

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, 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: