

编号: CSTAM2015-A35-B0006

雷诺数对动态气动特性影响的数值模拟研究

何琨, 陈琦, 袁先旭, 陈坚强

(中国空气动力研究与发展中心计算空气动力所, 四川绵阳 621000)

摘要 雷诺数对飞行器静态气动特性的影响已有诸多研究, 但其对飞行器动态气动特性的影响尚未引起足够重视。对于给定的飞行器, 同一马赫数下雷诺数不同, 实际上表征的是飞行高度不同。对于高升阻比临近空间飞行器, 由于减阻的需要, 可用操纵力矩不能过于保守, 此时准确预测飞行器的静、动态气动特性极为重要。由于模拟能力的限制, 地面风洞动导数试验一般难以匹配临近空间飞行器的飞行雷诺数。本文针对一种类 HTV-2 临近空间飞行器, 开展了雷诺数对其动态特性影响的数值模拟研究, 发现了在 30~40km 高度上下, 存在动导数变号的现象, 表明低 Re 数风洞试验数据不能直接应用于高 Re 数飞行气动设计, 并初步探讨了动导数风洞试验数据如何应用于工程实际的外推方法。

编号: CSTAM2015-A35-B0007

国外高超声速研究性飞行试验进展及启示

刘建霞, 丁国昊, 吴东升, 吴颖川, 贺元元

(中国空气动力研究与发展中心高超声速冲压发动机技术重点实验室, 四川绵阳 621000)

摘要 由于飞行速度快、飞行距离远、生存能力强, 可形成远程快速到达、高速精确打击、快速组合发射、远程快速投送等能力, 高超声速飞行器已经成为世界各国竞相发展的战略性装备。然而, 由于对高超声速空气动力学、超声速吸气式推进、飞行控制、高温材料等基础科学问题认识尚不充分, 与之相关的核心技术进展相对缓慢。考虑到高超声速飞行环境的特殊性, 面向其基础科学问题开展常态化、低成本的研究性飞行试验, 促进其与数值模拟、风洞试验等研究手段的充分融合, 从而建立发展高超声速飞行器的基础科学与工程数据库, 深化对高超声速流动机理和规律的认识, 被认为是高超声速飞行器研制的重要发展趋势。基于此, 本文归纳分析了美国、欧盟及德国在高超声速研究性飞行试验方面的相关进展, 总结提出了对我国开展相关工作的几点启示。

编号: CSTAM2015-A35-B0008

高超声速飞行器一体化气动性能预测方法

贺元元, 吴颖川, 贺伟, 张小庆, 刘伟雄, 乐嘉陵

(中国空气动力研究与发展中心超高速空气)

(中国空气动力研究与发展中心高超声速冲压发动机技术重点实验室, 四川绵阳 621000)

摘要 吸气式高超声速飞行器的机体与超燃冲压发动机高度耦合, 使得一体化气动性能预测非常困难, 需要综合分析地面试验和数值计算结果。我们在中国空气动力研究与发展中心的 $\Phi 2.4$ 米脉冲燃烧风洞开展了带动力一体化飞行器试验, 直接测得了飞行器净推力, 采用数值计算进行支架干扰、壁温影响、来流污染凝结影响等修正, 提出了一种基于净推力和机体阻力的飞行器一体化气动性能预

测方法。

编号: CSTAM2015-A35-B0009

RBCC 发动机性能分析模型改进与验证

张时空, 李江, 秦飞, 吕翔, 王奕融

(西北工业大学航天学院航天推进技术系, 西安碑林区 710072)

摘要 为获得具有宽马赫数适用性的 RBCC 发动机性能分析模型。对一维分析模型进行了改进: (1) 考虑凹腔的有效流动截面积; (2) 考虑凹腔对于发动机支板火箭燃气加质的影响; (3) 基于数值模拟和实验数据建立了主火箭出口后压力分布模型。对改进后的模型进行了宽范围精度验证, 验证对象包括模拟来流 3Ma, 5.5Ma 的 RBCC 地面直连试验, 以及国外地面引射试验, 和高马赫数下的超燃冲压发动机试验。验证结果表明, 改进后的模型可用于宽马赫数内的 RBCC 发动机性能预估, 同时模型可以预估高马赫数下的超燃冲压发动机性能。

编号: CSTAM2015-A35-B0010

F12 激波风洞测力技术研究

汪运鹏, 刘云峰, 苑朝凯, 罗长童, 王春, 胡宗民, 韩桂来, 赵伟, 姜宗林

(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 中国科学院力学研究所复现飞行条件高超声速激波风洞 JF12 的落成突破了毫秒级试验时间的瓶颈, 有效试验时间超过 100ms。因此, 对于 JF12 长试验时间激波风洞的测力试验, 基于应变天平技术较为成熟、结构简单等优点, 我们考虑采用传统的应变计天平。但是, 激波风洞来流冲击所带来的惯性力干扰导致天平测力系统产生低频振动, 传统内置应变天平的结构刚度很难保证信号有足够的处理周期, 这大大限制了激波风洞测力模型的尺寸和重量。针对这个难题, 基于 JF12 激波风洞的运行特点及对测力天平刚度特性的特殊要求, 优化设计了应变天平的测力单元结构以适用于这种脉冲动态测力试验, 相应加工制造了大刚度、低干扰、高灵敏度的系列脉冲型应变天平, 结构形式包含了杆式和盒式, 最大载荷(法向力)从 1000N 到 30000N, 以满足不同尺度飞行器的测力试验需求。同时, 我们应用不同尺度的测力模型对研制的脉冲型天平在 JF12 激波风洞进行了一系列动态气动力测量试验, 以进一步评估 JF12 系列脉冲型应变天平的结构特性和测力性能。

编号: CSTAM2015-A35-B0011

吸气式高超声速飞行器/发动机一体化性能的优化研究

黄日富^{1,2}, 仲峰泉^{1,2}

(1 中国科学院力学研究所 高温气体动力学国家重点实验室 北四环西路 15 号, 北京 100190)

(2 中国科学院高超声速科技中心 北京 100190)

摘要 本文在吸气式高超声速飞行器/发动机一体化性能分析理论基础上, 对飞行器头部区域流动的三维效应、舵翼效应等进行了建模, 改进了原有的理论方法。结果表明:

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。