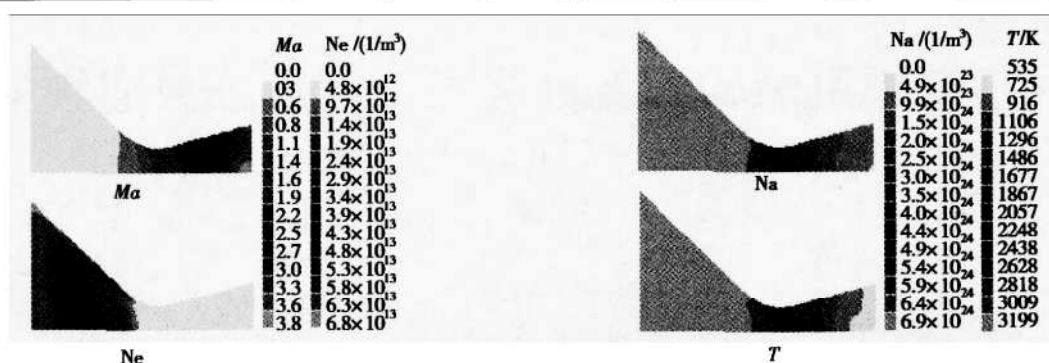


Fig. 4 The calculate result ($p_{in} = 300\text{kPa}$ $p = 400\text{W}$)

(4)增加微波功率时,等离子体中的电子数密度增加。当电子数密度达到临界值时,再增加功率,电子数密度将保持不变,等离子体温度不再增加,将造成能量的浪费。这时应该加大喷管入口压强或者加大气体流量,以使等离子体的生成量增加,提高能量的利用效率。

4 结 论

根据二维中性无粘气体流动的近似因子分解数值模拟方法,耦合热平衡等离子体模型,对微波等离子体在喷管内的二维轴对称复合流动所进行的计算表明:用2.45GHz频率的微波加热气体产生等离子体时,喷管内流动的是弱电离等离子体,微波功率、喷管入口压强对等离子体的温度、中性与带电粒子数密度

都有影响。

参考文献:

- [1] 陈 熙. 高温电离气体的传热与流动[M]. 北京:科学出版社,1993.
- [2] 马铁犹. 计算流体动力学[M]. 北京:北京航空学院出版社,1986.
- [3] 张涵信. 无波动、无自由参数的耗散差分格式[J]. 空气动力学学报,1991,6(2).
- [4] Harten A. ENO schemes with subcell resolution[J]. *J. of Comp. Phys.* 1989, 83:148~184.
- [5] 罗思 J R. 工业等离子体工程[M]. 北京:科学出版社,1998.9.

(编辑:王居信)



2002 年超燃冲压发动机研究进展

(1)在多国合作的 HyShot 计划研制中,2002 年 7 月,超燃冲压发动机飞行器在武麦拉靶场成功地进行了飞行试验,昆士兰大学的研究者成功地实现了超声速燃烧。试验飞行器用一枚两级火箭助推至 330km 的高空,在下降过程中,当飞行器在 $Ma = 7.6$ 飞行时,氢燃料喷入超燃冲压发动机。

(2)由霍普金斯大学应用物理实验室领导的一个协作小组,在 NASA 兰利研究中心的 2.44m 风洞中,进行了普通液体碳氢燃料的、完全一体化的高超声速巡航导弹发动机全尺寸试验,获得了净推力。这种双燃烧室超燃冲压发动机已成为在高超声速飞行验证计划下研制高超声速攻击导弹方案的基础。导弹发动机地面试验的飞行马赫数为 6~6.5,攻角为 0°和 5°。

(3)NASA 领导的 X43A 计划,在继续为下一次非制导的、与载机一体化的超燃冲压发动机验证机的飞行试验作准备。

(4)法国的 MBDA 公司和法国航空航天研究院(ONERA)正指挥两台全尺寸可变几何双模态冲压发动机的试验,一台在 ONERA ($Ma = 2.0 \sim 4.0$),另一台在莫斯科航空学院 ($Ma = 2.0 \sim 7.0$) 试验。

(秦宝元)