

高超声速飞行器控制一体化优化设计

肖地波 刘燕斌 陆宇平 陈柏屹

(南京航空航天大学航天学院, 南京, 210016)

摘要: 乘波体高超声速飞行器各个子系统之间具有强烈的耦合效应, 飞行包线大, 因此, 需要在飞行器设计早期就将控制相关分析和设计引入, 将控制系统参数与气动、推进、结构系统参数一起作为设计参数, 并开发能辅助这个设计过程的软件工具。首先将几何外形用参数集表示, 建立乘波体高超飞行器的参数化模型。再根据任务需求, 确定优化目标函数, 然后寻求在约束条件允许的设计空间内的最优参数集。再将系统可控性、闭环稳定性、鲁棒性和时域性能等与控制相关性能指标作为优化指标, 将控制对飞行器设计参数调整意见反馈到优化回路, 最终得到综合性能最优的飞行器构型。辅助飞行器设计的软件工具能够根据输入的参数集, 自动完成飞行器建模和模型动、静态特性分析, 并提供多种控制器设计模板。

关键词: 高超声速飞行器; 控制一体化设计; 多学科优化; 参数化建模

中图分类号: V24 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2013)06-0752-11

Optimization Design of Integrated Control for Hypersonic Vehicles

Xiao Dibo, Liu Yanbin, Lu Yuping, Chen Boyi

(College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: Waverider hypersonic vehicles have the characteristics of strong coupling between subsystems and the wide range flight envelope. Therefore, the control analysis and synthesis should be integrated into the early stage of vehicle design, the parameters in control system should be optimized as well as the parameters in aerodynamic, propulsion and structure systems in the vehicle design, and the software tool to facilitate the design process should be developed. Firstly, a series of parameters are used to describe the geometric, and a parameterized model of hypersonic vehicles is established. Then, the objective function is determined according to mission requirements, and then optimal parameter set will be obtained by searching variables in design space to satisfy the constraints. Then, the control relaxed specifications, such as controlability, stability, robustness and time-domain performances etc., are set as the optimization indexes, and the proposal on how to adjust parameters is feedbacked to optimization loop. A optimal vehicle configurations is obtained. Finally, the software, which is used to assist vehicle design, is able to carry out vehicle modeling, analyze static and dynamic characteristics, and provide various controller design templates automatically.

Key words: hypersonic vehicles; integrated control design; multidisciplinary optimization; parametric modeling

以超燃冲压发动机为动力的吸气式高超声速飞行器以其性能可靠、成本低廉的优势成为下一代

空间运输系统研究的热点;同时,其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

基金项目: 江苏省普通高校研究生科研创新计划(CXZZ13_0169)资助项目;江苏省自然科学基金(BK20130817)资助项目;上海市空间机构重点实验室(06DZ22105)资助项目。

收稿日期: 2013-08-15; **修订日期:** 2013-10-15

通信作者: 刘燕斌,男,副教授, E-mail: liuyb@nuaa.edu.cn。

义^[1-2]。为了达到卓越的性能,高超声速飞行器的气动外形、推进系统、结构形变与控制系统之间高度耦合,这种高度耦合给传统的设计范例、方法和工具带来巨大挑战,因此必须研究并采用非传统的设计方法,如参数化结构定义、高保真度分析、自动工程、多学科优化等^[3]。

对以超燃冲压发动机为动力的高超声速飞行器的研究开始于 20 世纪 60 年代美国的 NASP 计划,之后该计划虽然被取消,美国又重新提出许多高超声速计划,如 ASTP^[4],HyFly^[5],FALCON^[6],Hyper-X^[7],X-51 等^[8],在 Hyper-X 项目中 X-43 成功地实现了 7 Ma 和 10 Ma 的两次飞行实验^[9-10],证实了以超燃冲压发动机为动力的高超声速飞行器的可行性^[11]。俄罗斯、法国、德国、日本、英国和澳大利亚也提出并进行了一系列的高超声速技术研究计划,如俄罗斯的“图 2000”高超声速飞机;法国的 LEA 飞行试验计划等^[12],经过长期的研究,此类飞行器在推进、材料、控制等多学科方面都需要先进的技术支持已成为共识^[13]。尽管这些研究取得了卓越的成果,但是仍没有高超声速运输系统得以实现,表明实现此类飞行器还存在许多关键技术的空白,此类飞行器的设计还面临着大量挑战。

1 高超飞行器设计面临的挑战

由于乘波体外形比轴对称外形更具优势,因此以下所述的高超声速飞行器均指乘波体外形的高超声速飞行器。乘波体外形高超声速飞行器主要的升力来源于前体下表面的激波压缩所产生的高压,下表面作为发动机进气的一部分设计,而为减小阻力,通常设计成细长型机身,容易产生弯曲。这些与常规飞行器明显不同的特征,使得传统的飞行器设计方法难以满足此类飞行器的设计需要。

1.1 高超声速飞行器的特征

与常规飞行器相比,高超声速飞行器的显著特点是飞行马赫数、高度变化大,飞行器自身各子系统之间存在强烈的耦合现象。

(1) 气动/推进/结构/控制等耦合

高超声速飞行器机身/推进一体化的结构使其动力学严重依赖于气动和推进的影响,气动/推进/结构和控制系统之间相互影响^[14-17],主要表现在^[18]:①飞行器的前部是发动机进气压缩系统的一部分,后部是喷管膨胀系统的一部分,因此飞行器外形对推进系统有着明显影响,反过来,推进系统提供了一部分飞行器需要的升力和力矩。②机

身/推进系统耦合还使得飞行器姿态控制和速度控制耦合,引起姿态控制律和燃油控制律发生改变。③超燃冲压发动机性能对迎角敏感,并具有滞后效应,飞行器姿态的改变使得发动机进气条件发生变化,引起发动机运行的改变,发动机推力和推力矩发生变化,而推力和推力矩的改变又会引起飞行器姿态变化。④细长型的机身容易弯曲,这个弯曲引起迎角的改变,直接影响了推进系统进气流,推进系统进气流将影响推进系统推力,从而导致飞行器加速度改变。飞行器加速度改变又将引起飞行器表面受力的改变,这导致飞行器结构形变变化。同时,机身弹性形变的一阶弯曲模态频率接近控制执行机构带宽。Raney 等分析了推进系统对弹性弯曲的敏感程度,说明了在可容忍的形变范围内,推力和力矩仍会发生明显改变^[19]。

(2) 黏性效应显著

由于高超声速飞行器马赫数大,黏性效应很强。黏性效应与剪切应力有关,使得高超声速飞行器表面压力分布与无黏流计算存在明显不同,引起飞行器的动力学特性发生变化,甚至会改变飞行器的可控性^[20]。此外,黏性效应导致的气动加热更是不可忽视的现象,气动加热引起飞行器表面及周围空气的温度升高,温度升高可能导致气体分子分解,从而导致空气的热力学特性发生变化^[16]。此外,如果气动热引起飞行器承载结构温度升高时,还会降低机身弯曲模态的频率^[21],进一步通过结构形变与控制、推进等系统耦合,因此,需要采用特殊的热防护系统。

(3) 工作环境条件变化大

作为下一代空间运输系统的高超声速飞行器,飞行速度从亚音速到高超声速、飞行高度范围跨越对流层、平流层和光化层,导致气流流体物理特征沿着飞行轨迹变化范围大^[22],进一步增加了控制系统设计和飞行器整体设计的难度。

1.2 传统设计方法的不足

传统的飞行器设计过程可以主要分为 3 个阶段:概念设计、初步设计和详细设计。概念设计阶段主要对飞行器进行论证,主要由气动和推进系统相互迭代,确定飞行器基本构型。概念设计阶段之后再详细的动力学分析和控制设计,当进入详细设计阶段时,此时飞行器的设计性能已经基本没有改进的可能性^[23]。概念设计阶段是新飞行器设计最重要的阶段^[24],传统的设计过程在概念设计阶段并没有考虑控制系统对飞行器本身的影响,而乘波体高超声速飞行器的气动/推进/结构和控制

系统之间强烈耦合,不考虑控制系统而进行的设计可能会导致次优的设计,甚至导致设计失败。

2 导航、制导与控制在飞行器设计初期的作用

按照传统的设计思路,飞行器概念设计之后再进行动力学和控制分析,可能会使控制系统设计时没有足够的权限,从而导致飞行器难以满足需求,控制性能甚至不可控,而不得不重新设计。同时,此类飞行器严格的设计需求需要最优的系统及子系统设计和性能,也需要在设计初期就理解飞行器的动力学特征。因此,需要导航、制导与控制(Guidance, navigation and control, GNC)学科与系统分析学科联系,并结合动力学模型和控制分析工具,为概念设计过程提供额外的信息。

概念设计过程中关键的一步是计算标称任务轨迹,达到与任务需求相匹配的飞行器性能。典型的轨迹分析常常基于单点质量模型,该模型假定一定的飞行器平衡状态,但是,高超声速飞行器发动机位于机身下方,产生很大的俯仰力矩,并且控制面偏转引起严重的热负荷,飞行器的操纵裕度太小,可能导致此时假定的配平状态并不能实现。因此,需要将优化配平作为轨迹的一部分,保证飞行器能够安全地产生额外的控制力和力矩。可见,早期的GNC应用将为标称任务计算提供必要的信息和指导。

因此,在概念设计阶段就应该引入GNC学科。在高超声速飞行器设计过程中GNC分析的主要作用是^[25]:分析飞行器高度耦合的元素对整个飞行器及子系统设计过程的影响,为飞行器结构和子系统设计者提供指引,明确设计思路和方向,减少设计次数。将GNC学科引入飞行器概念设计应该做的主要工作包括两方面的内容^[25]:(1)建立控制关注的动力学模型;(2)开发可进行动力学分析、控制设计和早期飞行器可控性方面评估的综合设计环境。

在早期设计阶段,GNC学科建立面向控制的气动/推进/结构/控制系统耦合的动力学模型,并进行详细的动力学特征分析,分析各子系统耦合的具体表现形式,得出各个设计参数对子系统的影响,如压缩角对气动性能的影响、对推力的影响等。根据该动力学模型分析飞行器的可控性、稳定性等性能,并进行早期的控制器设计,如果飞行器不可控,或者在当前控制权限下,无法满足任务需求的所有轨迹点的控制要求(如响应速度不够),需要如何调

整设计参数,调整了设计参数后对其他子系统有何影响,是否是其他子系统可接受的,并将设计参数的调整意见反馈给总体设计者,总体设计者根据分析结果调整参数,再次建立动力学模型和进行模型分析等,直至设计出一个能满足任务需求的飞行器。

3 控制一体化优化设计

乘波体高超声速飞行器的设计过程需要同时理解飞行器所有组成部分之间的相互影响,并应用多学科优化技术来确定设计参数集^[3,26],是一个包括控制在内的高度综合的多学科一体化优化设计过程。

3.1 设计流程

考虑GNC的一体化设计过程允许控制系统设计者参与早期的设计,在初步设计阶段同时进行飞行器控制系统设计^[27],设计流程如图1所示。该流程大致可分为3个部分:参数化建模;多学科优化;GNC为中心的分析。根据任务需求、飞行环境等建立飞行器的参数化模型,然后进行气动/推进/结构多学科优化过程,得到飞行器最优的几何参数集,然后以GNC为中心,分析并优化飞行器性能,将GNC相关的约束反馈到参数化模型,对飞行器设计参数进行调整。相当于GNC相关分析可以在参数化建模中一起考虑,即图中两个点划线框内的流程相当。

3.1.1 参数化建模

参数化建模建立飞行器动力学特征与几何外形的关系。首先将几何外形用一个参数集来表示(几何参数化),然后根据该参数集计算飞行器的气动力和推力,最后推导出飞行器运动方程。参数化建模是多学科优化、动力学分析和控制相关分析的基础。

几何参数化方法用以描述飞行器外形与参数的关系,几何参数化建模希望寻求一种具有快速性、通用性、准确性、直观性等的通用方法^[28]来描述飞行器外形。常用的方法有二次曲线法^[29]、B样条曲线法^[30-31]、CST方法^[28,32-33]等。二次曲线法可用较少的参数确定外形(一般二次曲线只有6个参数),但是无法描述二阶导数连续的曲面,并且在优化求解中二次方程可能出现病态。样条曲线法能很好地控制表面外形改变,是一种简单并有效率的几何参数化方法,但参数可能与实际的外形没有直接关系,不够直观;CST方法能够用较少的设计变量来光滑地、连续地、精确地解析描述设计空间,在描述光滑过渡的曲线外形时参数少且精度

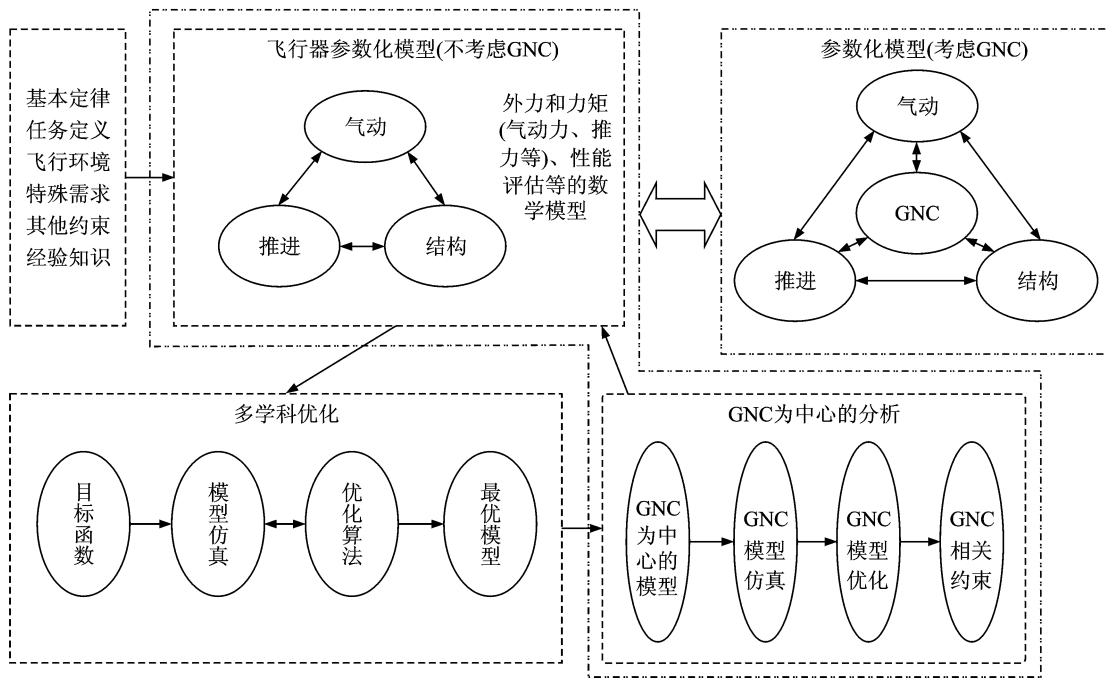


图 1 GNC 一体化优化设计流程

高,但对于较多出现直线的外形,则难以达到满意的效果。乘波体飞行器截面出现较多直线,概念设计阶段精度要求不是特别高,同时考虑到参数与外形的直观性和简单性,可以选用二次曲线方法。

建模主要包括气动分析、推进分析和结构分析 3 方面的内容,通常用两种方法:一种是基于工程方法的建模,用简单的分析关系和修正来近似复杂的方程组,气动估算可以用无黏流工程估算理论,如修正牛顿理论、活塞理论、Dahlem-Buck 法等方法,推力估算可以用一维或零维推进系统模型估算,结构形变可以用集中质量的横梁振型来代替机身振型。另一种是应用降阶建模技术来从高阶模型工具提取适用于当前分析的模型,比如从根据计算流体动力学(Computational fluid dynamics, CFD)计算的气动数据库,拟合得到气动系数的解析表达式,从有限元分析(Finite element method, FEM)数据拟合得到弹性形变的解析表达式。

(1) 气动分析

气动分析通过计算飞行器表面的压强分布来估算飞行器受到的气动力和力矩。通常采用面元法,面元法是将飞行器的外形曲面分割成若干小曲面,对每个小曲面,选用一个小的平面四边形(或三角形)来代替,并用小平面上的气动力代替小曲面上的气动力,将这些面元上的气动力加起来,就是对总的气动力的估计值^[34]。

对每个面元,可以采用工程估算方法来估算表

面的压强系数,常用的方法有牛顿法、斜激波法、切楔切锥法、Dahlem-Buck 法、Prandtl-Meyer 法^[35]、活塞理论。

① 牛顿法

牛顿法认为有迎角平板在运动流体中受的力随迎角的正弦的平方而变化,即表面压强系数为

$$C_p = K \sin^2 \delta \tag{1}$$

式中

$$K = \frac{2}{\gamma Ma_\infty^2} \left[\frac{(\gamma + 1)^2 Ma_\infty^2}{4\gamma Ma_\infty^2 - 2(\gamma - 1)} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \cdot \left\{ \left[\frac{1 - \gamma + 2\gamma Ma_\infty^2}{\gamma + 1} \right] - 1 \right\} \tag{2}$$

② 斜激波法

该方法假设高速无黏可压流体在激波前后是等熵的,推导出来的激波后气流参数与激波前气流参数关系

$$\frac{\tan(\beta - \delta)}{\tan \beta} = \frac{2}{\gamma + 1} \cdot \frac{1}{Ma_\infty^2 \sin^2 \beta} + \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1}$$

$$C_p = \frac{4}{\gamma + 1} \left(\sin^2 \beta - \frac{1}{Ma_\infty^2} \right) \tag{3}$$

式中:β为激波角;δ为撞击角。

③ 切楔/切锥法

切楔法认为表面压强等价于和自由流撞击角 δ 相同的切楔的表面压强,压强系数用式(3)计算。

切锥法认为物面压强等价于和自由流撞击角 δ 相同的等价锥的表面压强,常用来估计轴对称旋

成体迎风面的压强系数,压强系数可用锥形流的解给出

$$C_p = \frac{4\sin^2\theta(2.5 + 8\sqrt{Ma_1^2 - 1}\sin\theta)}{1 + 16\sqrt{Ma_1^2 - 1}\sin\theta} \quad (4)$$

④Dahlem-Buck 法

Dahlem-Buck 法是将牛顿法和切锥法结合起来估计迎风面压强系数。在小撞击角时使用切锥法,在大撞击角时使用修正牛顿法,并在两者基础上加入马赫数修正。迎风面压强系数为

$$C_p = C_{pD} \frac{C_{pcone}(Ma \leq 20)}{C_{pcone}(Ma = 20)} \quad (5)$$

式中

$$C_{pD} = \begin{cases} \left[\frac{1.0}{\sin^{3/4}(4\delta)} + 1 \right] \sin^2\delta & \delta \leq 22.5^\circ \\ K \sin^2\delta & \delta > 22.5^\circ \end{cases} \quad (6)$$

⑤Prandtl-Meyer 法

Prandtl-Meyer 公式是高速无黏可压流体按等熵关系推导出来的膨胀波后与波前气流参数的关系。Prandtl-Meyer 公式估计的背风面压强系数为

$$C_p = \frac{2}{\gamma Ma_1^2} \left\{ \left[\frac{2 + (\gamma - 1)Ma_1^2}{2 + (\gamma - 1)Ma_2^2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} - 1 \right\} \quad (7)$$

这些估算方法在飞行器早期的分析中得到了大量的应用,如 Chavez 等人在建模时采用牛顿理论估计高超声速飞行器表面压强^[36];Li 等人采用 Dahlem-Buck 法估算飞行器表面压强^[37];Dalle, Bolender 等用斜激波公式估算迎风面压强,用 Prandtl-Meyer 公式估算背风面压强^[38-39];Kelkar 等人用修正的切楔理论估计表面压强^[34-40]。为更好地估计压强分布,通常根据飞行器不同区域的形状,采用多种方法的组合,Moore 通过多种外形的大量计算结果表明,为了获得较高的精度,在中低高超声速时,对迎风面、机头和机身平面区域采用斜激波/切楔法,而圆形区域采用 Dahlem-Buck 法,机翼平面部分采用切楔法,圆形部分采用切锥法,背风面均采用 Prandtl-Meyer 公式计算;在高高超声速时,迎风面采用修正牛顿法,背风面采用 Prandtl-Meyer 公式^[41]。

⑥活塞理论

以上估算方法是在稳态气流假设下,活塞理论考虑了气流受到机体干扰,对飞行器表面压强的影响,采用线性活塞理论估算面元表面受到的压强为^[42-43]

$$P = P_s + \rho a V_n \quad (8)$$

式中: P_s 为稳态气流(无干扰)时面元表面压强; V_n 为面元法向的气流速度。

以上无黏理论不能预测摩擦阻力,为提高估算精度,用表面摩擦系数来估计黏性对飞行器受力的影响^[44]

$$C_f = \frac{0.0592}{(\rho V x / \mu)^{0.2}} \quad (9)$$

Oppenheimer 等人详细计算了不稳定气流和黏性效应对飞行器受力的影响,结果表明,不稳定气流对升力和俯仰力矩的影响较大,对阻力影响小;黏性摩擦对阻力影响很大,对俯仰力矩影响也较大,对升力影响很小,黏性影响是飞行器气动的一个非常重要的贡献者,必须包括在模型中^[44-45]。

(2)推进系统分析

飞行器设计初期的推进分析根据零维推进系统模型或一维推进系统模型进行。零维模型由 Chavez 等人建立^[36],该模型主要反应超燃冲压发动机的期望性能,一维模型考虑了一些实际情况,如摩擦、燃烧室隔离段干涉等。

①零维推进系统模型

零维推进系统模型将推进系统看成进气道、燃烧室、喷口等几个部分,关注各部分入口和出口气流参数,这种模型简单、能够描述超燃冲压发动机的基本性能,在面向控制的建模和分析中得到广泛应用^[37-40]。

自由流经飞行器前体压缩后进入发动机进气道,进气道用无摩擦管建模,出口气流参数(Ma_2, P_2, T_2)与进入发动机的气流参数(Ma_1, P_1, T_1)关系为

$$\frac{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma_2^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}}{Ma_2^2} = \left(\frac{A_2}{A_1}\right)^2 \frac{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma_1^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}}{Ma_1^2} \quad (10)$$

$$P_2 = P_1 \left[\frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma_1^2}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma_2^2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (11)$$

$$T_2 = T_1 \left[\frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma_1^2}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma_2^2} \right] \quad (12)$$

气流流出进气道,进入燃烧室,燃烧室用无摩擦、等截面的加热管来建模,根据等熵关系,出口气流与入口气流参数关系为

$$Ma_3^2 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma_3^2\right) / (1 + \gamma Ma_3^2)^2 = \frac{Ma_2^2}{(1 + \gamma Ma_2^2)^2} \frac{\Delta T}{T_2} + \frac{Ma_2^2 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma_2^2\right)}{(1 + \gamma Ma_2^2)^2} \quad (13)$$

$$P_3 = P_2 \left(\frac{1 + \gamma Ma_2^2}{1 + \gamma Ma_3^2} \right) \quad (14)$$

$$T_3 = T_2 \left(\frac{1 + \gamma Ma_2^2}{1 + \gamma Ma_3^2} \right)^2 \left(\frac{Ma_3}{Ma_2} \right)^2 \quad (15)$$

式中: ΔT 为燃烧室的温度升高量,与燃烧室效率 η_c 、燃料性质、空气质量流率 \dot{m}_a 、燃料质量流率 \dot{m}_f 有关;忽略壁面热传递,燃烧室温升为

$$\Delta T = \left(\frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a + \dot{m}_f} \right) \left(\frac{\eta_c H_f}{c_p} - T_{12} \right) \quad (16)$$

式中: H_f 为燃料热值; c_p 为燃气空气混合气定压比热容; T_{12} 为燃烧室入口气流总温。

气流流出燃烧室,进入内喷管,忽略内喷管内的摩擦,根据等熵关系计算内喷管出口气流参数 (Ma_4, P_4, T_4) ,计算方法跟进气道出口参数计算相同。

气流流出内喷管,经后体膨胀至自由流,相当于经过一个外喷管,外喷管上表面为飞行器后体下表面、外喷管下表面为喷出气体与自由流形成的剪切层,Chavez 等给出了后体表面压强分布的近似函数^[46]

$$P_a = \frac{P_4}{1 + s_a/L_a(P_4/P_\infty - 1)} \quad (17)$$

式中: P_a 为后体上某点压强; L_a 为该点距发动机出口的轴向位置, s_a 为该点距发动机出口的距离。

②一维推进系统模型

一维推进系统模型考虑许多实际存在的物理现象,如燃料注入、燃气混合、热传递、化学反应速率等,建立发动机内气流参数分布满足的方程,从而求解出沿发动机轴线的气流参数^[47-48],这种模型保真度较高,复杂程度也高,不太适宜用于面向控制的建模和分析。为降低一维模型的复杂程度,便于其用于面向控制模型中,文献^[49]在一维模型基础上,假设气流为完全气体,定压比热容和比热比 γ 均为常数,忽略燃料质量,根据连续方程、能量方程、动量方程、气体状态方程和声速与气体参数的关系式,得到简化的发动机内气流参数(马赫数 Ma 、压强 P 、温度 T 、速度 V 、密度 ρ)随 x 轴变化关系

$$\frac{dMa}{dx} = \frac{Ma}{Ma^2 - 1} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2 \right) \cdot \left(\frac{1}{A} \frac{dA}{dx} - \frac{\gamma Ma^2 + 1}{2T_1} \frac{dT_1}{dx} - 2 \frac{Ma^2 C_f}{D} \right) \quad (18)$$

$$\frac{dP}{dx} = \frac{P\gamma Ma^2}{Ma^2 - 1} \left[-\frac{1}{A} \frac{dA}{dx} + 2 \frac{\gamma C_f}{D} + \frac{1}{T_1} \frac{dT_1}{dx} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2 \right) \right] \quad (19)$$

$$\frac{dT}{dx} = \frac{T}{Ma^2 - 1} \left[Ma^2 \frac{1 - \gamma}{A} \frac{dA}{dx} + 2 \frac{\gamma(\gamma - 1) Ma^2 C_f}{D} + \right.$$

$$\left. \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2 \right) \frac{\gamma Ma^2 - 1}{T_1} \frac{dT_1}{dx} \right] \quad (20)$$

$$\frac{dV}{dx} = \frac{V}{Ma^2 - 1} \left[\frac{1}{A} \frac{dA}{dx} - 2 \frac{\gamma Ma^2 C_f}{D} - \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2 \right) \frac{1}{T_1} \frac{dT_1}{dx} \right] \quad (21)$$

$$\frac{d\rho}{dx} = \frac{\rho}{Ma^2 - 1} \left[-\frac{Ma^2}{A} \frac{dA}{dx} + 2 \frac{\gamma Ma^2 C_f}{D} + \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2 \right) \frac{1}{T_1} \frac{dT_1}{dx} \right] \quad (22)$$

式中: A 为发动机 x 处的截面积; T_1 为气流总温; C_f 为摩擦系数; D 为水力直径。

计算出发动机出口和入口的气流参数后,对发动机内的气流应用动量定理,可得到推力估算式,如果忽略燃料质量流率,推力估算式为^[38]

$$T = \dot{m}_a (V_4 - V_1) - (P_4 - P_\infty) A_4 - (P_1 - P_\infty) A_1 \quad (23)$$

考虑燃料质量流率,并假设燃料垂直于气流方向喷入(无燃料初始动量),推力估算式为^[50]

$$T = \dot{m}_a [(1 + f)V_4 - V_1] + (P_4 - P_\infty) A_4 + (P_1 - P_\infty) A_1 \quad (24)$$

式中: f 为油气比。

(3)结构分析

乘波体高超声速飞行器通常具有细长型机身,因此其弹性形变可用均质横梁的弹性结构形变来代替。对横梁有两种假设:一种是将飞行器看成一根自由梁,用自由梁的振型和频率来描述其弹性振动,采用假设模态法确定机身弯曲频率和振型^[51];另一种是将飞行器看成两根梁,一端均固定于质心,另一端分别指向机头和机尾,用这两根梁来代替机身的弹性振动^[38],一端固定的悬臂梁的振动方程为

$$EI \frac{\partial^4 \omega(x, t)}{\partial x^4} + \bar{m} \frac{\partial^2 \omega(x, t)}{\partial t^2} = 0 \quad (25)$$

该微分方程的解为

$$\phi(x) = A \sin \beta x + B \cos \beta x + C \sinh \beta x + D \cosh \beta x \quad (26)$$

根据边界条件:前体梁后端固定、后体梁前端固定,可得前体振型 $\Phi_{f,k}$ 和后体振型 $\Phi_{a,k}$ 分别为

$$\phi_{f,k}(x) = A_{f,k} (\sin \beta_{f,k} \bar{x} - \sinh \beta_{f,k} \bar{x}) (\sin \beta_{f,k} x + \sinh \beta_{f,k} x) + A_{f,k} (\cos \beta_{f,k} \bar{x} + \cosh \beta_{f,k} \bar{x}) \cdot (\cos \beta_{f,k} x + \cosh \beta_{f,k} x) \quad (27)$$

$$\phi_{a,k}(x) = A_{a,k} [(\sin \beta_{a,k} (L - \bar{x}) - \sinh \beta_{a,k} (L - \bar{x})) (\sin \beta_{a,k} (x - \bar{x}) + \sinh \beta_{a,k} (x - \bar{x})) + (\cos \beta_{a,k} (L - \bar{x}) + \cosh \beta_{a,k} (L - \bar{x})) (\cos \beta_{a,k} (x - \bar{x}) - \cosh \beta_{a,k} (x - \bar{x}))] \quad (28)$$

应用降阶建模技术来从高阶模型工具提取适用于当前分析的模型通常采用 CFD 软件或实验数据得到飞行器的气动数据库,用 FEM 软件或实验数据得到弹性数据库,然后采用非线性曲线拟合的方法得到气动系数的解析表达式,随着计算高超声速气流的 CFD 软件的完善,这种建模方法近年来也得到了广泛的应用^[52-56],但是基于参数化建模的外形优化,每改变一次参数集,就需要使用 CFD 软件产生气动数据库并进行拟合,计算成本巨大。

(4) 飞行器运动方程

弹性飞行器运动方程可采用拉格朗日法推导^[38,51,57-58],根据对弹性与刚体耦合不同的假设形式,可以得到不同的运动方程组。典型的弹性飞行器运动方程主要有:Waszak 采用平均弹性轴法建立了机身/弹性耦合飞行器模型^[57],通过恰当选择机体参考轴和采用机体自由振动模态,使得刚体运动方程和描述弹性的运动方程完全解耦,因而不能抓住俯仰加速度、法向加速度和横向变形之间的固有耦合。Meirovitch 详细论证了平均弹性轴法的缺陷,试图建立统一动力学、控制、气弹和空气动力学的模型^[58],由于过于复杂而没能成功。Williams 用两端自由梁建立了高超声速飞行器机身结构弹性模型^[51],弹性模态与刚体模态不直接耦合,刚体运动状态与弹性状态之间的耦合通过气动力和力矩体现;Bolender 用中间固定,两端自由的两个悬臂梁来建立机身结构模型,用拉格朗日法推导出弹性飞行器运动方程为^[38]

$$F_x = m\dot{U} + mQW + mg \sin\theta + \dot{Q}(\lambda_a \eta_a + \lambda_f \eta_f) + 2Q(\lambda_a \dot{\eta}_a + \lambda_f \dot{\eta}_f) \quad (29)$$

$$F_z = m\dot{W} - mQU - mg \cos\theta + \lambda_a \ddot{\eta}_a + \lambda_f \ddot{\eta}_f - Q^2(\lambda_a \eta_a + \lambda_f \eta_f) \quad (30)$$

$$M = (I_{yy} + \eta_a^2 + \eta_f^2)Q - \psi_a \ddot{\eta}_a + (\dot{U} + QW) \cdot (\lambda_a \eta_a + \lambda_f \eta_f) + Q(\lambda_a \dot{\eta}_a + \lambda_f \dot{\eta}_f) - \psi_f \ddot{\eta}_f \quad (31)$$

$$N_f = \ddot{\eta}_f + (\dot{W} - QU)\lambda_f - \dot{Q}\psi_f + 2\zeta\omega_f \dot{\eta}_f + (\omega_f^2 - Q^2)\eta_f \quad (32)$$

$$N_a = \ddot{\eta}_a + (\dot{W} - QU)\lambda_a - \dot{Q}\psi_a + 2\zeta\omega_a \dot{\eta}_a + (\omega_a^2 - Q^2)\eta_a \quad (33)$$

式中: m 为飞行器质量; U, W 分别为 x 轴和 z 轴方向的速度; M 为俯仰力矩; F_x, F_z 分别为 x 轴和 z 轴方向的力; Q, N 为广义力; θ, η_a, η_f 为广义坐标。

该模型抓住了推进系统、气动和结构动力学中大量复杂的相互作用,能够描述飞行器俯仰加速度、法向加速度和结构动力学之间的固有耦合,在描述结构弹性和飞行器纵向运动的耦合方面有很

好的通用性,当 $\psi_a = \psi_f = \lambda_a = \lambda_f = 0$ 时,表明结构模型为无约束模型,即两端自由梁,可得到 Williams 建立的刚体运动状态与弹性状态解耦的模型;如果还有 $\eta_a = \eta_f = 0$,即完全刚体,无弹性,得到的是刚体运动方程。

3.1.2 多学科优化

控制一体化优化过程同时包含飞行器外形优化和控制器设计,优化过程可以将控制性能对飞行器的约束参数化表达出来,再与几何参数一起集中优化^[3],这样的集中优化方法计算成本巨大甚至无法实现,可采用分散式优化方法^[59],分散式优化方法首先考虑如下优化问题: $\min J_1(P)$ 。其中: J_1 为优化目标函数, $(P) \in C, P$ 为几何参数集, C 为参数的可能取值集合,即优化空间,它受到飞行需求的设计性能,如飞行范围、起飞距离,最大速度等的限制。接下来选择控制器参数: $\min_{K,r} J_2(P^*, K, r)$,其中: K 为控制器参数, r 为指令。

优化过程如图 2 所示。根据给出的一组几何参数,进行气动分析、推进分析和结构分析,建立飞行器的气动/推进/结构综合动力学模型,根据事先确定的目标函数,判断当前飞行器性能是否最优,如果是,则得到气动/推进/结构最优的几何参数集,再分析该参数集对应的动力学模型的可控性,并设计控制律,分析闭环稳定性和闭环鲁棒性等,如果各项指标均满足设计需求,则说明该最优的飞行器能满足性能指标,否则给出参数调整意见,重新优化。

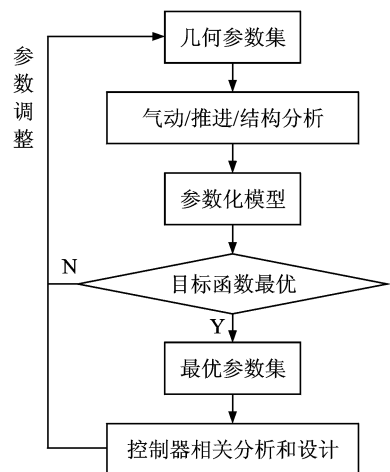


图 2 控制一体化优化流程图

3.1.3 控制相关分析和设计

控制分析的关键是将控制系统的约束参数化的表达出来。主要包括可控性对飞行器几何参数

的约束、闭环稳定性、闭环鲁棒性和时域性能约束。可控性对参数的约束表达困难,可在分析和优化中不设可控性约束表达式,而增加可控性验证环节,即判断参数集在某一取值下,系统是否可控;闭环稳定性、闭环鲁棒性的边界可通过假设一个状态反馈控制器,用线性矩阵不等式来表达;时域约束(如响应时间、超调限制等)也可以通过一个状态反馈控制器用线性矩阵不等式的形式表达出来。

控制相关分析主要流程如下:将面向控制模型在各个轨迹点处配平,得到各个轨迹点的小扰动线性化方程,分析模型的静稳定性,并计算模型的零极点,从而得到长周期、短周期及弹性模态的稳定性。根据线性化的状态空间模型,判断此时的飞行器在允许的控制输入(舵偏允许值和最大油门范围内)下,飞行器是否可控。如果不可控,将其反馈到优化设计回路,形成控制对飞行器参数的约束;如果可控,可采用经典的或现代的控制方法设计控制器,并评估控制系统的指令跟踪、干扰抑制和鲁棒性等性能,为了使控制器性能最优,还可以将控制器参数作为飞行器参数的一部分,在优化回路中进行优化。

3.2 设计工具

为辅助进行上述建模、优化等研究,促进高超声速飞行器早期设计,开发一个工具软件可以提高设计的效率,该工具具有快速建立概念飞行器的动力学模型,快速的参数分析和优化、控制系统设计和评估,以及飞行器性能的快速分析等功能。

从以上过程可知,首先必须实现乘波体空气动力估算和外形建模。为实现从输入参数到气动估算的完全自动计算,采用 Matlab 与 ANSYS 相结合,后台调用 ANSYS 的方法实现。具体实现方案为:对空气动力估算模块,采用高超声速工程估算方法,并在少数的几个典型点处用 CFD 数据进行校验和修正,以确保工程估算的有效性,这部分功能在 Matlab 中实现,而该模块需要的面元数据,即乘波体外形建模在 Matlab 中无法方便地实现。由于目前商用 CAD 软件和有限元分析软件的外形建模和网格划分功能已经十分完善,因此这部分功能将借用其他软件来实现,此处选用的软件是 ANSYS。ANSYS 提供了供 Matlab 调用的接口程序,可以在 Matlab 中不打开 ANSYS 界面,以后台的形式运行 ANSYS 绘制外形和划分网格;Matlab 本身的控制工具箱和优化工具箱提供了良好的控制器设计和外形优化平台,在此基础上进行二次开发可以较为方便地实现控制一体化优化设计。

因此,整个软件的实现方案为:以 Matlab 为平台,调用 ANSYS 获取面元参数,再应用获得的面元参数在 Matlab 中估计气动参数,进行可控性分析和控制器设计以及参数集优化。由于 ANSYS 和 Matlab 不能直接进行数据交互,需要借助文件读写操作实现数据交换,具体实现方案如图 3 所示。

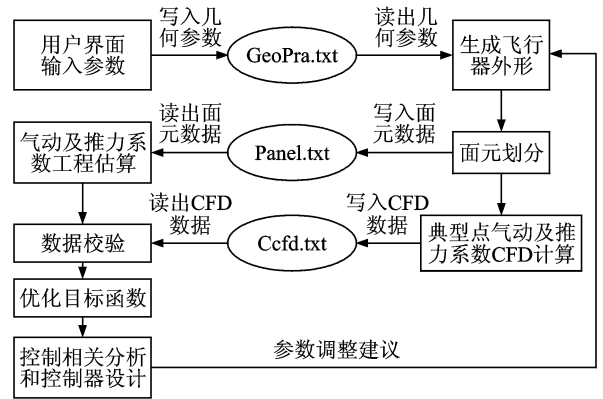


图 3 控制一体优化设计实现方案图

根据上述实现方案,可以将软件分成用户输入模块、参数化外形生成及面元划分模块、CFD 气动系数及推力系数计算模块、气动系数及推力系数工程估算模块、模型集成模块、控制分析和设计模块、优化模块、后处理模块等 8 个功能模块。用户输入模块提供一个图形用户界面,其包含了多个预处理功能的子模块,用于导入外形参数、设置建模和计算精度,并能以需要的分辨率建立马赫数-高度网格,在各个网格点建模和分析。参数化外形生成和面元划分根据导入的外形参数,生成飞行器外形图,并划分面元,将面元信息传给气动及推力计算模块。气动力和推力系数 CFD 计算模块调用 ANSYS 的 CFD 功能或其他 CFD 软件计算设定的典型点(通常为飞行包线边界点和飞行器巡航飞行点)的气动和推力系数。气动及推力系数工程估算模块包括多个功能的子模块,采用工程估算方法,如牛顿法、切楔/切锥法、Dahlem-Buck 法等估算气动力,并根据零维或一维推进系统模型估算推力系数。模型提取模块根据气动计算结果和飞行器运动方程提取非线性或线性模型,用于模型分析、控制系统设计等。优化模块用来实现飞行器外形的气动/推进/结构综合优化。控制分析和设计模块进行以控制为中心的分析,例如频率响应分析、零极点分析、非最小相位分析等,并包含一些为经典或现代控制设计而设计的模板,主要用来进行参数对控制影响研究及控制对外形参数的约束分析。

后处理模块主要用以处理各模块的计算结果,将计算结果以便于观察和分析的方式展示给用户。

4 结束语

本文针对乘波体高超声速飞行器气动/推进/控制等子系统之间强烈的耦合特征,用一个参数集来描述各子系统,建立飞行器的参数化模型,详细介绍了目前的各种参数化建模方法及控制一体化优化设计方法。该方法将闭环稳定性、闭环鲁棒性、时域性能等控制系统性能指标与气动/推进/结构系统指标一起作为飞行器综合性能指标,通过优化计算得到最优的参数集,并验证该外形下飞行器的综合性能指标是否满足设计需求,从而将控制系统设计引入飞行器总体设计中,得到综合性能最优的飞行器构型。最后介绍了辅助飞行器设计的建模和开发工具基本功能和实现方案。

参考文献:

- [1] Curran E T. Scramjet engines: The first forty years [J]. *AIAA Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(6):1138-1148.
- [2] Walker S H, Rodgers F. Falcon hypersonic technology overview[R]. AIAA 2005-3253, 2005.
- [3] Bowcutt K G. Multidisciplinary optimization of air-breathing hypersonic vehicles[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(6):1184-1190.
- [4] Stephanie L. Overview of NASA's advanced propulsion concepts activities[R]. AIAA-98-3183, 1998.
- [5] Lawrence O B, Darin P H. Flutter and divergence assessment of the HyFly missile[R]. AIAA 2009-2462, 2009.
- [6] Walker S H, Rodgers F. Falcon hypersonic technology overview[R]. AIAA 2005-3253, 2005.
- [7] Phillip J J, John B P. The Hyper-X launch vehicle—Challenges and design considerations for hypersonic flight testing[R]. AIAA 2005-3333, 2005.
- [8] Hank J M, Murphy J S, Mutzman R C. The X-51A scramjet engine flight demonstration program[R]. AIAA 2008-2540, 2008.
- [9] 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[R]. AIAA 2005-3275, 2005.
- [10] Tartabini P V, Bose D M, Thornblom M N, et al. Mach 10 stage separation analysis for the X43-A[R]. AIAA 2006-1038, 2006.
- [11] Peebles C. Learning from experience: Case studies of Hyper-X project[R]. AIAA 2009-1523, 2009.
- [12] 蔡国飙. 高超声速飞行器技术[M]. 北京: 科学出版社, 2012.
Cai Guobiao. Hypersonic vehicles technology [M]. Beijing: Science Press, 2012.
- [13] Bolender M A. An overview on dynamics and controls modeling of hypersonic vehicles[C]//2009 American Conference Hyatt Regency Riverfront. St. Louis, MO, USA: [s. n.], 2009:2507-2512.
- [14] McRuer D. Design and modeling issues for integrated air-frame/propulsion control of hypersonic flight vehicles[C]//Proceedings of the American control Conference. Boston: [s. n.], 1991:729-735.
- [15] Schmidt D K, Mamich H, Chavez F. Dynamics and control of hypersonic vehicles—The integration challenge for the 1990's[R]. AIAA 91-5057, 1991.
- [16] Schmidt D K. Dynamics and control of hypersonic aeropropulsive aeroelastic vehicles [R]. AIAA 92-4326, 1992.
- [17] Bolender M A, Doman D B. Flight path angle dynamics of air-breathing hypersonic vehicles [R]. AIAA 2006-6692, 2006.
- [18] Yao Z H, Bao W, Jiao H Y. Modeling for coupled dynamics of integrated hypersonic airbreathing vehicle and engine[R]. AIAA 2009-5431, 2009.
- [19] Raney D L, McMinn J D, Pototzky A S. Impact of aeroelastic-propulsive interactions on flight dynamics of a hypersonic vehicle [J]. *Journal of Aircraft*, 1995, 32(2): 355-362.
- [20] Oppenheimer M W, Doman D B. Viscous effects for a hypersonic vehicle model[R]. AIAA 2008-6382, 2008.
- [21] Bolender M A, Doman D B. Modeling unsteady heating effects on the structural dynamics of a hypersonic vehicle[R]. AIAA 2006-6646, 2006.
- [22] Bowcutt K G, Kuruvila G, Grandine T A, et al. Advancements in multidisciplinary design optimization applied to hypersonic vehicles to achieve closure[R]. AIAA 2008-2591, 2008.
- [23] 陈小前. 飞行器总体优化设计理论与应用研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2001.
Chen Xiaoqian. Study and application of theories of optimization in the integrated design of flight vehicles [D]. Changsha: National University of Defence Technology, 2001.
- [24] Takahashi T T, Fanciullo T, Ridgely D B. Incorporation of flight control design tools into the multi-disciplinary conceptual design process[R]. AIAA 2007-656, 2007.
- [25] 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[R]. AIAA 2009-7329, 2009.
- [26] Tsuchiya T, Takenaka Y, Taguchi H. Multidisciplinary design optimization for hypersonic experimental vehicle[R]. AIAA Journal, 2007, 45(7):1655-1662.
- [27] Whitmer C E, Kellar A G, Vogel J M, et al. Control centric parametric trade studies for scramjet-powered hypersonic vehicles[R]. AIAA 2010-8283, 2010.
- [28] Kulfan B M. Universal parametric geometry representation method[J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(1): 142-158.
- [29] 唐伟,张勇,李为吉,等.二次曲线截面弹身的气动设计及优化[J].宇航学报,2004,25(4):429-433.
Tang Wei, Zhang Yong, Li Weiji, et al. Aerodynamic design and optimization for vehicles with conic cross section[J]. Journal of Astronautics, 2004, 25(4):429-433.
- [30] Anderson W K, Karman S L, Chad B. Geometry parameterization method for multidisciplinary applications[J]. AIAA Journal, 2009,47(6):1568-1578.
- [31] Hicken J E, Zingg D W. Integrated geometry parameterization and grid movement using B-spline meshes [R]. AIAA 2008-6079, 2008.
- [32] 张珍铭,刘毅,丁运亮.高超声速飞行器参数化几何建模方法与外形优化[J].南京航空航天大学学报,2012,44(2):172-177.
Zhang Zhenming, Liu Yi, Ding Yunliang. Parametric geometry modeling and shape optimization method for hypersonic flight vehicles[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2012, 44(2):172-177.
- [33] 冯毅,唐伟,任建勋,等.飞行器参数化几何建模方法研究[J].空气动力学学报,2012,30(4):546-550.
Feng Yi, Tang Wei, Ren Jianxun, et al. Parametric geometry representation method for hypersonic vehicle configuration [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012,30(4):546-550.
- [34] 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 [R]. AIAA 2009-7325, 2009.
- [35] 瞿章华,刘伟,曾明,等.高超声速空气动力学[M].长沙:国防科技大学出版社,2001.
Qu Zhanghua, Liu Wei, Zeng Ming, et al. Aerodynamics of hypersonics[M]. Changsha: National University of Defense Technology press, 2001.
- [36] Chavez F R, Schmidt D K. Analytical aeropropulsive/aeroelastic hypersonic vehicle model with dynamic analysis[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1994,17(6):1308-1319.
- [37] Li Huifeng, Lin Ping, Xu Dajun. Control-oriented modeling for air-breathing hypersonic vehicle using parameterized configuration approach [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2011(1):81-89.
- [38] Bolender M A, Doman, D B. A nonlinear longitudinal dynamical model of an air-breathing hypersonic vehicle[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2007, 44(2):374-387.
- [39] Dalle D J, Frendreis S G V, Driscoll J F, et al. Hypersonic vehicle flight dynamics with coupled aerodynamics and reduced-order propulsive models [R]. AIAA 2010-7930, 2010.
- [40] Kellar A G, Vogel J M, Whitmer C E, et al. Design tool for control-centric modeling, analysis, and trade studies for hypersonic vehicles [R]. AIAA 2011-2225, 2011.
- [41] Moore M, Williams J, Douglas M. Aerodynamic prediction rationale for analyses of hypersonic configurations[R]. AIAA 89-0525, 1989.
- [42] Oppenheimer M W, Doman D B. A hypersonic vehicle model develop with piston theory [R]. AIAA 2006-6637, 2006.
- [43] Oppenheimer M W, Bolender M A, Doman D B. A flexible hypersonic vehicle model developed with piston theory[R]. AIAA 2007-6396, 2007.
- [44] Oppenheimer M W, Doman D B, Mcnamara J J. Viscous effects for a hypersonic vehicle model[R]. AIAA 2008-6382, 2008.
- [45] 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 [R]. AIAA 2007-6397, 2007.
- [46] Chavez F R, Schmidt D K. An integrated analytical aeropropulsive/aeroelastic model for the dynamic analysis of hypersonic vehicles[R]. AIAA-92-57034, 1992.
- [47] O'Brien T F, Starkey R P, Lewis M J. Quasi-one-dimensional high-speed engine model with finite-rate chemistry [J]. Journal of Propulsion and Power, 2001,17(6):1366-1374.
- [48] Birzer C, Doolan C J. Quasi-one-dimensional modeling of hydrogen fuelled scramjet combustors [R]. AIAA 2007-4314, 2007.
- [49] 曹瑞峰.面向控制的超然冲压发动机一维建模研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2011.
Cao Ruifeng. Control-oriented study on one-dimensional modeling for scramjet engine [D]. Harbin:

- Harbin Institute of Technology, 2011.
- [50] Frendreis S G, Cesnik C E S. 3D simulation of flexible hypersonic vehicles[R]. AIAA 2010-8229, 2010.
- [51] Williams T, Bolender M A, Doman D B, et al. An aerothermal flexible mode analysis of a hypersonic vehicle[R]. AIAA 2006-6647, 2006.
- [52] Clark A D, Mirmirani M D, Wu C, et al. An aeropulsion integrated elastic model of a generic air-breathing hypersonic vehicle[R]. AIAA 2006-6560, 2006.
- [53] Keshmiri S. Nolinear and linear longitudinal and lateral-directional dynamical model of air-breathing hypersonic vehicle[R]. AIAA 2008-2531, 2008.
- [54] Colgren R, Keshmiri S. Nonlinear ten-degree-of-freedom dynamics model of a generic hypersonic vehicle[J]. Journal of Aircraft, 2009,46(3):800-813.
- [55] Shakiba M, Serrani A. Control oriented modeling of 6-DOF hypersonic vehicle dynamics [R]. AIAA 2011-6227, 2011.
- [56] Crowell A R, McNamara J J. Model reduction of computational aerothermodynamics for hypersonic aerothermoelasticity [J]. AIAA Journal, 2012, 50(1):74-84.
- [57] Waszak M R, Schmidt D K. Flight dynamics of aeroelastic vehicles[J]. Journal of Aircraft, 1988,25(6):563-571.
- [58] Meirovitch L, Tuzcu I. Integrated approach to the dynamics and control of maneuvering flexible aircraft [R]. NASA/CR 2003-211748, 2003.
- [59] Sridharan S, Rodriguez A A. Performance based control-relevant design for scramjet-powered hypersonic vehicles[R]. AIAA 2012-4469, 2012.