

飞行器襟翼局部热环境实验研究

余明亮¹, 张业²

¹硕士生, yumingliang@imech.ac.cn

²博士生, zhangye@imech.ac.cn

中国科学院力学研究所流固耦合系统力学重点实验室, 北京, 邮政编码100190

针对高超声速飞行器襟翼模型, 在中国科学院力学研究所 GJF 管风洞开展了气动热试验研究, 试验条件为: 来流马赫数 $Ma=4, 5$, 攻角 $\alpha=0^\circ, 10^\circ$, 舵偏角 $\delta=0^\circ, 10^\circ, 30^\circ$ 。试验采用平板模型, 研究襟翼在不同舵偏角下的热流分布, 给出了襟翼模型迎风面、拐角缝隙和拐角前方平板的热流分布试验结果。试验研究发现, 由于拐角缝隙的存在, 襟翼平板上热流在相同马赫数 Ma 和攻角 α 条件下, 不随舵偏角的改变而变化, 气流在拐角前方没有发生分离。襟翼迎风面上热流在 $\delta=0^\circ$ 和 10° 时, 在 $Ma=4$ 和 5 , $\alpha=0^\circ$ 和 10° 时随到拐角距离变化不明显, 气流没有发生分离, $\delta=30^\circ$ 时, 气流在拐角缝隙入口处发生分离。襟翼缝隙内热流在 $\alpha=0^\circ, \delta=0^\circ$ 和 10° 时较小; $\alpha=0^\circ, \delta=30^\circ$ 时热流在缝隙入口处最大, 进入缝隙后逐渐减小; $\alpha=10^\circ$, 在 3 个不同舵偏角下变化规律相同, 均在缝隙入口处最大, 进入缝隙后逐渐减小。