 并且可以发现系统模型对于控制器的耦合特性体现在约束条件中。

3.2 系统模型对于控制系统性能指标的影响 (Coupling between the system model and performance)

尾控高超声速飞行器以不稳定模态与非小相位零点为特征, 具有控制饱和的动力学特性限制了系统可到达的性能。主要分为分为开环系统性能限制(系统模型性能)与闭环系统性能限制(控制设计性能)。由上一节的讨论可以发现, 飞行器自身的动力学特性(称为系统模型或者本体特性)对闭环控制系统的性能存在着约束耦合特性。具体而言即是系统模型的零极点分布与不稳定极点对应的左特征向量对闭环控制系统的性能具有一定约束。

1) 系统模型RHP平面零极点对于闭环系统性能的影响:

波特积分约束(第一水床定理): 对于开环稳定且相对阶大于1的系统, 其灵敏度函数必定满足积分关系(8); 对于不稳定对象, 为保证闭环系统稳定, 不稳定极点 p 的存在会增加灵敏度的峰值, 则灵敏度函数需要满足关系(9)。

$$\int_0^\infty \ln |S(j\omega)| d\omega = 0, \quad (8)$$

$$\int_0^\infty \ln |S(j\omega)| d\omega = \pi \sum \operatorname{Re}(p). \quad (9)$$

对于具有RHP零点的对象, 灵敏度函数还需要满足一个附加的积分关系, 称为加权灵敏度积分(第2水床定理)^[51]: 假设对象具有单个RHP零点(或一对复零点) z , 且具有 N_p 个RHP极点 p_i 。为保证闭环系统稳定, 灵敏度函数必须满足:

$$\int_0^\infty \ln |S(j\omega)| \times w(z, \omega) d\omega = \pi \times \ln \prod_{i=1}^{N_p} \left| \frac{p_i + z}{\bar{p}_i - z} \right|. \quad (10)$$

RHP零点 z 若为实数, 选取的权函数为式(11); 若为一对复数 $x \pm iy$, 选取的权函数为式(12):

$$w(z, \omega) = \frac{2z}{z^2 + \omega^2}, \quad (11)$$

$$w(z, \omega) = \frac{x}{x^2 + (y - \omega)^2} + \frac{x}{x^2 + (y + \omega)^2}. \quad (12)$$

若期望 S 在某个频率范围足够小以抑制扰动对于输出的影响, 根据波特积分约束, 必会造成在某个频率之上 S 大于1。这种效应称为水床效应。而对于开环不稳定系统, 其值可能更大。考虑到系统的鲁棒性, 需要限制 S 的峰值在合理范围内。

若实际的系统模型记为 $\bar{G}$, 而获得的系统模型为 G 。逆乘性扰动模型(13)与乘性扰动模型(14)具有如下形式:

$$\bar{G} = G(I + \Delta)^{-1}, \quad (13)$$

$$\bar{G} = (I + \Delta)G, \quad (14)$$

其中 Δ 表示稳定的传输函数, 且满足幅频约束条件:

$$\forall \omega, \bar{\sigma}(\Delta(j\omega)) \leq w(\omega).$$

对于任意满足逆乘性不确定性式(13)的控制对象, 闭环反馈系统是稳定的充要条件是:

$$\Delta = 0, \forall \omega, \bar{\sigma}(S(j\omega)) \leq 1/w_S(\omega). \quad (15)$$

对于任意满足乘性不确定性式(14)的控制对象, 闭环反馈系统是稳定的充要条件是

$$\Delta = 0, \forall \omega, \bar{\sigma}(T(j\omega)) \leq 1/w_T(\omega). \quad (16)$$

逆乘性与乘性不确定性的幅频约束有时也称为权函数。通过选取权函数 $w_S(\omega)$ 与 $w_T(\omega)$ 来界定 S 与 T 的上界可以保证闭环系统的鲁棒稳定性。

对于SISO系统, 由于系统模型不确定性而确定的闭环反馈系统稳定的充要条件可以记为:

$$w_P(\omega)S(j\omega) \leq 1, \quad (17)$$

$$w_T(\omega)T(j\omega) \leq 1. \quad (18)$$

峰值界限制 根据第2水床公式(10), RHP零点 z 意味着 $|S|$ 的峰值不可避免。根据内插约束, 可知 S 主要受到RHP零点 z 的限制, 峰值界 $M_S \geq |w_P(z)|$; T 主要受RHP极点 p 的限制, 峰值界 $M_T \geq |w_T(p)|$ 。

带宽限制 若系统具有非最小相位零点 z 和(或)不稳定极点 p 。根据闭环稳定的充要条件(17), 可以选取 $1/w_S(\omega)$ 作为 S 的上界。根据内插约束, 权函数必须满足 $|w_S(z)| < 1$ 。实际的控制系统中一般关心低频的控制情况, 所以给定低频的最小带宽 ω_B^* , 最大峰值 M 与稳态误差 A , 即可以确定权函数的基本形状。若取 $A = 0, M_S = 2$ 时, 至少要求:

$$\omega_B^* \leq 0.5z. \quad (19)$$

同理, 根据闭环稳定的充要条件(18), 可以选取 $1/w_T(\omega)$ 作为 T 的上界且满足 $|w_T(p)| < 1$ 。在 $M_T = 2$ 时, 要求:

$$\omega_{BT}^* \geq 2p. \quad (20)$$

考虑到通过 S 与 T 定义的带宽的差异 $\omega_B < \omega_{BT}$, 减小 ω_{BT} 的同时也在减小 ω_B 。则根据以上讨论, 若

以 ω_B 定义系统的带宽可以发现RHP零点 z 限制了闭环系统最小带宽的上限,而RHP极点限制了其下限。

2) 系统模型不稳定极点的左特征向量与控制饱和和约束对于闭环系统性能的影响:

对于存在控制饱和和约束的LTI系统:

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t). \quad (21)$$

系统的容许控制集定义为: 对于任意时间控制信号的幅值都在约束条件内所有控制信号的集合

$$U_m = \{\mathbf{u}(t) : \bar{\mathbf{u}}_- \leq \mathbf{u}(t) \leq \bar{\mathbf{u}}_+, \forall t \in \mathbb{R}\}. \quad (22)$$

若控制信号 $\mathbf{u}(t) \in U_m$, 则称其为容许控制信号。

定理 1 若 n 阶方阵 $\mathbf{A}$ 具有 m 个非零特征值 $\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_m$, 相应的特征向量(右特征向量)为 $\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_m$, 左特征向量为 $\eta_1, \eta_2, \dots, \eta_m$ (左右特征向量均为单位向量). 则对应于特征值 λ_i 的左特征向量 η_i 正交于除特征向量 ξ_i 外, 其余各特征向量组成的子空间:

$$\{\eta_i\} \perp \text{span}\{\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_m\} \setminus \{\xi_i\}, i = 1, \dots, m, \quad (23)$$

即对应于不同特征值的左右特征向量相互正交。

证 记 ξ_i 为对应于特征值 λ_i 的特征向量, 则有 $\mathbf{A}\xi_i = \lambda_i\xi_i$. η_j 为对应于特征值 λ_j 的左特征向量, 且 $\lambda_j \neq \lambda_i$, 则有 $\eta_j\mathbf{A} = \lambda_j\eta_j$.

$$\begin{aligned} \lambda_j\lambda_i(\eta_j \cdot \xi_i) &= \lambda_j\eta_j \cdot \lambda_i\xi_i = \eta_j\mathbf{A}^2\xi_i = \\ \eta_j\lambda_i^2\xi_i &= \lambda_i^2(\eta_j \cdot \xi_i), \end{aligned} \quad (24)$$

因为 $\lambda_j \neq \lambda_i$, 故 $\eta_j \cdot \xi_i = 0$, 即对应于不同特征值的左右向量相互正交。除 λ_j 外对应的特征向量张成的子空间记为 S_s , 不同特征值对应的特征向量线性无关, 故该空间的基为各特征向量。已知对应于不同特征值的左右特征向量相互正交, 即 η_j 正交于空间 S_s 的基, 故 η_j 与子空间 S_s 正交。

定义 1 (稳定子空间与不稳定子空间) LTI系统的稳定极点对应的特征向量张成的子空间, 称为稳定子空间(稳定模态), 记为 S_s . 与稳定子空间正交的子空间称为不稳定子空间(不稳定模态), 记为 U_s .

推论 1 根据定理1, 不稳定子空间是由系统不稳定极点对应的左特征向量张成的子空间。

对于系统的整个状态空间 S , 有

$$S = S_s + U_s.$$

系统状态在稳定子空间的投影称为系统状态的稳定分量; 在不稳定子空间上的投影称为不稳定分量。

定义 2 (控制梯度和发散梯度) 根据LTI系统(21), 控制梯度定义为 $\mathbf{B}\mathbf{u}$. 控制梯度在系统不稳定模态中的分量称为控制速率: 不稳定极点 p 对应的左特征向量 η 表示了系统不稳定状态的发散方向, 不稳定

极点的实部表示了发散速率, 发散梯度记为 $p\eta$.

控制梯度可以理解: 控制作用下系统状态在状态空间内的变化速度. 若系统模型本身是稳定的, 在不施加任何控制作用的情况下, 系统的任意初值均是可以稳定到原点的. 即稳定系统的零可控区域为整个状态空间。

对于不稳定系统, 若系统状态初值在系统的稳定子空间内, 则系统是自稳定的. 控制镇定的主要目的是使得系统的状态轨迹在不稳定子空间内的分量趋于零. 控制信号的镇定能力可以通过计算控制速率进行定量分析. 控制速率越大则镇定能力越强. 要保证闭环系统在全局范围内的稳定, 控制速率必须要大于发散速率。

在没有输入控制信号约束的条件下, 可以找到某个足够大的控制幅度 $\mathbf{u}_M$ 使得控制速率大于发散速率. 若控制信号具有幅值约束, 其控制速率小于发散速率, 则系统的零可控区域在不稳定模态上具有限制. 当系统的初值超出该区域就会导致闭环系统状态的发散。

以具有不稳定极点的SISO系统为例, 若系统具有单个不稳定实极点 p , 对应的左特征向量为 η . 定义状态空间中的超平面: $\eta \cdot \mathbf{x} = 0$, 称为中心超平面. 对于单个不稳定极点的情况, 中心超平面就是系统的稳定子空间. 控制速率为 $\eta \cdot \mathbf{b}\mathbf{u}$, 发散速率为 p . 若控制速率大于发散速率($\eta \cdot \mathbf{b}\mathbf{u} > p$), 则闭环系统的零可控区域为整个状态空间. 否则系统的零可控区域可以记为:

$$S_{NC} = \left\{ \mathbf{x} \mid \frac{\eta \mathbf{b} \bar{\mathbf{u}}_-}{p} < \eta \mathbf{x} < \frac{\eta \mathbf{b} \bar{\mathbf{u}}_+}{p} \right\}. \quad (25)$$

记系统 S_{NC} 的边界为

$$\text{NCR} = \frac{\eta \cdot \mathbf{b}}{p} \bar{\mathbf{u}} = k_{\text{NCR}} \bar{\mathbf{u}}.$$

则全状态零可控的条件可以记为 $\text{NCR} > 1$. 当 NCR 大于1时, 闭环系统是全状态零可控的. 控制能力可以用 k_{NCR} 进行表示, 其值越大, 则 NCR 达到1的速度越快, 需要的控制输入幅度越小; 当系统存在输入控制信号的饱和和约束时, 有可能使得系统的 NCR 无法达到1, 即不满足系统全状态零可控条件, 如图1所示. 此时, 对系统所能承受的扰动能力具有约束限制, 当系统的扰动幅度在不稳定模态的分量大于 NCR , 则会导致系统不稳定。

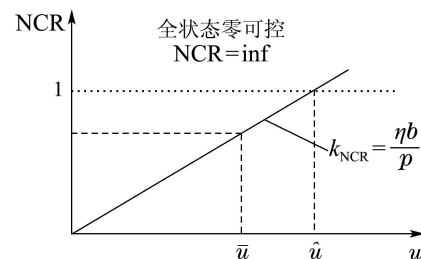


图1 NCR的几何解释

Fig. 1 Graphic expression of NCR

综上所述,若被控对象具有不稳定极点与非最小相位零点时,会对系统闭环所能达到的带宽具有限制,同时影响了闭环系统的鲁棒性;系统不稳定极点对应的左特征向量定义系统状态空间中的中心超平面(稳定模态) $\eta \cdot \mathbf{x} = 0$. 控制器的饱和约束在不稳定模态上施加了限制. 当不满足系统全状态零可控的条件时,对于系统状态扰动的程度有所约束.

4 系统设计优化策略与算法(Strategy and algorithm of system design optimization)

为了能够获得系统性能优越的飞行器,分布式设计使各子系统性能最优. 对于系统间高度耦合的AHSV来说,往往无法达到总体性能最优的目的. 针对于其多学科耦合的特性,可以采取多学科设计优化MDO或者一体化优化(多目标优化). MDO强调的是各子系统(气动、结构、热防护、推进等)之间的相互作用^[30],主要在系统模型的建模阶段进行考虑,其耦合特性通过系统模型主要体现在优化问题的约束中;多目标优化强调的是各个子系统优化目标之间的耦合. 有别于传统飞行器分布式设计的思路,对于AHSV的设计需要开发出一种集成耦合的设计方法与工具. 因此对于该类飞行器的设计与建模提出了严峻的挑战^[52]. 为了保证飞行器的稳定性与可操纵性,针对于控制系统的一体化设计显得尤为重要^[53].

AHSV系统设计优化面对的首要问题是系统模型的复杂性. 为了能够获得高效、可靠,用于系统优化的系统模型,需要在已有的参数化模型的基础上进行相应的简化处理(近似模型). 可以采用响应表面法(RSM)^[54]与径向基函数网络(RBFN)^[31]等方法,对飞行器的设计参数、飞行状态和气动特性(或者相应的性能指标)进行近似处理,在保证可靠性的情况下获得近似模型.

AHSV系统设计优化的另一个主要问题是系统设计总体目标的确定与子系统耦合关系的确定. 面向控制系统性能的飞行器设计优化主要分为两个子系统:系统模型(本体特性)与控制系统. 系统模型与控制设计的耦合性从物理特性上而言一直存在. 根据系统的总体目标是否考虑本体特性,可以将耦合特性分为两类:一种是在优化设计的约束条件上进行耦合;另一种是在设计优化的目标上进行耦合.

设计约束的耦合处理相对来说较为简单,在不存在设计目标的耦合的情况下,可以进行解耦处理. 可以采用顺序结构,将约束条件转化为系统模型的优化指标进行优化,在扩大了控制系统可行域的基础上进行控制系统优化.

设计目标的耦合处理较为复杂. 首先需要确定系统设计参数对于非系统优化目标的耦合程度,以确定耦合设计参数. Brusher和Kabamba等人根据优化目标

与系统模型设计参数集的映射关系,定量的确定了系统模型设计参数与优化目标的耦合关系^[55-56].

系统本体设计与控制设计总体优化与两者单独优化的不同,主要体现在系统模型对于控制系统设计的耦合作用. 具体反映在控制系统设计的对象为系统模型,系统模型的动力学特性与约束将会对控制系统设计造成影响. 研究对象发生改变,则优化结果很可能不同. 若系统优化目标本身由两部分组成:系统本体优化目标与控制器优化目标. 即系统优化(system optimization, SO)为多目标优化问题时,可以采用加权求和的方法将各优化目标进行标量化处理. 根据多目标优化的特性,其优化解集必为Pareto集. 而系统目标可分离的特殊性,使得系统优化SO可以分解为本体优化(plant optimization, PO)与控制器优化(control optimization, CO)两个子问题.

具体来讲,PO的优化目标记为 $e(\mathbf{d})$,设计变量为系统的设计变量 $\mathbf{d}$,故为静态优化问题. 一般可以采用非线性规划的理论进行求解. 其数学表示可以记为

$$\begin{aligned} \min_{\mathbf{d}} e(\mathbf{d}) \\ \text{s.t. } \mathbf{h}(\mathbf{b}) = 0, \mathbf{g}(\mathbf{b}) \leq 0. \end{aligned} \quad (26)$$

CO的优化目标记为 $J(\mathbf{x}, \mathbf{u})$,设计变量为映射关系 $\mathbf{u}(t)$,故为动态优化问题. 其数学表示可以记为

$$\begin{aligned} \min_{\mathbf{u}} J(\mathbf{x}, \mathbf{u}) \\ \text{s.t. } \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}), \mathbf{g}(\mathbf{u}) \leq 0. \end{aligned} \quad (27)$$

若将SO的优化目标定为子目标的加权代数和:

$$Q(\mathbf{d}, \mathbf{x}_d, \mathbf{u}) = w_p e(\mathbf{d}) + w_c J(\mathbf{x}, \mathbf{u}),$$

则SO的数学表示可以记为:

$$\begin{aligned} \min_{\mathbf{d}, \mathbf{u}} Q(\mathbf{d}, \mathbf{x}, \mathbf{u}) \\ \text{s.t. } \mathbf{h}(\mathbf{d}) = 0, \mathbf{g}(\mathbf{d}) \leq 0, \\ \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}_d(\mathbf{x}, \mathbf{u}), \mathbf{g}(\mathbf{u}) \leq 0. \end{aligned} \quad (28)$$

考虑系统模型对控制系统设计目标的耦合性,具体而言即是系统模型设计参数 $\mathbf{d}$ 以系统动力学特性的形式对于控制器系统设计施加了系统状态的动态约束 $\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}_d(\mathbf{x})$. 控制系统设计形式对于控制器系统设计施加了系统状态的动态约束 $\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}_d(\mathbf{x})$. 控制系统设计是为了获得系统状态 $\mathbf{x}$ 与控制量 $\mathbf{u}$ 之间的映射关系 $\mathbf{u}(t) = \mathbf{u}(\mathbf{x}, t)$. 针对于某个系统设计 $\mathbf{d}_1$ 的最优控制律 $\mathbf{u}_1^*$ 应用到另一个系统 $\mathbf{d}_2$ 可能并不是最优解. 针对于这种耦合情况,通常的优化策略主要分为两种:全局(并行)优化和分级优化. 其中分级优化又分为顺序结构,迭代结构和嵌套结构^[57].

全局优化策略的主要思想是同时将系统模型的设计变量 $\mathbf{d}$ 与控制律 $\mathbf{u}$ 作为设计变量. 采用相应的优化方法求解公式(28)中描述的SO问题. 鉴于全局优化的

复杂性与非解析性,一般采用具有全局寻优特性的智能优化算法,包括微分进化法(DE)^[58]与遗传算法(GA)^[59]等.

分级优化的优化策略如图2所示,方框上部表示优化问题的约束条件,下部表示优化目标.

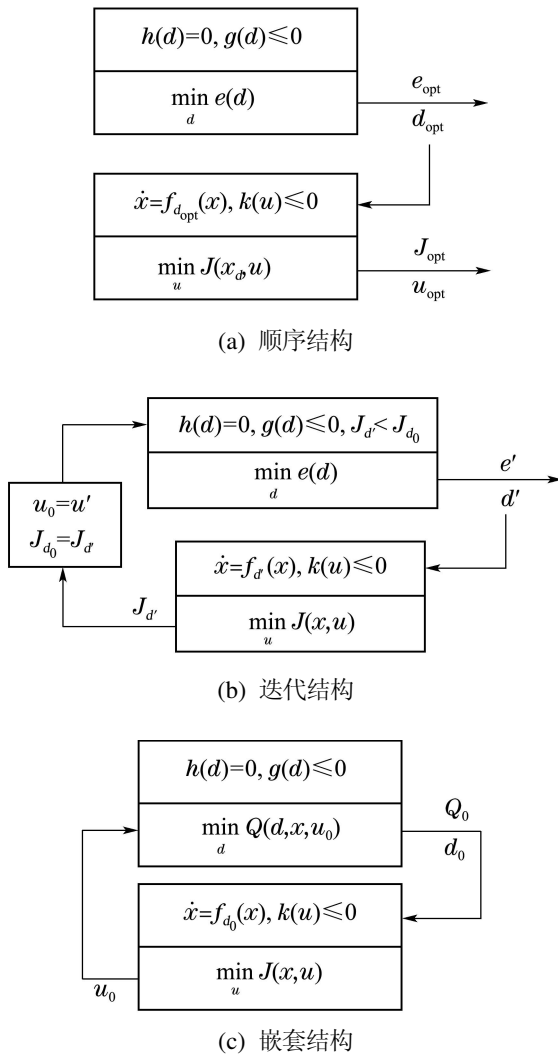


图2 优化策略

Fig. 2 Strategies for plant

从系统框图中可以看出:顺序结构与迭代结构并没有考虑SO优化目标中的加权系数.顺序结构与迭代结构优化的必要条件并不是系统优化的必要条件,而嵌套结构的必要条件是^[57].

1) 顺序结构在对本体优化的过程中没有考虑控制律的影响,得到无控制律限制的本体全局最优解 $\mathbf{d}$.在此基础上进行最优控制律的设计.故顺序结构主要考虑PO,在得到PO的最优解 $\mathbf{d}^*$,作为SO的最优解;

2) 迭代结构在对本体优化的过程中加入了控制律的限制.寻找这样的本体设计参数 $\mathbf{d}$,使得在该系统模型下控制系统的性能指标优于系统本体设计参数可行域中任意一点,同时取此时本体设计参数作为最优解.作为SO系统的最优解.故迭代结构主要考虑

CO,在得到CO的最优解 $\mathbf{u}^*$ 情况下的 $\mathbf{d}^*$,作为SO的最优解;

3) 嵌套结构中的外环选取SO的性能指标,将控制律 $\mathbf{u}_0$ 作为参数,对系统本体参数 $\mathbf{d}$ 进行优化.在获得优化系统对系统本体参数 $\mathbf{d}$ 进行优化.在获得优化系统

优化策略的选取与系统目标的设定及子系统的耦合特性有关.若系统总体性能指标设定为PO与CO优化目标的加权和,可以采用嵌套结构与并行结构;若系统总体的性能指标是以系统本体特性为重点,可以采用顺序结构;若是以控制器系统设计为终点,可以采用迭代结构.根据系统设计参数对于控制系统性能的耦合特性分析,若表现为约束耦合,则可以将约束条件转化为PO的优化目标,采取顺序结构进行优化分析;若表现时目标耦合,则可以采取嵌套结构或者全局优化策略.

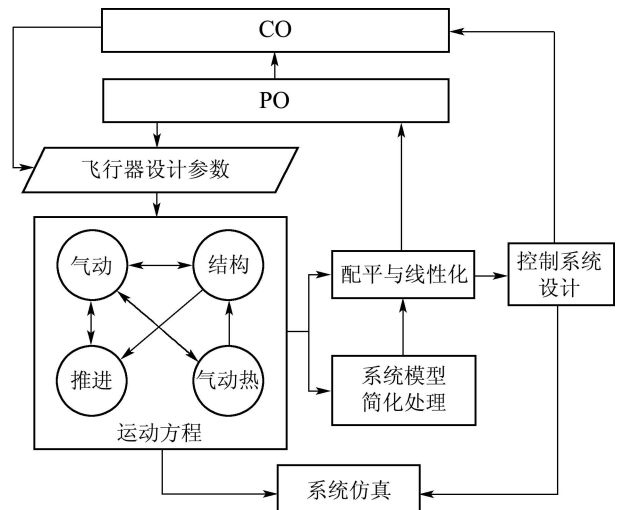


图3 考虑控制约束的系统设计优化框图

Fig. 3 Schedule of control relevant system design optimization

针对于AHSV的设计优化问题,为了保证系统性能的可靠性,在设计初期将系统的控制系统设计考虑在内就需要采用系统总体优化策略(如图3).为了保证AHSV控制系统的稳定性,鲁棒性与时域特性,CO的优化目标可以选择为系统的零可控区域,闭环系统灵敏度函数与补灵敏度函数的峰值(H_∞ 范数),系统带宽与鲁棒零可控区域等.根据之前讨论的AHSV系统模型对于控制系统性能指标的影响,可以发现系统模型RHP零极点对于控制系统 S 与 T 的峰值界和闭环带宽具有约束耦合,不稳定极点及其对应的左特征向量确定了控制系统的零可控区域.鲁棒零可控区域为系统零可控区域的子集,故同样表现为约束耦合.可以选择分级优化策略中的顺序结构.一般来说,本体特性优化可以采用非线性规划理论相关的优化算法,控制系统设计优化可以利用线性矩阵不等式

(LMI)的相关理论进行处理。

5 实例分析(Example)

根据第3节讨论的系统模型对于控制系统性能指标的影响, 为了提高飞行器在巡航段镇定控制的性能, 可以通过提高系统模型的零可控区域来实现。同时, 考虑系统模型对于控制系统设计的约束耦合限制, 选取闭环系统的设计带宽作为控制系统的约束。采取第4节中讨论的分级优化策略中的顺序结构, 将系统的零可控区域作为本体优化的性能指标, 在保证飞行器巡航段获得最大抗扰动能力的同时, 考察系统模型对于闭环系统性能(如系统带宽)的约束限制。

参考Bolender等人的吸气式高超声速二维模型^[12](如图4所示)。其中主要的气动设计参数为前体长度 L_f , 发动机长度 L_n , 压缩角 τ_1 , 上倾角 τ_u , 控制面位置 (x_{cs}, z_{cs}) 与控制面大小 S_{cs} 。巡航条件设为Ma 8, 26 km。

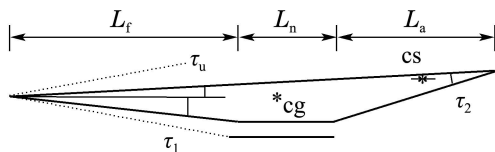


图 4 AHSV的基准构型

Fig. 4 Baseline configuration of AHSV

选取压缩角、上倾角、控制面大小与控制面位置作为优化的设计变量。其中前3个具有箱约束, 其取值范围如表1所示, 对于控制面的位置, 要保证其在飞行器的后体内, 故以控制面的横坐标距机体尾端的距离 L_{cx} 与后体长度 L_a 的比例作为设计变量 r_x , 以控制面的纵坐标距当前横坐标下机身上部的距离 H_{cx} 与当前横坐标下机身的厚度 H_a 的比例作为设计变量 r_z (如图5所示)。

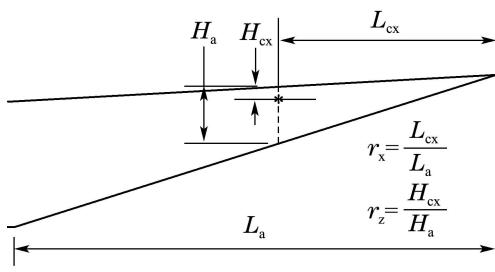


图 5 控制面位置参数设计变量示意

Fig. 5 Graphic expression for the position of control surface

表 1 优化设计参数的取值范围

Table 1 Range of design parameters

设计参数	$\tau_1/(\circ)$	$\tau_u/(\circ)$	S_{cs}/m^2	r_x	r_z
取值范围	4~10	2~6	0.5~3	0.2~0.8	0.2~0.8

为了提高飞行器在巡航段的抗扰动能力, 根据第3节中分析可知, 系统模型的零可控区域与其密切相关, 并且以 k_{NCR} 定量的反应了闭环系统的镇定能力。故选取ASHV系统模型的 k_{NCR} 作为本体优化的性能指标。采用PSO优化算法, 优化结果如图6所示。基准构型与优化构型的设计参数参见表2, 两种构型下的系统性能与优化指标参见表3。

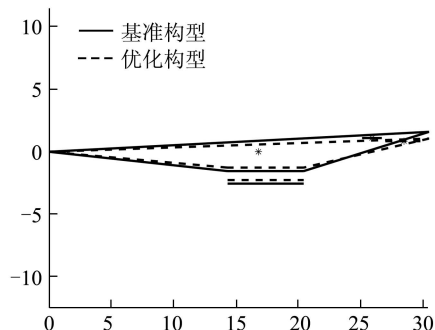


图 6 AHSV基准构型与优化构型比较

Fig. 6 Baseline and optimal configuration of AHSV

表 2 AHSV气动设计参数对比

Table 2 Comparison of geometry design parameters

气动参数	$\tau_1/(\circ)$	$\tau_u/(\circ)$	r_x	r_z	S_{cs}/m^2
基准构型	6.20	3	0.4552	0.2163	1.58
优化构型	5.08	2	0.2000	0.3634	3.00

表 3 AHSV本体性能指标对比

Table 3 Comparison of performance metric

性能指标	k_{NCR}^*	M_S/M_T	ω_{Bmax}	$\delta_{eTrim}/(\circ)$
基准构型	0.5604	2.7981	4.23	11.1
优化构型	3.9906	1.6448	4.36	3.9

注: *为优化目标。

从优化结果可以看出, 在新构型下能够显著提高ASHV巡航段闭环系统的镇定能力。在升降舵对于航迹角的控制通道中, 输入控制信号(升降舵偏转)的幅值达到 $\hat{u} = 0.2506$ (约为 14°)可以使得闭环系统满足全状态零可控的条件。同时, 巡航条件下优化后的构型的配平舵偏在 3.9° , 若飞行器的舵偏的饱和限制在 $(-30^\circ, 30^\circ)$ 则可以全状态零可控的条件; 而在原始构型条件下满足该条件的幅值要达到 $\hat{u} = 1.784(102^\circ)$, 并且配平舵偏在 11.1° , 则在该气动参数的设计下, 无法满足闭环系统的全状态零可控。

除此之外, 比较优化构型与基准构型的闭环系统的频域性能, 可以发现飞行器系统的灵敏度边界有所降低。根据系统性能极限理论^[60]可以知道, 在该开环系统设计下的闭环系统, 其闭环灵敏度的峰值可以达到更小, 即鲁棒性可以提高的范围增大, 该结果与提高系统的零可控区域相一致; 比较闭环系统的时域性

能,飞行器模型的RHP零点有一定增加,提高了闭环系统可达的带宽,根据系统模型与控制性能的耦合关系可以知道,开环系统RHP零点的存在必然存在闭环响应的下超调,为了减小下超调量的幅度,闭环系统调节时间与RHP零点的乘积必须要足够大,使得闭环系统响应的调节时间不能太快(系统的闭环带宽具有上限).若系统的RHP零点增大,则使得闭环系统在满足一定调节时间的同时,减小了系统阶跃相应的下超调量.对于巡航段的飞行器的稳态控制性能也是有所提高.但是以系统的零控区域作为性能指标对于闭环带宽限制的改善并不明显.

从以上结果可以看出:若飞行器的任务设计巡航条件为Ma8, 26 km,在考虑控制性能约束的设计优化策略下得到的飞行器设计外形相较于基准构型而言,升降舵面积增大,并且距飞行器重心的相对距离变大,使得升降舵上所受到的力及产生的力矩更大,从而获得更强的控制能力,但是在升降舵/航迹角控制通道中仍然存在不稳定的非最小相位动力学.

6 结论(Conclusion)

根据大量学者针对于AHSV系统设计的研究,总结出AHSV设计面临的主要问题.其特殊的机身/发动机一体化结构给系统建模工作带来了巨大的挑战.系统模型主要以不稳定的非最小相位动力学为特征,发动机的安装位置使得飞行器的姿态(航迹角)控制与速度控制具有耦合特性,控制器的饱和特性(升降舵舵偏与FER的限制)对于AHSV控制系统的设计也增加了难度.为了能够获得性能优越的AHSV,需要在其设计早期考虑控制系统的性能,重新定位一种更加先进,可靠的设计方法.

针对于基于控制系统能行AHSV的设计优化,需要首先分析AHSV系统模型与控制系统设计之间的耦合特性.主要表现在:系统模型的不稳定极点及其左特征向量与控制信号的饱和约束确定了反馈控制系统的零可控区域.该区域限制了系统状态扰动的范围,反应了控制系统的稳定性;系统模型RHP零极点对于反馈闭环系统灵敏度函数与补灵敏度函数的峰值约束与带宽限制,峰值约束反应了控制系统的鲁棒性,带宽约束反应了控制系统的响应速率.

目前分析的系统模型与控制器设计耦合特性均表现为设计约束的耦合,可以采用分级优化中的顺序策略对系统模型与控制器设计分别进行设计优化.通过系统模型优化获得的AHSV的设计参数即是考虑到控制性能的设计参数.

AHSV的设计优化工作是一项艰巨且重要的工作.在大量学者的不懈努力下,AHSV飞行器参数化建模,模型特性分析,控制系统设计优化,MDO设计优化等工作均取得了一定的进展.AHSV飞行器建模工作,还

需要研究更加可靠的,立体的发动机,气动模型.在此基础上,研究开发可用于多种新概念飞行器的设计优化的一套通用,高效,可靠的参数化建模方法与分析工具.进一步分析飞行器系统模型,控制系统,轨迹特性等的耦合特性及其具体影响,在此基础上研究出面向任务性能,综合各系统性能的设计优化方法.

参考文献(References):

- [1] 李建林. 临近空间高超声速飞行器发展研究 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 2012: 15 – 18.
- [2] DANA W. The X-15 airplane—Lessons learned [C] // *The 31st Aerospace Sciences Meeting*. Reno, USA: AIAA, 1993.
- [3] MARSHALL L A, BAHM C, CORPENING G P, et al. Overview with results and lessons learned of the X-43a mach 10 flight [C] // *AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference*. Capua, Italy: AIAA, 2005.
- [4] JOSEPH H, JAMES M, RICHARD M. The X-51A scramjet engine flight demonstration program [C] // *The 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*. Ohio, USA: AIAA, 2008.
- [5] KELLY M, ROBERT N, RICHARD T, et al. X-33 hypersonic aerodynamic characteristics [C] // *The 24th Atmospheric Flight Mechanics Conference*, Portland, USA: AIAA, 1999.
- [6] BAHM C, BAUMANN E, MARTIN J, et al. The X-43A hyper-X Mach 7 flight 2 guidance, navigation, and control overview and flight test results [C] // *AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference*. Capua, Italy: AIAA, 2005.
- [7] MCCLINTO C R, RAUSCH V L, NGUYEN L T, et al. Preliminary X-43 flight test results [J]. *Acta Astronautica*, 2005, 57(2): 266 – 276.
- [8] ETHAN B, CATHERINE B, BRIAN S, et al. The X-43A six degree of freedom Monte Carlo analysis [C] // *The 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, USA: AIAA, 2008.
- [9] MCCLINTO C R, RAUSCH V L, SHAW R J, et al. Hyper-X: Foundation for future hypersonic launch vehicles [J]. *Acta Astronautica*, 2005, 57(2): 614 – 622.
- [10] ARMANDO R, JEFFREY D, OGUZHAN C, et al. Modeling and control of scramjet-powered hypersonic vehicles: challenges, trends, and tradeoffs [C] // *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*. Honolulu, USA: AIAA, 2008.
- [11] ANDERSON J D. *Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics* [M]. New York: McGraw-Hill Book Company, 2000.
- [12] BOLENDER M A, DOMAN D B. Nonlinear longitudinal dynamical model of an air-breathing hypersonic vehicle [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2007, 44(2): 374 – 387.
- [13] COCLRELL C E, ENGELUND W C, BITTNER R D, et al. Integrated aeropropulsive computational fluid dynamics methodology for the Hyper-X flight experiment [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2001, 38(6): 836 – 843.
- [14] MOORE M, WILLIAMS J, DOUGLAS M D. Aerodynamic prediction rationale for analyses of hypersonic configurations [C] // *The 27th Aerospace Sciences Meeting*. Reno, USA: AIAA, 1989.
- [15] 张晓天, 张冉, 李惠峰. 一种集成通用高超声速飞行器气动工程预测系统 [J]. *中国科学: 信息科学*, 2012, 42(11): 1423 – 1434.
(ZHANG Xiaotian, ZHANG Ran, LI Hui Feng. An integrated aerodynamic engineering prediction system for general hypersonic vehicle [J]. *SCIENCE CHINA Information Sciences*, 2012, 42(11): 1423 – 1434.)

- [16] SU E, LUO J. Control-oriented 3D modeling of flexible hypersonic vehicles [C] // *The 18th AIAA/3AF International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, Tours, France: AIAA, 2012.
- [17] SHAKIBA M, SERRANI A. Control oriented modeling of 6-DOF hypersonic vehicle dynamics [C] // *AIAA guidance, navigation, and control conference*. Portland, USA: AIAA, 2011.
- [18] 肖地波, 刘燕斌, 陆宇平, 等. 高超声速飞行器控制一体化优化设计 [J]. 南京航空航天大学学报, 2013, 45(6): 752 – 762.
(XIAO Dibo, LIU Yanbin, LU Yuping, et al. Optimization Design of Integrated Control for Hypersonic Vehicles [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2013, 45(6): 752 – 762.)
- [19] LI H, LIN P, XU D. Control-oriented modeling for air-breathing hypersonic vehicle using parameterized configuration approach [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2011, 24(1): 81 – 89.
- [20] VOLAND R T, HUEBNER L D, MCCLINTON C R. X-43A hypersonic vehicle technology development [J]. *Acta Astronautica*, 2006, 59(1): 181 – 191.
- [21] JOYCE P J, POMROY J B, GRINDLE L. The hyper-X launch vehicle: challenges and design considerations for hypersonic flight testing [C] // *AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*. Capua, Italy: AIAA, 2005.
- [22] STEIN G. Respect the unstable [J]. *IEEE Control Systems*, 1989, 23(4): 12 – 25.
- [23] SOLOWAY D I, OUZTS P J, WOLPERT D H, et al. The role of guidance, navigation, and control in hypersonic vehicle multidisciplinary design and optimization [C] // *The 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*. Bremen, Germany: AIAA, 2009.
- [24] KELKAR A G, VOGEL J M, INGER G, et al. Modeling and analysis framework for early stage trade-off studies for scramjet-powered hypersonic vehicles [C] // *The 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*. Bremen, Germany: AIAA, 2009.
- [25] 黄琳, 段志生, 杨剑影. 近空间高超声速飞行器对控制科学的挑战 [J]. 控制理论与应用, 2012, 28(10): 1496 – 1505.
(HUANG Lin, DUAN Zhisheng, YANG Jianying. Challenges of control science in near space hypersonic aircrafts [J]. *Control Theory & Applications*, 2012, 28(10): 1496 – 1505.)
- [26] BOLENDER M A, DOMAN D B. Flight path angle dynamics of air-breathing hypersonic vehicles [C] // *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*. Colorado, USA: AIAA, 2006.
- [27] HU T, PITSILLIDES A N, LIN Z. Null controllability and stabilization of linear systems subject to asymmetric actuator saturation [C] // *Proceedings of the 39th IEEE Conference on Decision and Control*. Sydney, Australia: IEEE, 2000.
- [28] HU T, QIU L. Controllable regions of linear systems with bounded inputs [J]. *Systems & control letters*, 1998, 33(1): 55 – 61.
- [29] ZHANG G, HE J, VLAHOPOULOS N. Multidisciplinary design under uncertainty for a hypersonic vehicle [C] // *The 13th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis Optimization Conference*. Fort Worth, USA: AIAA, 2010.
- [30] BOWCUTT K G, KURUVILA G, GRANDINE T A, et al. Advances in multidisciplinary design optimization applied to hypersonic vehicles to achieve closure [C] // *The 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, Dayton, USA: AIAA, 2008.
- [31] TSUCHIYA T, TAKENAKA Y, TAGUCHI H. Multidisciplinary design optimization for hypersonic experimental vehicle [J]. *AIAA Journal*, 2007, 45(7): 1655 – 1662.
- [32] BOWCUTT K G. Multidisciplinary optimization of airbreathing hypersonic vehicles [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(6): 1184 – 1190.
- [33] ROBINSON J S, MARTIN J G. An overview of NASA's integrated design and engineering analysis (IDEA) environment [C] // *The 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*. San Francisco, USA: AIAA, 2011.
- [34] BOLENDER M A, OPPENHEIMER M W, DOMAN D B. Effects of unsteady and viscous aerodynamics on the dynamics of a flexible air-breathing hypersonic vehicle [C] // *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*. Hilton Head, USA: AIAA, 2007.
- [35] STARKEY R P, LEWIS M J. Quasi-one-dimensional high-speed engine model with finite-rate chemistry [J]. *Journal of propulsion and power*, 2012, 17(6): 1366 – 1374.
- [36] ANDERSON J D. *Modern Compressible Flow With Historical Perspective* [M]. New York: McGraw-Hill Book Company, 2003.
- [37] MAUGHMER M, OZOROSKI L, STRAUSSFOGEL D, et al. Validation of engineering methods for predicting hypersonic vehicle control forces and moments [J]. *Journal of guidance, control, and dynamics*, 1993, 16(4): 762 – 769.
- [38] WILLIAMS T, BOLENDER M A, DOMAN D B, et al. An aerothermal flexible mode analysis of a hypersonic vehicle [C] // *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*. Colorado, USA: AIAA, 2006.
- [39] OPPENHEIMER M W, DOMAN D B, MCNAMARA J J, et al. Viscous effects for a hypersonic vehicle model [C] // *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*. Honolulu, USA: AIAA, 2008.
- [40] DALLE D J, FOTIA M L, DRISCOLL J F. Reduced-order modeling of two-dimensional supersonic flows with applications to scramjet inlets [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, 26(3): 545 – 555.
- [41] TADIKONDA S S K, MORDFIN T G, HU T G. Assumed modes method and articulated flexible multibody dynamics [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1995, 18(3): 404 – 410.
- [42] SRIDHARAN S, RODRIGUEZ A A. Impact of control specifications on vehicle design for scramjet-powered hypersonic vehicles [C] // *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control (GNC) Conference*. Boston, USA: AIAA, 2013.
- [43] SRIDHARAN S, RODRIGUEZ A A. Performance based control-relevant design for scramjet-powered hypersonic vehicles [C] // *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*. Minneapolis, USA: AIAA, 2012.
- [44] FIORENTINI L, SERRANI A, BOLENDER M A, et al. Nonlinear control of non-minimum phase hypersonic vehicle models [C] // *American Control Conference*. Louis, USA: IEEE, 2009.
- [45] FIORENTINI L, SERRANI A. Nonlinear adaptive control design for non-minimum phase hypersonic vehicle models with minimal control authority [C] // *2009 held jointly with the 2009 28th Chinese Control Conference, Proceedings of the 48th IEEE Conference on Decision and Control*. Shanghai, China: IEEE, 2009.
- [46] FIORENTINI L, SERRANI A, BOLENDER M A, et al. Nonlinear robust/adaptive controller design for an air-breathing hypersonic vehicle model [C] // *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*. Hilton Head, USA: AIAA, 2007.
- [47] SIGTHORSSON D O, SERRANI A. Development of linear parameter-varying models of hypersonic air-breathing vehicles [C] // *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*. Chicago, USA: AIAA, 2009.
- [48] OPPENHEIMER M W, DOMAN D B. Control of an unstable, nonminimum phase hypersonic vehicle model [C] // *2006 IEEE Aerospace Conference*. Montana, USA: IEEE, 2006.
- [49] SCIBILE L, KOUVARITAKIS B. Stability region for a class of open-loop unstable linear systems: theory and application [J]. *Automatica*, 2000, 36(1): 37 – 44.

- [50] SERON M M, BRASKAVSKY J H, GOODWIN G C. *Fundamental Limitations in Filtering and Control* [M]. London: Springer-Verlag, 1997: 47 – 84.
- [51] SKOGESTAD S, POSTLETHWAITE I. *Multivariable Feedback Control: Analysis and Design* [M]. New York: Wiley, 2007.
- [52] MCRUER D. Design and modeling issues for integrated air-frame/propulsion control of hypersonic flight vehicles [C] // *Proceedings of the 1991 American Control Conference*. Boston, USA: IEEE, 1991.
- [53] 薛文超, 黄朝东, 黄一. 飞行制导控制一体化设计方法综述 [J]. 控制理论与应用, 2013, 30(12): 1511 – 1520.
(XUE Wenchao, HUANG Chaodong, HUANG Yi. Design methods for the integrated guidance and control system [J]. *Control Theory & Applications*, 2013, 30(12): 1511 – 1520.)
- [54] KHURI A I, MUKHOPADHYAY S. Response surface methodology [J]. *Wiley Interdisciplinary Reviews: Computational Statistics*, 2010, 2(2): 128 – 149.
- [55] BRUSHER G A, KABAMDA P T, ULISOY A G. Coupling between the modeling and controller-design problems, part i: analysis [J]. *Journal of dynamic systems, measurement, and control*, 1997, 119(3): 498 – 502.
- [56] BRUSHER G A, KABAMBA P T, ULISOY A G. Coupling between the modeling and controller-design problems, part ii: design [J]. *Journal of dynamic systems, measurement, and control*, 1997, 119(2): 278 – 283.
- [57] FATHY H K, REYER J A, PAPALAMBROS P Y, et al. On the coupling between the plant and controller optimization problems [C] // *Proceedings of the 2001 American Control Conference*. Arlington, USA: IEEE, 2001.
- [58] RAI M M. Robust optimal aerodynamic design using evolutionary methods and neural networks [C] // *The 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, USA: AIAA, 2004.
- [59] CHE J, TANG S. Research on integrated optimization design of hypersonic cruise vehicle [J]. *Aerospace science and technology*, 2008, 12(7): 567 – 572.
- [60] 卢嶙, 范国梁, 易建强. 系统性能极限理论的回顾和展望 [J]. 自动化学报, 2011, 37(1): 1 – 10.
(LU Di, FAN Guoliang, YI Jianqiang. On System Performance Limitation Theory: a Review and Perspective [J]. *Acta Automatica Sinica*, 2011, 37(1): 1 – 10.)

作者简介:

陆宇平 (1957–), 男, 教授, 博士生导师, 目前研究方向为高超声速飞行器精确控制、智能变形体控制技术、网络化控制系统理论与应用, E-mail: yplac@nuaa.edu.cn;

陈柏屹 (1989–), 男, 博士研究生, 目前研究方向为高超声速飞行器一体化设计与优化, E-mail: cby_1989@126.com;

刘燕斌 (1980–), 男, 博士, 副教授, 目前研究方向为高超声速飞行控制, E-mail: liuyb@nuaa.edu.cn;

肖地波 (1986–), 男, 博士研究生, 目前研究方向为高超声速飞行器建模和控制, E-mail: xiaodibo1986@163.com.