

中的几个重要模拟能力问题,包括变马赫数地面试验能力、实时响应动态试验体系和清洁空气试验能力。对美国近年在这三个方面的关键技术问题和研究进展分别进行了总结与分析,最后是简要总结了作者的体会。

编号: CSTAM2015-A35-B0031

战斗机尾焰红外辐射目标特性最佳天基探测频段分析

丛彬彬, 万田, 樊菁

(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 本文以现役战斗机普遍装备的涡扇发动机尾焰为研究对象,探讨发动机尾喷焰所产生红外辐射的最佳天基探测波段。文章在调研确定发动机出口的基本几何与力学参数的基础上,首先通过数值模拟计算得到飞机飞行过程中的尾喷焰流场,继而使用离散坐标法对所得尾喷焰流场的红外辐射特性进行计算,最后结合尾喷焰红外辐射结果、红外辐射的大气传输特性以及地表红外辐射背景数据,讨论了尾喷焰红外辐射的最佳天基探测频段。

编号: CSTAM2015-A35-B0032

壁面催化效应对高超声速飞行器气动热影响评估

万田, 樊菁

高温气动国家重点实验室, 中国科学院力学研究所

摘要 随着飞行马赫数的增加,飞行器头部附近的空气会在高温下发生离解、电离等化学反应,反应产物会与飞行器壁面发生复合反应,并将部分化学能转化为热能,传递给飞行器外壁,这种现象称为壁面催化效应。壁面催化效应可能导致热防护系统失效,因此,需要对其影响大小进行界定。本文通过数值计算不同来流条件下的头部热流,来评估壁面催化效应对气动热影响大小。首先通过美国 LENS 风洞的一系列地面实验,来校核验证程序。其次,比较不同来流条件下,完全催化、完全非催化和理想气体三种模型计算的热流。结果发现,在部分来流条件下,完全催化壁面热流甚至超过了完全气体,这说明完全气体假设已经不足以作为保守计算方法。最后,通过分析部分催化壁面边界条件,得到热流与催化系数的近似关系式,发现壁面热流增量与催化系数呈非线性关系,较小的催化系数可能导致热流的较大增量。

编号: CSTAM2015-A35-B0033

火星大气环境下探测器静态流场结构分析

吴波佼, 袁先旭, 陈琦, 谢显飞

(中国空气动力研究与发展中心, 四川绵阳 621000)

摘要 对于飞船返回舱等大钝体探测器,其前体的波系、后体的涡流等流场结构对静态气动特性有决定性的影响。在地球大气环境下,已有较多公开研究结果。对于火星大气环境,其密度和组分与地球大气差别较大,大钝体火星探测器的面临着前体激波/边界层干扰以及后体大尺度分离的情况也应有明显区别,此方面的研究尚不充分。本文以“火星科学实验室(MSL)”火星探测器为研究对象,针对探测器在高超声速进入阶段,采用火星大气绕流

模型,数值模拟分析火星大气比热比、马赫数等参数对探测器前后体流场结构及其静态气动特性的影响规律。

编号: CSTAM2015-A35-B0034

气动性能预测研究数据向应用数据转化的探讨

唐小伟

(中国空气动力研究与发展中心超高速空气动力研究所, 四川绵阳 621000)

摘要 飞行器气动性能研究的最终目的在于获得飞行器实际飞行条件下的气动性能参数。在飞行器研发过程中,地面试验研究和计算研究是飞行器气动性能研究的两种重要手段,为了将这些研究手段得到的气动性能研究数据应用于实际飞行环境,对其进行可信度分析是不可回避的步骤。针对飞行器气动性能预测的地面试验研究和计算研究的特点,结合建模与仿真可信度研究中验证和确认两种基本方法,对飞行器气动性能预测的系统建模与仿真相关概念进行了分析;据此引申出由研究数据转化至应用数据的飞行器气动性能预测方法框架。该方法框架涵盖了传统的若干研究方向,包括风洞试验数据不确定度分析、风洞试验数据天地换算、CFD 的验证和确认等,并阐述了在方法框架指引下这些研究方向的一般性研究策略及相互之间的关系。

编号: CSTAM2015-A35-B0035

XX 吸气式高超声速飞行器强制转捩带结构强度计算分析

贺立新, 曾磊, 王安龄, 耿湘人

(中国空气动力研究与发展中心, 四川绵阳 621000)

摘要 本文采用热环境/温度场/应力场耦合分析的方法,分析了斜坡型和钻石型(新)转捩带沿标准弹道飞行条件下,转捩带及附近区域热响应和热应力的变化情况。分析结果表明,在标准弹道条件下,钻石型转捩带的温度和应力计算结果均高于斜坡型转捩带。可见,在能满足飞行器局部强制转捩功能的前提下,斜坡型转捩带的结构可靠性高于钻石型转捩带。同时,计算了试验状态下斜坡形转捩带温度应力的变化历程,并与飞行条件进行了对比。计算结果表明,在给定的试验状态下,试验时间大于 25 秒后转捩带温升可以较好的覆盖飞行试验状态,可达到考核效果。本文研究结果可以为转捩带热匹配性分析提供数据。

编号: CSTAM2015-A35-B0036

空气节流对双模态冲压发动机模态形成与转换影响研究

田野, 杨顺华, 乐嘉陵

(中国空气动力研究与发展中心吸气式高超声速技术研究中心, 四川绵阳 621000)

摘要 空气节流对双模态冲压发动机燃烧室燃烧模态的形成和转换有较大的影响,非定常数值模拟证实了空气节流可以实现双模态冲压发动机燃烧模态转换。在燃烧室入口马赫数 2、静温 656.5K、静压 0.125MPa 条件下,空气节流位置距离发动机入口 575mm 的条件下,无空气节流时,燃烧室下壁面稳焰失败,燃烧模态为超燃;有空气节流时,燃烧室下壁面稳焰成功,燃烧模态为亚燃模态。对