

采用改进后的分析方法对飞行器气动性能参数和发动机比冲的预测精度都有所提高。本文基于飞行器/发动机一体化性能分析理论,发展了多参数的优化方法,分别以飞行器升阻比、发动机比冲以及两者的乘积作为优化目标,通过对飞行器/发动机主要构型参数的优化来获得优化目标的最大值。计算结果表明:仅针对单一性能指标进行优化,不能满足飞行器整体性能优化的要求。只有综合考虑飞行器气动与发动机比冲性能,才能获得最优的设计参数。最后,本文对优化前后飞行器表面与发动机的热载荷分布进行了评估,结果显示:优化后的飞行器、发动机热载荷比优化前均有所降低。

编号: CSTAM2015-A35-B0012

高压捕获翼位置设计方法研究

李广利, 崔凯, 肖尧, 徐应洲

(中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室, 北京海淀区 100190)

摘要 高压捕获翼构型是一种合理利用机体/上置翼(简称捕获翼)间的耦合关系提高飞行器升力,进而大幅提高升阻比的高速飞行器新概念构型。基于其设计原理,捕获翼的位置与机体压缩激波和自身二次压缩激波的位置均直接相关,一般难以利用理论方法直接获得。针对这一问题,本文运用均匀实验设计方法在设计空间内获取样本点并利用计算流体力学分析和迭代获得其设计位置,之后通过构造代理模型建立捕获翼位置与设计参数间的模拟映射关系,进而发展了一种捕获翼位置设计的有效方法。在方法研究基础上以锥体-捕获翼组合构型作为实例对其进行验证。结果表明,该方法可在较大设计空间范围内准确判定捕获翼的设计位置。此外,针对这一构型还开展了基于代理模型的设计参数单因素分析。发现在设计空间内,前缘压缩角、来流马赫数、和捕获翼钝化半径等三个关键参数均与捕获翼位置呈单调正比例关系。

编号: CSTAM2015-A35-B0013

拼接式乘波体构型研究和优化

肖尧, 崔凯, 李广利, 徐应洲

(中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190)

摘要 乘波体是目前高超声速飞行器高升阻比构型的研究热点之一。为进一步推动乘波体向实用化阶段迈进,本文从易于控制面集成的角度出发,发展了一种拼接式乘波体设计方法。主要思路为基于基准流场,分段采用前缘/后缘线对乘波体进行定义。其中乘波体中心部分由前缘线定义,外侧部分由尾缘线定义。前缘线外形以提高气动性能为主要目标,尾缘线保持平直可利于控制面集成。在方法研究基础上,进一步提取乘波体的鼻锥点相对位置和尾缘平直段相对长度两个参数作为设计变量,在给定乘波体长宽比为2的条件下,以最大升阻比为目标,结合使用计算流体力学分析、实验设计方法、代理模型方法和遗传算法对乘波体外形进行了初步优化设计,获得了最优构型,并基于优化结果对相关规律进行了分析。结果表明当内侧

段前缘线与对称面夹角大于 45° 时,乘波体升阻比相对较优。相比之下,尾缘平直段相对长度对其性能影响较小。

编号: CSTAM2015-A35-B0014

一种前后缘型线同时可控的乘波体设计方法研究

李永洲^{1,2}, 孙迪³, 张堃元², 张蒙正¹

(1. 中国航天科技集团公司 西安航天动力研究所 西安 710100)

(2. 南京航空航天大学 能源与动力学院 南京 210016)

(3. 中国航天科技集团公司 西安航天动力技术研究所 西安 710025)

摘要 在一体化设计中,为了同时兼顾乘波体的性能和进气道进口流场,需要同时控制乘波体的前后缘捕获型线。本文在马赫数分布可控外锥形基准流场基础上,结合流线追踪技术和混合函数,提出了一种前后缘型线同时可控的乘波体设计方法。采用该设计方法,设计了圆弧形前缘和平直后缘乘波体并进行三维数值计算,结果表明其无粘流场的主要特征与基准流场一致,设计点乘波体特性良好。粘性数值计算结果表明,该乘波体具有较高的容积率,升阻比较高,出口流场更加均匀。以上表明该设计方法可行,进一步提高了乘波体设计的灵活性。

编号: CSTAM2015-A35-B0015

一体化RBCC膨胀循环供给系统

李昊炜, 秦江, 张铎, 鲍文, 于达仁

(哈尔滨工业大学, 哈尔滨市南岗区西大直街92号, 哈尔滨 150001)

摘要 本文针对主火箭引射的RBCC组合推进系统,提出了一体化膨胀循环供给系统初步方案。通过燃料加热裂解试验测得裂解产物组分及分布,采用RK-PR状态方程描述裂解混合物P-V-T关系,并进一步计算焓、熵等热力学参数。在此基础上,对燃料做功能力进行定量计算。结果表明,燃料裂解对其做功能力有很大的提升,在940K, 6MPa条件下,正癸烷裂解产物在膨胀比2时的等焓焓降可达110kJ/kg。进一步对涡轮泵能量平衡进行估算,初步表明火箭引射RBCC采用一体化膨胀循环在理论上是可行的,具有同时满足冷却和供给需求的潜力。

编号: CSTAM2015-A35-B0016

基于图像焓分析法的超燃冲压发动机焓分析

程昆林*, 张铎*, 秦江*, 鲍文*

* (哈尔滨工业大学能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

+ (哈尔滨工业大学基础与交叉科学研究院, 哈尔滨 150001)

摘要 本文基于图像焓分析法,对超燃冲压发动机在巡航马赫数为6的工况下进行了焓分析。通过建立进气道、燃烧室和喷管的零维模型,利用计算出的热力学参数绘制出相应部件的焓损图,验证了图像焓分析法在高超声速推进系统上的可用性。结果表明,燃烧过程的焓损失明显大于其他热力过程,燃烧室中除了存在较大的物理焓损失外还有显著的化学焓损失。因此减少燃烧室的焓损失,特别是提高燃料化学焓的利用率,是提高超燃冲压发动机性能的关键。