论文

高超声速飞行器面向控制一体化迭代设计的参数化模型

刘燕斌^{①*}, 陈柏屹^①, 肖地波^①, 沈海东^①, 陆宇平^②^① 南京航空航天大学航天学院, 南京 210016;^② 南京航空航天大学自动化学院, 南京 210016* E-mail: nuaa_liuyanbin@139.com

收稿日期: 2016-02-29; 接受日期: 2016-06-26; 网络出版日期: 2016-09-26

国家自然科学基金(批准号: 61403191, 11572149)、江苏省自然科学基金(编号: BK20130817)、中央高校基本科研业务费专项资金(编号: NJ20160052)和江苏省研究生科研创新基金(编号: KYLX_0281)资助项目

摘要 针对高超声速飞行器复杂的运行环境以及强耦合的动力学特性, 提出了一种适合控制一体化迭代设计的参数化模型。首先, 讨论高超声速飞行器控制一体化迭代设计的必要性和研究现状。然后, 采用二次曲线和状态类型函数法将典型的高超声速乘波体外形进行几何参数化。接着, 基于面元法结合工程估算公式获取高超声速飞行器力和力矩, 构建参数化的非线性动力学模型。进而, 采用灵敏度分析策略得到力和力矩的解析表达式, 将复杂的非线性动力学模型简化成适合迭代设计的仿真模型。最后, 通过仿真实例验证了本文所提方法的可行性, 结果表明所发展的参数化模型能够满足高超声速飞行器控制一体化迭代设计的需要。

关键词 高超声速飞行器, 参数化建模, 控制一体化, 迭代设计, 稳定性

1 引言

2012年6月16日, 美国空天飞行器X-37B安全着陆, 从2011年3月5日第二次发射成功后, 在轨运行469天, 这创造了新的飞行纪录。空天飞行器X-37B具有飞行速度快、滞空时间长、发射费用低等特点, 被誉为“空天战机的雏形”, 可在2 h内攻击地球任何目标, 未来也有可能成为反卫星的天基平台^[1]。与此同时, 美国军方试飞了X-51A, 以验证超燃冲压发动机技术、气动/推进一体化的乘波体气动布局方案、高超声速热防护技术等^[2]。美国国防高级研究计划局将继续推进高超

声速飞行器的研制工作, 加大开展协同高超声速研究(collaborative hypersonic research, CHR)及高超声速技术(hypersonic technology, HT)项目的研究工作^[3]。这些高超声速项目的持续推进表明美国正加速提升其全球目标快速打击能力, 联想其“重返亚洲”政策以及在我国黄岩岛、钓鱼岛等问题上的强势态度, 对于我国而言无疑将是一次新的战略挑战。

高超声速飞行器与传统飞行器相比, 在飞行原理和气动布局上有显著的不同, 可以有效减轻飞行重量、提升推进效率、改善携载能力, 同时亦能增强飞行器的作战效能^[4,5], 提高飞行器生存的适应性, 具有

引用格式: 刘燕斌, 陈柏屹, 肖地波, 等. 高超声速飞行器面向控制一体化迭代设计的参数化模型. 中国科学: 技术科学, 2016, 46: 1024–1038
Liu Y B, Chen B Y, Xiao D B, et al. A parametric model for control integrated design of hypersonic vehicles (in Chinese). Sci Sin Tech, 2016, 46: 1024–1038, doi: [10.1360/N092016-00073](https://doi.org/10.1360/N092016-00073)

较强的前瞻性、战略性和带动性,代表未来飞行器发展的重要方向之一,其关键技术一旦取得突破,不仅能加速武器装备和杀手锏武器的跨越式发展,突破以战略导弹防御系统为核心的全维防护体系的能力,还能提升飞行器全球快速到达的运输能力,满足未来高效精准的作战要求^[6,7]。因此,对高超声速飞行器关键技术进行深入研究显得十分必要,具有重要的研究意义。

高超声速飞行器采用乘波构形后,一方面,可以有效减轻飞行重量、改善升阻比、提升携载能力,满足多目标的任务要求。但另一方面,具有乘波特性的高超声速飞行器在偏离设计状态时气动性能将会急剧恶化,难以确保其大包线内的全局稳定性能。若能将控制与一体化设计理念更早地融入到高超声速飞行器研究中,通过协调总体与控制的相互关系,以确保飞行器大包线乘波稳定,提升其整体性能,拓宽其飞行包线。概括地说,高超声速飞行器融合控制的一体化迭代设计,就是针对其模型具有多学科、强耦合、非线性的动力学特性,在概念设计阶段,将控制作用融入到一体化设计中形成迭代,从多学科优化的角度综合总体与控制的设计过程,实现一体化的迭代,满足高超声速飞行器未来的发展需求。

2 高超声速飞行器一体化迭代设计研究现状

高超声速飞行器是指飞行马赫数大于5的新型飞行器,一旦研制成功将对未来军事发展战略、空间技术、武器体系构建乃至整个科学技术进步产生重大影响,已成为当今世界军事强国所广泛关注的焦点^[8]。美国在高超声速飞行器的研制方面处于领先地位,先后启动了一系列高超声速飞行器的试验项目,包括Hyper-X, X-51, FALCON, HyFly等,其中隶属于Hyper-X项目的X-43A试飞成功,标志着高超声速飞行器工程研制的重大突破,具有里程碑式的意义^[9]。近几年来,美国更是针对不同发展目标设立了不同的研究计划,其中X-51项目用以验证采用碳氢燃料的超燃冲压发动机技术,发展全球快速打击的新武器^[10]。除此之外, FALCON项目主要用以验证高超声速飞行器气动布局、导航控制以及热防护技术,研发可重复使用的高超声速巡航飞行器^[11]; HyFly项目则主要用以验证双燃烧室冲压发动机推进技术,获得高超声速推进

系统的试飞数据^[12]。

然而,上述项目的高超声速飞行器X-51A, HTV-2等连续试飞失败,包括X-51A在2011年6月13日和2012年8月14日分别因进气道不起动和控制尾翼故障导致2次试飞均告失败; 2011年8月11日HTV-2因蒙皮结构失效导致试飞失利^[13-15]。这些连续飞行试验的失败在不同程度上反映出高超声速飞行器研制过程中仍面临着诸多未解决的技术挑战,若干关键技术尚待解决。除了美国,目前在研的项目还包括: 德国的SHEFEX高超声速技术研发项目^[16], 俄罗斯与印度联合进行的布拉莫斯2高超声速巡航导弹项目^[17], 澳大利亚与美国合作发展的高超声速国际飞行研究试验项目(HiFiRE)^[18]等。从世界各国争先研发高超声速技术来看,未来战场有可能将是围绕高超声速飞行器展开的新一轮高空高速之战,未来的攻防体系将随着高超声速武器投入使用发生翻天覆地的变化。国内的高超声速技术研究始于20世纪80年代后期,近年来随着国家需求的牵引,相关单位和高校已经针对高超声速飞行器进行了一系列研究,取得了一些重要的研究成果^[19]。

在高超声速飞行器复杂动力学模型的研究方面,考虑机体/发动机^[20]、刚性模态/弹性模态^[21]、离心力/气动^[22]、推进/气动弹性^[23,24]等强耦合因素之间的影响,采用牛顿碰撞理论^[25]、激波/膨胀波理论^[26]、无黏锥导乘波设计理论^[27]、面元法^[28]等计算分析与工程估算方法,结合有限元分析^[29]和数值模拟法^[30],建立高超声速飞行器复杂的非线性动力学模型^[31];进而应用小扰动线性化理论^[32]、泰勒展开高次修正法^[33]、非线性特征度量法^[34]等降阶策略,得到面向控制的飞行器简化模型^[35]。

在高超声速飞行器控制系统设计的研究方面,采用气动布局/动力耦合的配平设计方法^[36],遗传算法-序列二次规划混合优化求解算法^[37]等获取飞行器的平衡状态,分析乘波稳定性^[38]、刚弹耦合特性^[39]、操稳特性^[40]、大迎角飞行特性^[41]等高超声速飞行的动态特性。基于增益预置^[42]、滑模控制^[43]、反演控制^[44]等理论设计高超声速飞行器控制系统,融合神经网络^[45]、线性变参数^[46]、结构奇异值分析^[47]等理论和方法来改进设计过程,以提高控制系统的鲁棒性,拓展其应用范围。进而针对高超声速飞行器传感器、作动器、舵面等故障情形^[48],采用鲁棒控制理论^[49],观测器与控制器综合设计方法^[50],自适应在线估计算

法^[51]等原理设计了容错控制系统, 增强了系统的自适应性, 提升了其容错重构能力。

在高超声速飞行器一体化设计的研究方面, 针对前体/进气道^[52]、后体/尾喷管^[53,54]、发动机/机体^[55]等一体化设计问题, 采用主模型技术^[56]、状态类型函数^[57]、灵敏度分析^[58]等方法来优化气动布局, 获得高超声速飞行器新的气动构型^[59]。此外, 我国还在高超声速飞行器流动与燃烧、材料和结构、控制与隐身、气动热等方面做了大量的工作, 部分研究成果已经应用于实际问题^[60], 但离满足国防需求的工程实际应用, 还有一段距离, 若干关键技术尚待解决。

高超声速飞行器的研究属于多学科综合的高技术领域, 所面临的基础科学问题也是多方面的, 因此, 尝试采用融合控制的一体化迭代设计思想来对其进行研究和设计是十分必要的(图1)。在这方面, 美国国防预先研究计划局(DARPA)已启动新的一体化高超声速计划, 以解决高超声速研究中尚存的未知技术问题^[3]。国家航空和宇宙航行局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)的Soloway等人^[61]通过研究和分析, 特别强调了高超声速飞行器多学科优化设计中融合控制分析的作用, 提到高超声速飞行器各个子系统之间存在深层次的相互作用, 比如气动和推进系统的强耦合, 气动-弹性结构相互作用等, 多学科强耦合特性要求高超声速飞行器的设计必须采用一体化设计技术。然而, 如果直到高超声速飞行器达到一个相当成熟的构型, 才引入动力学/控制分析, 可能因不可控而导致飞行器重新设计^[62], 于是在概念设计阶段将控制作用融入到高超声速飞行器一体化综合设

计中形成迭代, 对减少设计次数、提高飞行器整体性能指标、明确综合设计思路 and 方向, 具有十分重要的理论意义和工程应用价值^[63]。

3 高超声速飞行器外形的几何参数化

高超声速飞行器外形参数化描述时通常先描述剖面曲线, 再描述剖面随飞行器轴线的变化规律, 根据剖面线及其变化率的描述方法, 可得到不同的几何建模方式, 譬如二次曲线法, B-样条曲线法, 基于类型函数/形状函数的方法(CST方法)等。高超声速飞行器典型的构型特征在于机身和推进之间的强耦合, 常采用乘波体外形, 其参数化描述是一类相当复杂的非解析函数, 选取符合乘波体特征和建模需求的几何设计方法, 并进行必要的改进, 是实现乘波体构型飞行器参数化的有效途径之一。

为采用较少的参数描述典型的乘波体外形, 并确保一定的精度, 采用先描述剖面曲线, 再将剖面线拉伸获得飞行器外形的策略。由于乘波体的外形特征为机体轮廓线, 采用二次曲线描述较为简单、直观, 同时综合考虑到建模的精度和参数数量, 在较复杂的剖面曲线描述中应用CST方法。一般来说, 高超声速乘波体飞行器的组成部件可分成两类构型: 机身类和机翼类。机身类外形包括与推进系统耦合的机身; 机翼类外形包含平尾和垂尾, 此外, 发动机内表面形状亦影响推进系统流场, 也需要将其进行参数化。

3.1 机身类构型

高超声速飞行器机身大致可以分为3段: 前体压缩段、中段和后体膨胀段。由于飞行器具有轴对称特性, 因此只需要描述剖面线右半(或左半)部分, 各段区别在于机身下表面构型不同: 前体下表面为中间内凹的压缩面; 中段下表面与发动机构型相匹配; 后体膨胀段下表面为平面。

机身剖面曲线由剖面线宽度 w_p , 剖面线上段宽度 w_{up} , 剖面线下段宽度 w_{dp} , 剖面线下段中间宽度 w_{dmp} , 剖面线高度 h_p , 剖面线上半部分高度 h_{up} , 剖面线下半部分高度 h_{dp} , 剖面线侧面高度 h_{dsp} 8个几何特征参数描述, 如图2所示。机身在 x_b 处一条剖面线可表示为

$$f(w_p, w_{up}, w_{dp}, w_{dmp}, h_p, h_{up}, h_{dp}, h_{dsp}, y_b, z_b) = 0, \quad (1)$$

式中, x_b , y_b 和 z_b 可以确定机体坐标系下的位置信息。同

图1 (网络版彩图)高超声速飞行器融合控制的一体化设计

图 2 高超声速飞行器机身类剖面图

理,机身的三视图可以根据二次曲线和CST方法加以构造,如图3所示。

根据机身俯视图由 $w_p(x_b)$ 和 $w_{up}(x_b)$ 确定, 其中 $w_p(x_b)$ 由外边缘轮廓线 $O_cS_1S_2S_3$ 来决定, 为确定这条曲线, 需要获知飞行器头部宽度 W_t , 机身宽度 W , 机身长度 l , 边缘轮廓线宽度变化段长度 l_{su} 这4个几何外形参数. $w_{up}(x_b)$ 由上表面边缘轮廓线 $O_cS_1U_1U_2$ 决定, 为确定这条曲线, 需要得到飞行器头部宽度 W_t , 飞行器上表面宽度 W_u , 机身长度 l , 上表面边缘轮廓线宽度变化段长度 l_{mu} 这4个参数, 即:

$$\begin{cases} w_p = f(W, W_t, l, l_{su}, x_b), \\ w_{up} = f(W_t, W_u, l, l_{mu}, x_b). \end{cases} \quad (2)$$

基于机身仰视图可以确定 $w_{\text{dp}}(x_b)$ 和 $w_{\text{dmp}}(x_b)$ 。其中 $w_{\text{dp}}(x_b)$ 由机身下半部分轮廓线 $O_cS_1D_1D_2D_3$ 决定,为获得这条曲线,需要设计机身头部宽度 W_t ,下表面宽度 W_d ,机身长度 l ,机身下表面外轮廓线宽度变化段长度 l_{sd} 这4个参数。 $w_{\text{dmp}}(x_b)$ 由机身下半部分内轮廓线 $O_cS_1D_4D_5D_2D_3$ 确定,包括机身头部宽度 W_t ,下表面宽度 W_d ,压缩面宽度 W_{md} ,机身长度 l ,机身下表面内轮廓线宽度变化段长度 l_{md} ,压缩段长度 l_{co} 这6个参数,即:

$$\begin{cases} w_{\text{dp}} = f(W_{\text{t}}, W_{\text{d}}, l, l_{\text{sd}}, x_{\text{b}}), \\ w_{\text{dmp}} = f(W_{\text{t}}, W_{\text{d}}, W_{\text{md}}, l, l_{\text{md}}, l_{\text{co}}, x_{\text{b}}). \end{cases} \quad (3)$$

根据机身正视图, 可以确定 $h_p(x_b)$, $h_{up}(x_b)$, $h_{dp}(x_b)$, $h_{dsp}(x_b)$. 其中 $h_p(x_b)$ 由机身上轮廓线 $O_cF_1F_2$ 和下轮廓线 $O_cF_{11}F_6F_7F_8F_9F_{10}$ 决定, 为获得这条曲线方程, 需要设计机身长度 l , 第一压缩段长度 l_{co1} , 压缩段长度 l_{co} , 发动机长度 l_n , 机身高度 H , 机身底部高度 H_d , 机尾下端距机身底部高度 H_{da} , 上倾角 τ_u , 第一压缩段边线倾角 τ_{s1} , 后体膨胀段上表面初始倾角 τ_{s2} , 后体膨胀段上表面末端倾

图 3 高超声速飞行器机身类外形三视图
(a) 俯视图; (b) 仰视图; (c) 正视图

角 τ_{s3} 共11个参数。 $h_{up}(x_b)$ 由机身上轮廓线 $O_cF_1F_2$ 决定, 为获得这条曲线方程, 需要设计机身长度 l , 上倾角 τ_u , 机身高度 H , 机身底部高度 H_d 共4个参数。 $h_{dp}(x_b)$ 由机身下轮廓线 $O_cF_3F_6F_7F_8F_9F_{10}$ 决定, 为确定该曲线, 需要设计机身长度 l , 第一压缩段长度 l_{co1} , 压缩段长度 l_{co} , 发动机长度 l_n , 机身高度 H , 机身底部高度 H_d , 机身底部距机尾下端高度 H_{da} , 第一压缩角 τ_{co1} , 第二压缩角 τ_{co2} , 后体膨胀段上表面初始倾角 τ_{s2} , 后体膨胀段上表面末端倾角 τ_{s3} 共11个参数。 $h_{dsp}(x_b)$ 则可以根据机身侧平面上轮廓线 $O_cF_3F_4$ 确定, 这条曲线方程与机身长度 l , 侧平面变化段长度 l_{ua} , 侧平面高度 H_a 有关, 相应地, 这4个剖面参数可表示为

$$\left\{ \begin{array}{l} h_p = f(l, l_{\text{co1}}, l_{\text{co}}, l_n, H, H_d, H_{\text{da}}, \\ \quad \tau_u, \tau_{s1}, \tau_{s2}, \tau_{s3}, x_b), \\ h_{\text{up}} = f(l, H, H_d, \tau_u, x_b), \\ h_{\text{dp}} = f(l, l_{\text{co1}}, l_{\text{co}}, l_n, H, H_d, H_{\text{da}}, \tau_{\text{co1}}, \\ \quad \tau_{\text{co2}}, \tau_{s2}, \tau_{s3}, x_b), \\ h_{\text{dsp}} = f(l, l_{\text{ua}}, H_a, x_b). \end{array} \right. \quad (4)$$

总的来说,高超声速乘波体飞行器机身可以看成

是剖面沿着轴线拉伸而得到, 为此需要首先确定机身剖面方程, 即:

$$f(a_1, a_2, \dots, a_n, y, z) = 0, \quad (5)$$

式中, $a_1, a_2, \dots, a_n$ 为剖面参数. 然后设计剖面参数沿X轴的变化曲线

$$\begin{cases} a_1 = g_1(b_{11}, b_{12}, \dots, b_{1m_1}, x), \\ a_2 = g_2(b_{21}, b_{22}, \dots, b_{2m_2}, x), \\ \vdots \\ a_n = g_n(b_{n1}, b_{n2}, \dots, b_{nm_n}, x). \end{cases} \quad (6)$$

相应地, 飞行器机身的参数化方程为

$$f(b_{11}, \dots, b_{1m_1}, b_{21}, \dots, b_{2m_2}, \dots, b_{n1}, \dots, b_{nm_n}, x, y, z) = 0, \quad (7)$$

式中, $b_{11}, \dots, b_{1m_1}, b_{21}, \dots, b_{2m_2}, \dots, b_{n1}, \dots, b_{nm_n}$ 为机身参数.

3.2 机翼类构型

机翼类构型用中间等厚, 两端逐渐变薄的平板来近似表示, 如图4所示. 每个截面中间的厚度相同, 两端逐渐变薄用圆/椭圆弧近似等效. 机翼类外形由展长 b_w , 根弦长 c_r , 尖弦长 c_t , 根弦最大厚度 t_m , 尖弦最大厚度 t_{mt} , 前缘后掠角 A_f , 跟截面等厚长度 l_{pr} , 尖截面等厚长度 l_{pt} 共8个参数确定. 除此之外, 还需要确定机翼类构型相对于机身的位置, 可采用前缘点到飞行器前端距离 l_{wf} , 前缘点到飞行器底部高度 H_{wf} 和翼面-安装角 τ_{sta} 3个特征参数描述.

3.3 发动机几何构型

发动机外表面可作为机身的一部分处理, 内部几何形状将影响推力的大小. 发动机内部可以看成由进气道唇口、进气道、隔离段、燃烧室、内喷管5个部分组成. 于是在发动机参数化时, 将其看成截面积变化的梯形管, 如图5所示.

进气道具有压缩气流的功能, 因此看作截面积逐渐缩小的梯形管; 隔离段作用是防止燃烧室反压对进气道产生影响, 将其看作等截面梯形管; 由于等面积燃烧室不具有亚燃工作裕度, 为建立超燃/亚燃双模的推进模型, 将燃烧室当作截面积扩张的梯形管; 内喷管中的气流膨胀, 可以看作截面积扩张的梯形管. 发动

图4 高超声速飞行器机翼类外形

图5 高超声速飞行器发动机外形

机内表面由以下12个参数描述: 进气道唇口长度 l_{cowl} , 进气道长度 l_{in} , 隔离段长度 l_{iso} , 燃烧室长度 l_{com} , 进气道入口高度 H_{in} , 隔离段高度 H_{iso} , 进气道唇口倾角 τ_{cowl} , 进气道上表面倾角 τ_{in} , 燃烧室面积扩张角 τ_{nc} , 内喷管上表面倾角 τ_{nou} , 内喷管下表面倾角 τ_{nod} , 发动机内宽 W_n .

为确保基于以上参数集生成的外形为乘波体构型, 需要获得参数改变受到其他参数约束的限制条件. 比如压缩段长度受到总长限制、机身前端宽度受总宽限制等. 输入不合理的参数会导致不合适外形的出现, 从而导致基于此外形的气动计算、动力学分析失去意义. 因此, 完整的参数化过程还应包括各个参数之间约束关系的确定. 为方便地表达参数之间的约束, 将各个参数进行归一化的处理. 特别地, 飞行器各参数之间的约束限制体现在以下几个方面.

(1) 机身外形参数约束

机身外形参数约束用于描述机身各段长度、宽度和高度之间的相互制约关系, 包括机身压缩段和发动机长度之和不大于机身长度、第一压缩段长度和压

缩面宽度变化段长度均应小于压缩段长度、机头宽度小于上表面宽度、压缩面宽度小于下表面宽度, 即

$$\begin{cases} L_{co} + l_n < l, \\ l_{co1} < l_{co}, \\ l_{md} < l_{co}, \\ W_t < W_u < W, \\ W_{md} < W_d < W. \end{cases} \quad (8)$$

(2) 发动机内表面参数约束

发动机内表面参数约束描述发动机内表面长度、宽度、高度之间的相互制约关系, 包括进气道、隔离段和燃烧室长度之和不大于发动机长度、隔离段高度小于进气道入口高度、燃烧室出口高度不大于机身底部到尾部下端高度、发动机内宽小于机身下表面宽度, 即:

$$\begin{cases} l_{in} + l_{iso} + l_{com} < l_n, \\ H_{iso} \leq H_{in}, \\ H_{iso} + 2l_{com} \tan \tau_{nc} < H_d, \\ W_n < W_d. \end{cases} \quad (9)$$

(3) 压缩段形状参数约束

为保证气流能进入发动机, 压缩面构型应为平面或者向中间凹的曲面, 第一压缩角应不大于第一压缩段边线倾角, 即:

$$\tau_{co1} \leq \tau_{s1}. \quad (10)$$

(4) 进气道入口大小和位置参数约束

进气道入口大小和位置受机身的约束限制, 包括进气道入口高度与压缩段高度之和应不大于机身底部到机头的高度、进气道唇口长度应不大于第二压缩段长度、唇口倾角应小于第二压缩段边线角, 即:

$$\begin{cases} l_{co1} \tau_{co1} + (l_{co} - l_{co1}) \tau_{co2} + H_{ni} < H_d, \\ l_{cow1} < l_{co} - l_{co1}, \\ \tau_{cow1} \leq \tau_{s2}. \end{cases} \quad (11)$$

(5) 内喷管出口大小和位置参数约束

内喷管出口大小和位置受机身约束限制, 内喷管出口高度应不大于机身底部到机身尾部下端的高度, 并且内喷管出口下端距机头的距离应不大于机身底部距机头的距离, 即:

$$\begin{cases} H_{iso} + 2L_{com} \tan \tau_{nc} + l_{no} (\tan \tau_{nou} + \tan \tau_{nod}) < H_{da}, \\ l_{co1} \tau_{co1} + (l_{co} - l_{co1}) \tau_{co2} + l_{ni} \tan \tau_{ni} + H_{iso} + l_{com} \tan \tau_{nc} + l_{no} \tan \tau_{nod} < H_d, \end{cases} \quad (12)$$

式中, $l_{no} = l_n - l_{in} - l_{iso} - l_{com}$, 表示内喷管长度.

(6) 平尾/垂尾形状和位置参数约束

平尾和垂尾的形状和位置受其本身和机身的约束限制, 包括: 尖弦长应不大于根弦长、根截面等厚段长度应不大于根弦长、尖截面等厚段长度应不大于尖弦长、前缘点应位于机身侧平面上、后缘点应位于机身尾部下端之上, 即:

$$\begin{cases} c_t < c_r, \\ l_{pt} < c_t, \\ l_{pr} < c_r, \\ t_m \leq H_a, \\ l_{ua} \leq l_{wf} \leq l - c_t, \\ H_{da} + t/2 < H_{wf}. \end{cases} \quad (13)$$

根据上述这些剖面图、俯视图、仰视图、正视图以及相互约束关系, 可以获得飞行器三维的几何曲面, 如图6所示.

4 高超声速飞行器参数化仿真模型的建立

构建完整的动力学模型需要首先估算出高超声速飞行器所受的力和力矩, 包括气动力、推力和重力. 本文采用工程估算方法来快速获得飞行器受到的气动力和力矩, 其基本思想是: 将飞行器外形曲面细分成若干小曲面, 对每个小曲面, 应用一个小的平面来替代, 然后用这个小平面上的气动力当成小曲面上的气动力, 进而将这些面元上的气动力和力矩叠加起来, 得到总的气动力估计值. 采用面元法估算飞行器气动力需要首先确定面元的几何参数, 包括质心坐标、外法线矢量和面元面积, 然后计算各个面元上的压强系数, 最后将所有面元上产生的气动力叠加起来, 从而可以得到飞行器总的气动力.

本文采用的是三角形面元结构, 每个面元由3个顶点构成, 假设3个点的坐标分别为 Q_1, Q_2, Q_3 . 连接两个相邻点, 可得到两个向量: $T_1 = Q_2 - Q_1$ 和 $T_2 = Q_3 - Q_2$. 面

图6 高超声速飞行器几何参数化的外形

元外法线方向、质心坐标和面元面积分别为

$$\begin{cases} \mathbf{n} = \frac{\mathbf{T}_1 \times \mathbf{T}_2}{\|\mathbf{T}_1 \times \mathbf{T}_2\|}, \\ Q_{cg} = \frac{Q_1 + Q_2 + Q_3}{3}, \\ S_{pan} = \frac{1}{4} \sqrt{(a+b+c)(a+b-c)} \cdot \sqrt{(a-c+b)(b+c-a)}, \end{cases} \quad (14)$$

式中, $a = |Q_2 - Q_1|$, $b = |Q_3 - Q_2|$, $c = |Q_1 - Q_3|$. 一旦确定了面元的几何参数, 就可以根据工程估算方法获得第 i 个面元上的压力系数 C_{pi} , 于是该面元受到的压强为

$$P_i = C_{pi} q_{c,i} + P_\infty, \quad (15)$$

式中, P_∞ 和 $q_{c,i}$ 分别为静压和动压. 将所有面元上的气动力和力矩叠加, 就是飞行器受到的气动力和力矩:

$$\begin{cases} F_x = -\sum P_i n_{xi} S_{pan,i}, \\ F_y = -\sum P_i n_{yi} S_{pan,i}, \end{cases} \quad (16)$$

$$M_y = \sum P_i (d_{xi} n_{zi} - d_{zi} n_{xi}) S_{pan,i}, \quad (17)$$

式中, $\mathbf{d}_i = d_{xi} \mathbf{i}_b + d_{yi} \mathbf{j}_b + d_{zi} \mathbf{k}_b$ 表示飞行器质心到面元质心的距离矢量, n_{xi} , n_{yi} 和 n_{zi} 分别为 $\mathbf{n}$ 在 $\mathbf{i}_b$, $\mathbf{j}_b$ 和 $\mathbf{k}_b$ 方向上的分量.

根据气流坐标系与机体坐标系之间的转换关系, 可以得到机体轴轴向力与气动力的关系为

$$\begin{cases} F_x = L \sin \alpha - D \cos \alpha, \\ F_z = -L \cos \alpha - D \sin \alpha. \end{cases} \quad (18)$$

不仅如此, 为了估算出所受力和力矩, 本文采用斜激波法和 Prandtl-Meyer 理论来获得压力系数 C_{pi} . 斜激波理论适用于估算迎风面的压力系数, 当气流经过 δ 的内折角时, 产生斜激波, 假设斜激波前后气流等熵, 就可以算出面元上的压力系数为

$$\begin{cases} C_p = \frac{4}{\gamma_c + 1} \left(\sin^2 \beta_s - \frac{1}{Ma^2} \right), \\ \tan \delta = 2 \cot \beta_s \cdot \left[\frac{Ma^2 \sin^2 \beta_s - 1}{Ma^2 (\gamma_c + \cos 2\beta_s) + 2} \right], \end{cases} \quad (19)$$

式中, β_s 为激波角. 式(19)描述了马赫数 Ma 、激波角 β_s 与气流转折角 δ 之间的非线性关系, 其中激波角需要采用迭代法进行求解. Prandtl-Meyer 理论用于估算背风面压力系数, 当气流流经外转折角时, 将有膨胀波产生, 假设气流在膨胀波前后是等熵的, 则给定面元上的压力系数为

$$\begin{cases} C_p = \frac{2}{\gamma_c Ma_u^2} \left[\left(1 - \frac{\gamma_c - 1}{2} Ma_u |\delta| \right)^{\frac{2\gamma_c}{\gamma_c - 1}} - 1 \right], \\ v(Ma) = \sqrt{\frac{\gamma_c + 1}{\gamma_c - 1}} \cdot \arctan \sqrt{\frac{\gamma_c + 1}{\gamma_c - 1} (Ma^2 - 1)} - \arctan \sqrt{Ma^2 - 1}. \end{cases} \quad (20)$$

高超声速飞行器推进系统构型包括机身体压

缩段、冲压发动机、机身后体膨胀段, 而冲压发动机则主要包括进气道、隔离段、燃烧室和内喷管4个部分, 其简化的几何构型如图7所示. 飞行器推进系统建模需要估算冲压发动机各部分的气流参数和流入的空气质量, 然后根据动量定理算出推力. 考虑进气道入口、隔离段入口、燃烧室入口、内喷管入口、内喷管出口在图7中的X坐标依次为 x_1, x_2, x_3, x_4, x_5 .

依据进气道入口的气流参数 Ma_1, P_1, T_1 和流出喷管的气流参数 M_5, P_5, T_5 , 应用动量定理可得发动机产生的推力为

$$\begin{aligned} F_T = -F_{\text{flow}} = \dot{m}_a V_1 - \dot{m}_a (1 + \phi f_{st}) V_5 \\ + P_5 S_{\text{th5}} + P_1 S_{\text{th1}}, \end{aligned} \quad (21)$$

式中, F_{flow} 为气流受到发动机的作用力, $S_{\text{th5}}, S_{\text{th1}}$ 分别为喷管出口与进气道入口的面积矢量, 其方向指向平面的法线方向, 并以指向发动机内为正.

高超声速飞行器所受的力通常包括升力 L , 阻力 D , 推力 F_T 和重力 G 等, 这些力与速度 V , 迎角 α , 俯仰角 θ , 俯仰角速度 q , 高度 h 等飞行状态相关. 一旦估算出这些力和力矩, 就可以构建如下的高超声速飞行器模型:

$$\begin{cases} \dot{h} = V \sin(\theta - \alpha), \\ \dot{V} = \frac{F_T \cos \alpha - D}{m_v} - g \sin(\theta - \alpha), \\ \dot{\alpha} = \frac{-F_T \sin \alpha - L}{m_v V} + q + \frac{g}{V} \cos(\theta - \alpha), \\ \dot{\theta} = q, \\ \dot{M}_y = I_y \dot{q}. \end{cases} \quad (22)$$

虽然所建立的飞行器动力学模型能够清晰地描述各子系统之间的耦合并体现出此类飞行器的运动特性, 但是其动力学模型的形式复杂, 非线性强, 并且只能在飞行范围内给出数据表格的形式, 不方便直接用于控制一体化迭代设计. 因此, 需要进一步构建面向控制的模型解析表达式:

$$\begin{cases} L = \frac{1}{2} \rho V^2 S_{\text{ref}} C_L, \\ D = \frac{1}{2} \rho V^2 S_{\text{ref}} C_D, \\ F_T = \frac{1}{2} \rho V^2 S_{\text{cap}} C_T, \\ M_y = \frac{1}{2} \rho V^2 S_{\text{ref}} J_{\text{ref}} C_m + z_T F_T, \end{cases} \quad (23)$$

图7 推进系统结构图

式中, z_T 是重心到推力中心的距离. 飞行器气动和推力系数可以写成飞行状态和控制输入的函数:

$$\begin{cases} C_L = f_L(\alpha, V, h, \delta_e, \phi), \\ C_D = f_D(\alpha, V, h, \delta_e, \phi), \\ C_T = f_T(\alpha, V, h, \delta_e, \phi), \\ C_m = f_m(\alpha, V, h, \delta_e, \phi). \end{cases} \quad (24)$$

因此, 根据整个飞行范围内的气动和推进数据, 采用一定的拟合方法就可以确定模型的具体解析表达式.

5 高超声速飞行器模型简化与特性分析

高超声速飞行器控制一体化迭代设计采用的动力学模型一般需要写成较简单的解析表达式, 而飞行器的气动系数和推力系数与飞行状态的关系复杂, 难以根据物理原理直接得到解析表达式, 因此需要对估算出的模型数据进行拟合, 确定一个面向控制一体化设计的简化代理模型.

建立飞行器简化代理模型的过程可分为4个主要步骤: 样本点设计、模型结构选择、模型参数辨识和代理模型验证.

(1) 实验设计

实验设计是在设计变量空间中如何构建样本空间, 这将是建立可靠代理模型的关键步骤. 其设计目标是在有限样本容量条件下, 尽可能地减小代理模型的预测误差.

通常而言, 对样本点设计的评价准则包括: 采样广度与均匀性. 采样广度对样本空间中最小采样个数进行评价:

$$S_e = \min_i N_{si}, \quad (25)$$

式中, N_{si} 为样本空间中第 i 个元素的采样个数.

采样均匀性对整个样本空间内各个样本点之间的最小距离进行评价:

$$E_e = \sum_{i=1}^N \sum_{j=i+1}^N \frac{1}{\|s_i - s_j\|^2}, \quad (26)$$

式中, N 为样本空间的容量, s_i, s_j 分别表示第 i 个和第 j 个样本点.

最优拉丁超立方采样策略可以扩大样本空间的采样广度, 同时满足样本最小的距离最大以及样本的电势最小. 一旦确定了样本空间之后, 就可以根据气动和推进工程估算模型, 构造完整的样本空间, 获得系统的输入输出响应.

(2) 模型结构选择

模型结构选择主要是确定各个气动系数和系数模型中回归函数包含哪些项. Morris 灵敏度分析法可以定性地分析出影响系统气动响应的关键影响因子. 在确定关键影响因子之后, 采用基于迭代因子设计 (IFFD) 的灵敏度分析法分析各变量二次及以下所有因子对输出结果的影响, 即分别以升力系数、阻力系数、推力系数和气动俯仰力矩系数为性能指标, 分析各因子的影响程度, 确立模型结构.

(3) 模型参数辨识

一旦确定了模型结构, 采用信赖域方法, 得到多项式模型中各气动和推力系数表达式.

(4) 模型验证

采用的评价指标包括拟合优度、方差比率、均方根误差、最大标准残差等来评估以上简化模型.

高超声速飞行器各子系统之间存有强耦合作用, 在设计子系统时需要充分考虑与其他子系统的相互影响, 主要包括气动、推进、结构和控制之间强耦合关系. 为更好地理解飞行器动力学特性, 有必要采用控制一体化迭代设计思想分析几何外形参数与飞行性能之间的相互作用关系.

升阻比是飞行器设计中需要考虑的一个重要指标, 而巡航飞行状态与运动性能相关, 因此, 本文以升阻比和配平状态作为飞行器控制一体化迭代的性能评价指标, 研究参数变化对这两项性能的影响. 高超声速飞行器典型的外形特征是短周期不稳定和平尾

偏转角到航迹倾角传输通道存有右半平面零点, 不稳定性将会限制控制系统带宽下限, 而右半平面零点会限制控制系统带宽上限, 因此控制相关性能分析需要关注线性化系统的零极点分布特征.

高超声速飞行器控制一体化迭代设计流程如图8所示, 首先需要确定待分析的参数集和各参数的变化范围, 根据这些参数生成飞行器外形和划分面元, 基于升阻比和配平状态设计性能指标, 采用控制一体化迭代方法分析这些外形参数变化对性能指标的影响. 在迭代过程中, 如果一组参数不满足需求的时候, 通过分析参数的灵敏度关系, 采用梯度搜索算法来调整参数, 直到找到最优解.

6 仿真实例

高超声速飞行器模型的几何参数取值如表1所示. 其他参数取值为: 飞行器质量 $m_v=22094$ kg, 绕机体坐标系 Y_b 轴转动惯量为 $I_y=510950$ kg m^2 , 参考面积 $S_{ref}=21$ m^2 , 参考长度 $l_{ref}=1.5$ m, 计算坐标系下质心位置为 (16, 0, -0.5) m, 推力作用点为 (18, 0, -1.7) m, 发动机捕获面积 $S_{cap}=1$ m^2 . 此外, 飞行器飞行包线如图9所示, 动压范围为 23940~95760 Pa, 飞行马赫数范围 5~10, 飞行高度范围 24~34 km.

在飞行包线内不同高度和马赫数下对模型进行配平计算, 得到的飞行状态和控制输入如表2所示. 配平迎角、升阻比和控制输入随马赫数和高度变化情况如图10和11所示. 这些仿真结果表明配平迎角、化学当量比和平尾偏转角等都在合理范围内, 配平迎角和平尾偏转角均随高度增大而增大, 随马赫数增大而减小, 配平化学当量比随高度增加而增加, 在一般情况下随马赫数增加而增加, 但当高度较高时, 马赫数增大时, 配平化学当量比则先减小后增大.

为进一步分析飞行器动力学特性, 在 $h=28$ km, $Ma=7$ 飞行条件下进行小扰动线性化, 得到的线性化系统的特征根及平尾偏转角到航迹倾角的传输零点如表3所示.

表3表明飞行器运动模态包括两个短周期模态 (迎角和俯仰角速度), 两个长周期模态 (速度和俯仰角) 和一个高度模态. 短周期模态包含一正一负两个实根, 即短周期运动不稳定, 长周期特征根靠近虚轴附近, 高度模态位于原点附近. 平尾偏转角到航迹倾角的传

图 8 控制一体化迭代设计流程图

图 9 飞行包线

递函数存在两对共轭零点, 一对几乎对称于虚轴的实零点、一个位于原点的零点和一个靠近原点的零点. 对称于虚轴的实零点与平尾偏转角到航迹倾角的动力学特性相关, 右半平面零点表明系统具有非最小相位特性, 表明其与其他尾控飞行器一样, 存在非最小相位现象, 这将限制控制系统带宽上限.

分别以升力系数、阻力系数、推力系数和气动俯仰力矩系数作为性能指标, 各因子的影响程度分析结果如表4所示. 基于参考灵敏度分析结果, 结合试凑法确定各气动系数和推力系数的多项式模型为

表 1 飞行器几何外形参数值

部件	符号	值	符号	值	符号	值	符号	值
机身参数	l	30 m	W_t	3 m	H_{c1}	0.6 m	H_{aft}	0.9 m
	L_{co}	14 m	W_{mid}	5.5 m	H_{c2}	1.5 m	H_e	1.2 m
	l_{mid}	6 m	W_{aft}	6 m	H_b	2.1 m	H_{ni}	0.9 m
	l_{aft}	10 m	W_d	3 m	H_{fore}	0.75 m	H_{no}	0.3 m
	l_{col}	8 m	t_{no}	3 m	H_{mid}	0.9 m		
升降舵参数	b_w	1.6 m	t_m	0.1 m	l_{wf}	27 m		
	c_r	4 m	t_{mt}	0.05 m	W_{wf}	1.5 m		
	c_t	1 m	A_f	45°	H_{wf}	±3 m		
方向舵参数	b_w	1.4 m	t_m	0.1 m	l_{wf}	27 m		
	c_r	4 m	t_{mt}	0.05 m	W_{wf}	±1.5 m		
	c_t	1 m	A_f	50°	H_{wf}	0.9 m		
发动机参数	b_w	2 m	l_{in}	1.2 m	H_{inlet}	0.3 m	W_{in}	2.4 m
	c_r	0 m	l_n	2 m	H_{iso}	0.15 m	W_{iso}	2 m
	c_t	1.6 m	l_{comb}	1.2 m	H_{com}	0.4 m	W_{com}	2.6 m

表 2 各高度和马赫数下配平状态和配平控制输入

$h(\text{km})$	Ma	配平状态-刚体模态 $[h(\text{km}), V(\text{m/s}), \alpha(^{\circ}), \theta(^{\circ}), q(^{\circ}/\text{s})]$	配平控制输入 $[\phi, \delta_e(^{\circ})]$
24	5	[24, 1488.9, 1.632, 1.632, 0]	[0.3122, 5.6585]
26	6	[26, 1794.8, 1.583, 1.583, 0]	[0.3676, 5.3445]
28	7	[28, 2103.3, 1.636, 1.636, 0]	[0.4411, 5.5434]
30	8	[30, 2414.4, 1.785, 1.785, 0]	[0.5324, 6.0313]
32	9	[32, 2728.2, 2.014, 2.014, 0]	[0.6608, 6.5707]
34	10	[34, 3068.2, 2.327, 2.327, 0]	[0.8451, 7.1843]

图 10 配平迎角和升阻比随高度和马赫数变化情况
(a) 配平攻角; (b) 升阻比

图 11 配平控制输入随高度和马赫数变化情况
(a) 配平舵偏角; (b) 配平化学当量比

表 3 $h=28\text{ km}$, $Ma=7$ 时线性化模型特征根及 γ/δ_e 零点

特征根	阻尼比	自然频率(rad/s)	模态	γ/δ_e 零点
$-0.4029+20.4183i$	0.01973	20.4223	弹性模态	$-0.4029+20.3541i$
$-0.4029-20.4183i$	0.01973	20.4223	弹性模态	$-0.4029-20.3541i$
$-0.4000+19.9948i$	0.02	19.9988	弹性模态	$-0.4+19.996i$
$-0.4000-19.9948i$	0.02	19.9988	弹性模态	$-0.4-19.996i$
-3.2541	1	3.2541	短周期	-10.390
3.1584	-1	3.1584	短周期	10.397
$9.84\times 10^{-6}+0.003847i$	-0.000256	0.003847	长周期	-0.0009
$9.84\times 10^{-6}-0.003847i$	-0.000256	0.003847	长周期	0
-0.0010	1	0.0010	高度	

表 4 升力系数各变量二次以下因子影响程度排序

C_L		C_D		C_T		C_m	
项	灵敏度	项	灵敏度	项	灵敏度	项	灵敏度
α	44.8	δ_e^2	28.93	δ_e	57.58	ϕ	36.77
δ_e	27.39	α^2	19.32	α	8.28	Ma	15.14
Ma	7.34	$\alpha\delta_e$	14.94	Ma	7.84	α	12.26
αMa	4.72	α	12.8	δ_e^2	5.85	$\alpha\phi$	9.82
δ_e^2	2.94	δ_e	6.47	ϕ^2	3.03	$Ma\phi$	8.52
Ma^2	2.81	ϕ^2	5.79	$\delta_e Ma$	2.85	Ma^2	6.22
ϕ^2	2.8	h^2	5.41	ϕ	2.72	ϕ^2	2.49
ϕ	2.17	Ma	2.2	Ma^2	2.61	α^2	1.89
$\delta_e Ma$	1.45	αMa	1.33	h^2	2.02	hMa	1.76

$$\begin{cases}
C_L = 0.0191 + 5.9994\alpha + 0.5140\delta_e - 0.2382\alpha Ma \\
\quad + 0.0008Ma + 0.1930\delta_e^2, \\
C_D = 0.0622 + 0.6861\alpha^2 + 5.2791\delta_e^2 + 1.4939\alpha\delta_e \\
\quad + 0.0968\alpha - 0.0008\delta_e - 0.0031Ma, \\
C_T = -0.9265 - 1.5997\phi + 0.0690Ma - 7.3694\alpha \\
\quad + 49.8126\alpha Ma^{-1} + 11.5948\alpha\phi + 26.9843\phi Ma^{-1} \\
\quad + 2.5405Ma^{-1} - 5.0748\alpha^2, \\
C_m = 0.7600 - 5.0096\delta_e + 1.7932\alpha - 0.1160Ma \\
\quad - 0.2502\phi + 0.1595Ma\delta_e + 0.0102\alpha\delta_e \\
\quad - 2.3851Ma\phi + 14.6598\alpha^2 - 1.2175\delta_e^2 \\
\quad + 0.0070Ma^2.
\end{cases} \quad (27)$$

进一步, 分析压缩段长度与前体一级压缩角对飞行器动静态特性的影响, 其中飞行器静态特性与配平状态相关, 飞行器动态特性则与不稳定的短周期极点和平尾偏转角到航迹倾角传输通道的右半平面零点相关. 压缩段长度和前体一级压缩角各取5个值, 考虑同时变化时的25种构型, 在 $h=28$ km, $Ma=7$ 得到飞行器的配平迎角、化学当量比和平尾偏转角与压缩段长度和前体一级压缩角的关系分别如图12(a)~(c)所示.

从图12(a)可以看出, 配平迎角随前体一级压缩角增加而增大, 随压缩段长度增加而增大, 并且随前体一级压缩角增大更明显. 图12(b)表明随着前体一级压缩角增大, 配平化学当量比先减小后增大, 而配平化学当量比随压缩段长度的变化与前体一级压缩角有关, 当前体一级压缩角较大时, 配平化学当量比随压缩段长度增加先减小后增大, 而前体一级压缩角较小时, 配平化学当量比与压缩段长度几乎无关; 因此, 理论上应存在一个前体一级压缩角和压缩段长度使得配平化学当量比最小, 即保证在给定高度和速度下巡航飞行时燃油消耗最小. 从图12(c)可以看出, 配平平尾偏转角与前体一级压缩角和压缩段长度都为单调关系, 随前体一级压缩角增大而减小, 随压缩段长度增大而减小, 并且随前体一级压缩角增大而减小的趋势更为显著.

图12 配平迎角和控制输入与压缩段长度和第一压缩角的关系

(a) 配平迎角; (b) 配平化学当量比; (c) 配平平尾偏转角

7 结论

为了满足高超声速飞行器融合控制的一体化迭代设计, 本文提出并发展了一类参数化模型, 将典型的乘波外形进行了几何参数化, 估算出表体气动力、力矩和推力, 从而构建了非线性动力学模型. 基于模型数据, 通过灵敏度分析获得了面向控制一体化设计的简化模型. 仿真实例表明了该文发展的高超声速飞行器参数化模型是有效的, 能够满足后续控制一体化迭代设计的需要.

参考文献

- 1 牛文, 董婧, 李文杰, 等. 2012年上半年世界高超声速动态. 飞航导弹, 2012, 10: 13-21
- 2 牛文, 李文杰. X-51A三飞两败美国高超声速路向何方. 国防科技工业, 2012, 10: 68-69
- 3 王宇, 牛文. DARPA拟继续推进高超声速技术研究. 飞航导弹, 2012, 9: 13-16

- 4 黄伟, 罗世彬, 王振国. 临近空间高超声速飞行器关键技术及展望. 宇航学报, 2010, 31: 1259–1265
- 5 郭鹏飞, 于加其, 赵良玉. 临近空间高超声速飞行器发展现状与关键技术. 飞航导弹, 2012, 11: 17–21
- 6 党爱国, 李晓军, 徐宝. 外军快速全球打击能力发展动态. 飞航导弹, 2012, 7: 51–54
- 7 车竞. 高超声速飞行器乘波布局优化设计研究. 博士学位论文. 西安: 西北工业大学, 2006
- 8 乐嘉陵. 吸气式高超声速技术研究进展. 西南科技大学学报, 2011, 26: 1–9
- 9 Davis M C, White J T. X-43A flight-test-determined aerodynamic force and moment characteristics at Mach 7.0. *J Spacecraft Rockets*, 2008, 45: 472–484
- 10 Hank J M, Murphy J S, Mutzman R C. The X-51A scramjet engine flight demonstration program. In: 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference Doyton Ohio, 2008. AIAA-2008-2540
- 11 战培国. 美国高超声速天地运输系统新概念. 航空科学技术, 2012, 1: 10–12
- 12 钟萍, 王颖, 陈丽艳. 国外高超声速技术计划回顾与展望. 航空科学技术, 2012, 5: 12–15
- 13 李文杰, 牛文. DARPA披露HTV-2第二次试飞评估结论. 飞航导弹, 2012, 9: 30–32
- 14 陈敬一, 王华. 对近期美国高超声速飞行器飞行试验的分析. 飞航导弹, 2012, 1: 16–20
- 15 赵海洋, 沈雪, 石吴集. 美国高超声速飞行器技术进展分析与启示. 飞航导弹, 2012, 4: 14–20
- 16 牛文, 李文杰. 尖缘“刺破”地球大气层-德国SHEFEX 2试飞成功. 飞航导弹, 2012, 9: 13–18
- 17 钱曙光, 翟佳星. 国外精确打击系统的发展分析. 飞航导弹, 2012, 11: 59–66
- 18 Dolvin D. Hypersonic International Flight Research and Experimentation (HIFiRE): Fundamental science and technology development strategy. In: 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference Doyton Ohio, 2008. AIAA-2008-2581
- 19 葛东明. 临近空间高超声速飞行器鲁棒变增益控制. 博士学位论文. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2011
- 20 孟中杰, 陈凯, 黄攀峰, 等. 高超声速飞行器机体/发动机耦合建模与控制. 宇航学报, 2008, 2: 1509–1514
- 21 李惠峰, 肖进, 张冉. 高超声速飞行器刚体/弹性体耦合动力学建模. 北京航空航天大学学报, 2012, 38: 160–165
- 22 鲍文, 姚照辉. 综合离心力/气动力的升力体高超声速飞行器纵向运动建模研究. 宇航学报, 2009, 30: 128–133
- 23 曲鑫, 李菁菁, 宋勋, 等. 考虑推进和气动弹性影响的高超飞行器的建模与控制. 宇航学报, 2011, 32: 302–309
- 24 杨超, 许赞, 谢长川. 高超声速飞行器气动弹性力学研究综述. 航空学报, 2010, 31: 1–11
- 25 罗世彬. 高超声速飞行器机体/发动机一体化及总体多学科设计优化方法研究. 博士学位论文. 长沙: 国防科技大学, 2004
- 26 张栋, 唐硕, 李世珍. 高超声速飞行器一体化纵向气动特性分析. 飞行力学, 2012, 30: 328–331
- 27 李世斌, 罗世彬, 黄伟, 等. 新型宽速域高超声速飞行器气动特性研究. 固体火箭技术, 2012, 35: 588–592
- 28 周张, 胡凡, 于勇. 基于面元法的栅格翼翼身组合体高超声速气动特性研究. 固体火箭技术, 2012, 35: 442–445
- 29 向锦武, 曾开春, 聂璐. 考虑弹性影响的乘波体飞行动力学特性. 北京航空航天大学学报, 2012, 38: 1–5
- 30 陈予恕, 钟顺, 郭虎伦. 高超声速空间飞行器中若干非线性动力学问题进展. 科学技术与工程, 2012, 12: 6401–6409
- 31 唐硕, 祝强军. 吸气式高超声速飞行器动力学建模研究进展. 力学进展, 2011, 41: 187–200
- 32 符文星, 常晓飞, 李萌萌. 吸气式高超声速飞行器控制系统设计. 哈尔滨工业大学学报, 2012, 44: 144–148
- 33 孙冲, 方群, 王乐. 基于泰勒展开高次项修正的高超声速飞行器动态特性分析方法. 西北工业大学学报, 2011, 29: 927–933
- 34 周军, 周敏, 林鹏. 降低气动非线性的高超飞行器总体优化方法研究. 宇航学报, 2012, 33: 870–875
- 35 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. 控制理论与应用, 2011, 28: 1496–1505
- 36 钟范俊, 王正平. 高超声速巡航下动力耦合的配平设计方法. 西北工业大学学报, 2010, 28: 780–785
- 37 张红梅, 张国山. 求解高超声速飞行器平衡状态的GA-SQP算法. 航空学报, 2012, 33: 138–146
- 38 Zhang Z, Hu J. Stability analysis of a hypersonic vehicle controlled by the characteristic model based adaptive controller. *Sci China Inf Sci*, 2012, 55: 2243–2256
- 39 吴宏鑫, 孟斌. 高超声速飞行器控制研究综述. 力学进展, 2009, 39: 756–765
- 40 江志国, 唐硕, 车竞. 高超声速飞行器操稳性能分析. 飞行力学, 2010, 28: 55–58
- 41 Huang W, Li S B, Liu J, et al. Investigation on high angle of attack characteristics of hypersonic space vehicle. *Sci China Tech Sci*, 2012, 55: 1437–1442
- 42 齐乃明, 宋志国, 秦昌茂. 高超声速飞行器自抗扰PID姿态控制. 弹箭与制导学报, 2010, 30: 66–68
- 43 宋超, 赵国荣, 盖俊峰. 基于非线性干扰观测器的高超声速飞行器反演滑模控制. 系统工程与电子技术, 2012, 34: 1231–1234
- 44 高道祥, 孙增圻, 杜天容. 高超声速飞行器基于Back-stepping的离散控制器设计. 控制与决策, 2009, 24: 459–467
- 45 Xu B, Sun F, Yang C, et al. Adaptive discrete-time controller design with neural network for hypersonic flight vehicle via back-stepping. *Int J Control*, 2011, 84: 1543–1552
- 46 张增辉, 杨凌宇, 申功璋. 高超声速飞行器大包线切换LPV控制方法. 航空学报, 2012, 33: 1706–1716

- 47 尉建利, 于云峰, 闫杰. 高超声速飞行器鲁棒控制方法研究. 宇航学报, 2008, 29: 1526–1530
- 48 姜斌, 赵静, 齐瑞云. 近空间飞行器故障诊断与容错控制的研究进展. 南京航空航天大学学报, 2012, 44: 603–610
- 49 E J Q, Qian C, Liu H, et al. Design of the H_∞ robust control for the piezoelectric actuator based on chaos optimization algorithm. *Aerospace Sci Tech*, 2015, 47: 238–246
- 50 于进勇, 陈洁, 周绍磊, 等. 一类高超声速飞行器自适应容错控制器设计. 中国科学: 信息科学, 2012, 42: 1391–1402
- 51 宋超, 赵国荣, 刘旭. 高超声速飞行器的自适应容错控制. 固体火箭技术, 2012, 35: 593–596
- 52 张收运, 任淑杰, 董龙雷, 等. 乘波体前体/进气道一体化设计研究. 应用力学学报, 2012, 29: 451–457
- 53 甘文彪, 阎超. 高超声速飞行器后体/尾喷管优化设计. 北京航空航天大学学报, 2012, 37: 1440–1445
- 54 高太元, 崔凯, 王秀平, 等. 三维后体/尾喷管一体化构型优化设计及性能分析. 科学通报, 2012, 57: 239–247
- 55 苏二龙, 罗建军, 黄兴李, 等. 考虑气动加热和变截面惯性矩的高超声速飞行器建模与分析. 宇航学报, 2012, 33: 690–697
- 56 龚春林, 谷良贤, 袁建平. 面向飞行器多学科设计优化的主模型技术. 宇航学报, 2009, 30: 914–918
- 57 冯毅, 唐伟, 任建勋, 等. 飞行器参数化几何建模方法研究. 空气动力学报, 2012, 30: 546–550
- 58 甘文彪, 阎超, 耿云飞, 等. 乘波飞行器一体化构型设计. 空气动力学报, 2012, 30: 68–73
- 59 叶友达. 近空间高速飞行器气动特性研究与布局设计优化. 力学进展, 2009, 39: 683–694
- 60 崔尔杰. 近空间飞行器研究发展现状及关键技术问题. 力学进展, 2009, 39: 658–673
- 61 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. In: 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference Bremen Germany, 2009. AIAA-2009-7329
- 62 Whitmer C E, Kelmer A G, Vogel J M, et al. Control centric parametric trade studies for scramjet-powered hypersonic vehicles. In: AIAA Guidance Navigation and Control Conference Toronto Ontario Canada, 2010. AIAA-2010-8283
- 63 Armando A R, Jerrey J D. Control-relevant modeling, analysis, and design for scramjet-powered hypersonic vehicles. In: 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference Bremen Germany, 2009. AIAA-2009-7287

A parametric model for control integrated design of hypersonic vehicles

LIU YanBin¹, CHEN BoYi¹, XIAO DiBo¹, SHEN HaiDong¹ & LU YuPing²

¹ College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

² College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China

Aiming to the complex operation condition and strong coupling dynamic characteristics of hypersonic vehicles, this paper develops a parametric model which is suitable to the control integrated design. First, the necessities and research status of the control integrated design of hypersonic vehicles are discussed. Then, the typical hypersonic waverider shape is geometrically parametrized using the quadratic curve and class/shape function methods. After that, the forces and moments of the hypersonic vehicle are estimated based on the surface element method in combination with the engineering estimation formulas, and the nonlinear dynamic parametrization model is built. Furthermore, the analytical expressions of forces and moments are obtained by means of the sensitive analysis strategies as a result that the complicated nonlinear dynamics model is changed to the iterative design model. Finally, an illustrative example is provided to verify the feasibility of this proposed method, and the according results show that the developed parametrization model enables to meet the requirements of the control integrated design.

hypersonic vehicles, parametric modeling, control integration, iterative design, stability

doi: 10.1360/N092016-00073