

CSTAM2014-B01-0190

高超声速、长时间运行推进风洞喷管热载荷分析¹⁾

邢云绯²⁾, 张永江, 仲峰泉, 张新宇

(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: 高超声速飞行器的发动机性能、结构热防护研究均依赖于高超声速、长时间运行推进风洞设备的建立。高超声速推进风洞的关键部件之一是产生高超声速气流的喷管。由于喷管上游气流的高压及高总温(例如, 马赫 6 喷管上游气流总压 5.1 MPa、总温 1660 K, 对应马赫数 6 飞行条件)以及喷管喉道的微小尺寸(几个至几十毫米), 喷管喉道的热防护成为长时间运行风洞的设计难点之一。立足于独立自主发展高超声速、长时间运行推进风洞设备, 对于主喷管热载荷分布特性的相关基础研究非常必要。针对入口参数为马赫数 6、总温 1660 K、总压 5.1 Mpa 的二维、三维喷管以及轴对称喷管的热载荷分布特性的基础性问题开展了研究工作。发展了喷管气动/辐射热载荷的一维分析方法, 获得了不同类型喷管热载荷分布特性。同时对喷管进行二维及三维数值计算。数值计算方法进行了网格无关性的验证, 且与实验结果进行比对。研究将为高超声速、长时间运行推进风洞喷管及其他相关部件的冷却设计提供参考。

关键词: 高超声速推进风洞, 喷管, 气动热载荷, 对流传热

¹⁾ 国家自然科学基金(11202218, 11172309)资助

²⁾ Email: xingyunfei@imech.ac.cn