

北京航空航天大学 2005 年

硕士研究生入学考试试题

科目代码: 441

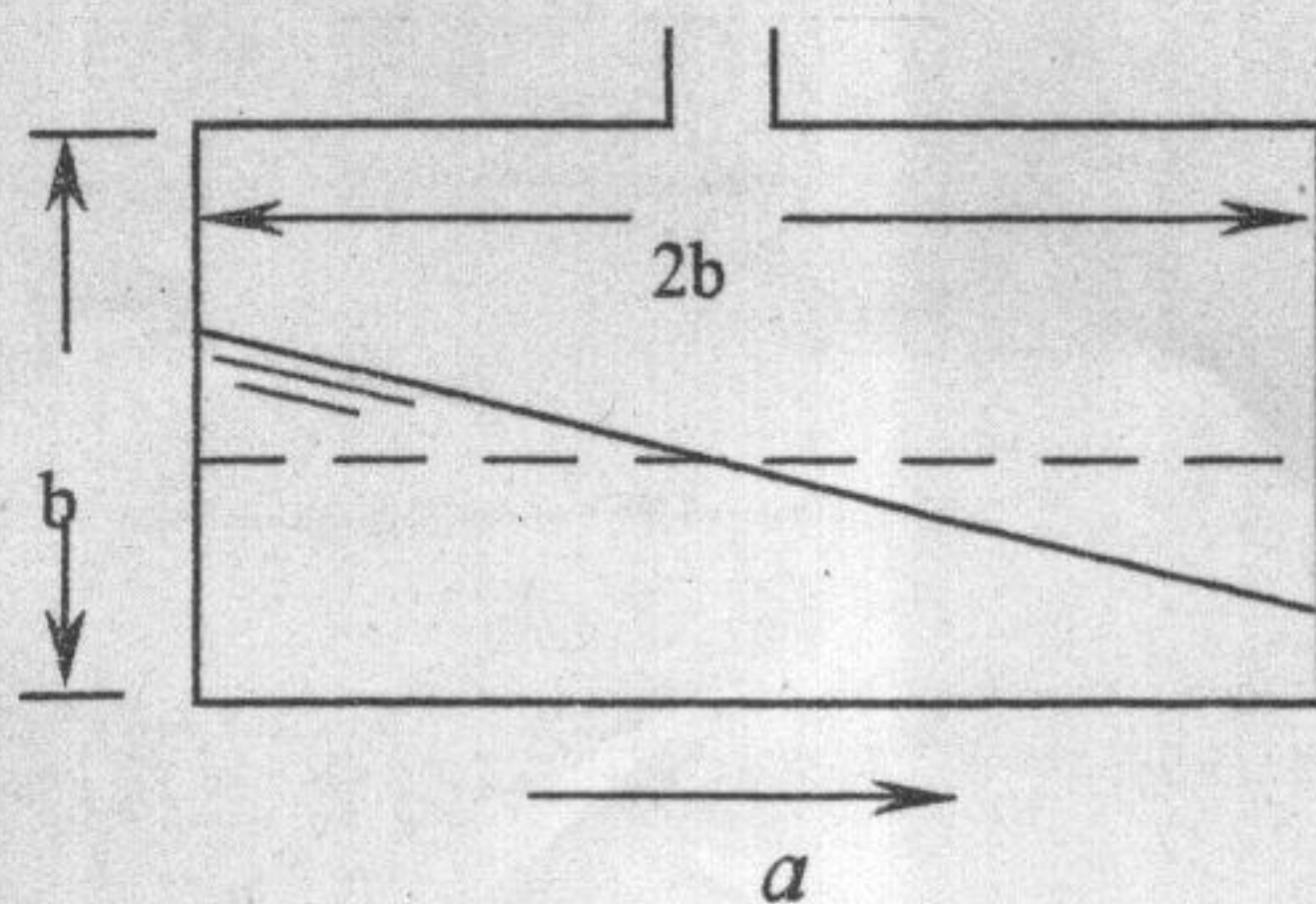
流体力学 (共 3 页)

考生注意: 所有答题务必写在考场提供的答题纸上, 写在本试题单上的答题一律无效 (本题单不参与阅卷)。

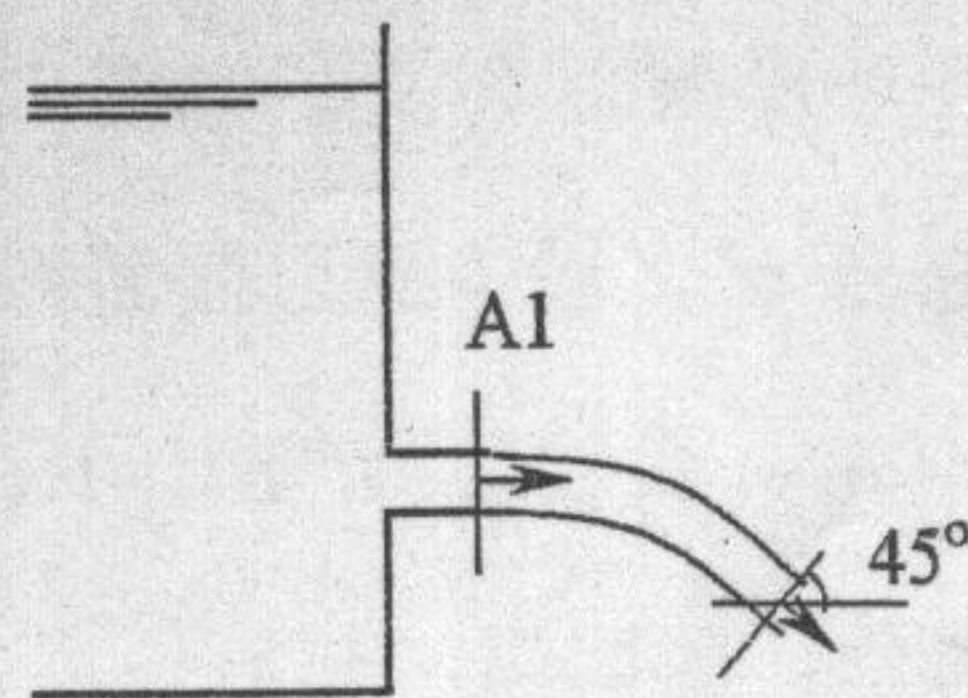
一、(10 分) 已知速度场 $\vec{u} = x^2 y \vec{i} - 3 y \vec{j} + 2 z^2 \vec{k}$, 试确定(3,1,2)处的加速度。

二、(10 分) 已知流体的流动速度为 $\vec{u} = (x+t) \vec{i} + (-y+t) \vec{j}$, 试求 $t=0$ 时过 M (-1,-1) 点的流线。

三、(15 分) 一油箱如题三图所示, 油箱中装有其容积 1/3 的汽油, 飞机以匀加速 a 水平运动, 试求能使汽油自由面达箱底时的加速度值。



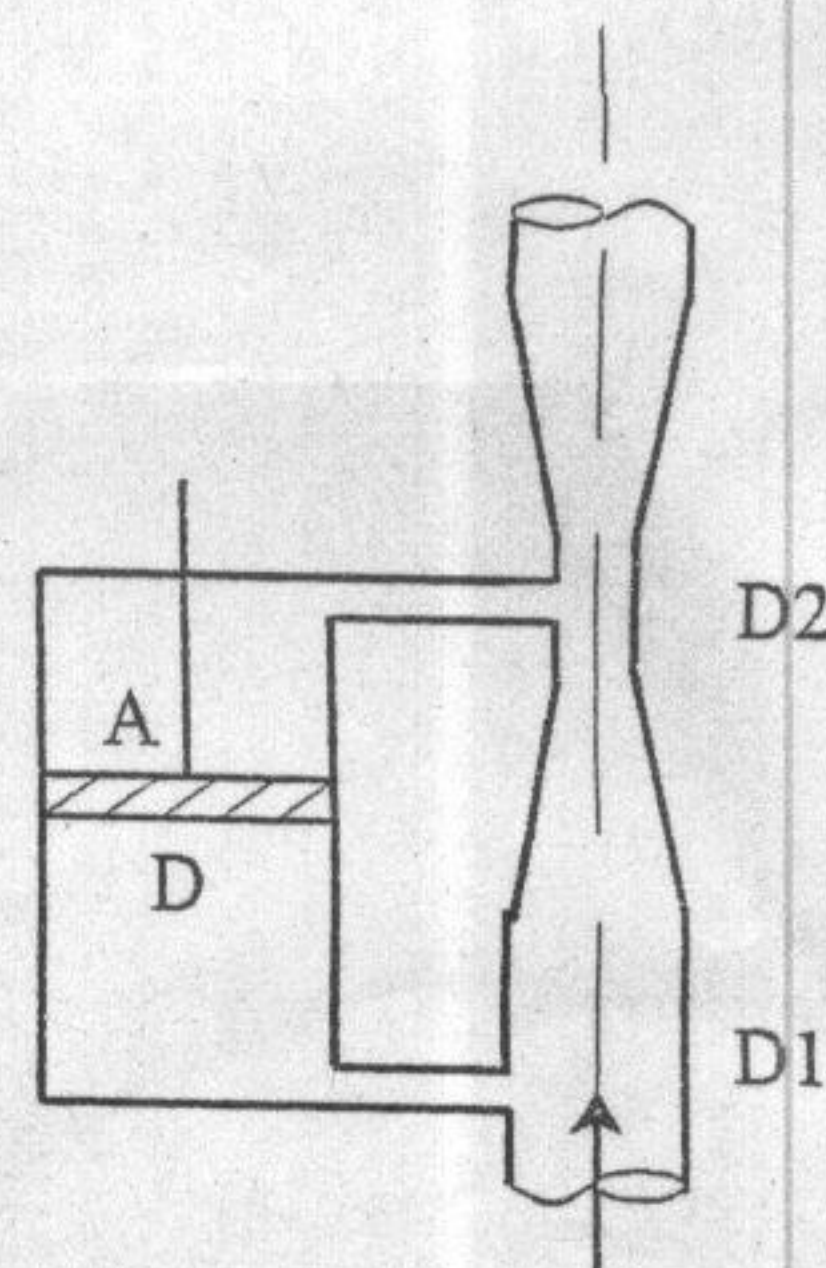
题三图



题四图

四、(15 分) 水流由大容器壁面的孔中沿水平方向流出, 设射流为一维定常流动。由于地球引力作用, 射流向下弯曲, 若已知小孔出口截面积为 A_1 。试求在射流与水平面成 45° 角处, 射流流管的横截面积。

五、(15 分) 一文透里管推动控制机构的活塞 A 上升。已知活塞直径为 D ，自重为 N ，文透里管直径为 D_1 ，喉部直径为 D_2 ，问文透里管中流体体积流量为多大时，可将活塞托起？（忽略流体自重）



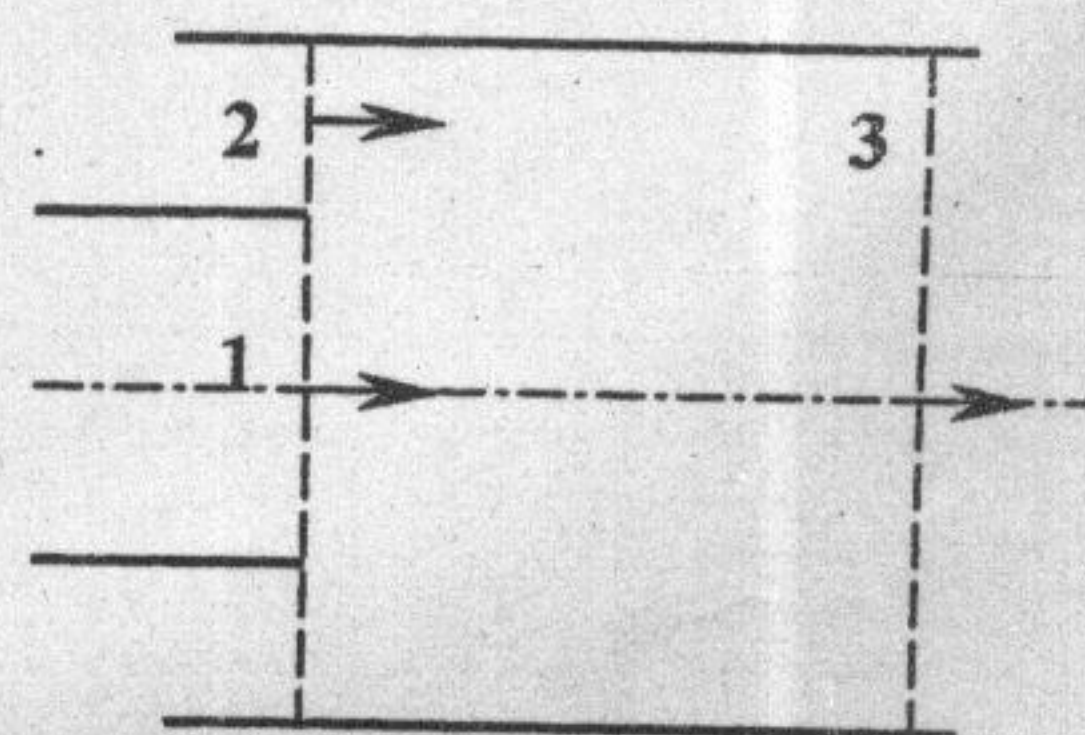
题五图

六、(本题 15 分) 有一高压空气罐通过一个收缩喷管向环境大气喷射空气。根据一维气动理论，当喷管出口从超音速喷气转变为亚音速喷气的瞬间，喷管出口处气流

总压与环境大气压之比为 $p_2^*/p_a = 1.8929$ 。试推导在此刻以前维持超音速喷气的总时间 t 的表达式。已知，罐内空气为完全气体，其比热比为 $k = 1.4$ ，气体常数为 $R = 287.06 \text{ J/(kg} \cdot \text{K)}$ ，流动无损失，罐内和流动的总温和总压是空间均匀的。罐的体积为 V ，罐内的总温为 T^* ，喷气开始时罐内的总压为 p_1^* ，喷管出口面积为 A 。

七、(本题 20 分) 一个亚音速气流轴向掺混器实验如题七图所示。测得入射主流在截面 1 处的总温、总压、流量各为 T_1^* 、 p_1^* 、 \dot{m}_1 。测得掺混后的均匀气流在截面 3 处的

总温、总压、流量各为 T_3^* 、 p_3^* 、 \dot{m}_3 。求入射次流在环形截面 2 处的总温 T_2^* 、速度系数 λ_2 、总压 p_2^* 。图中通道截面积 $A_1 = A_2$ ， $A_1 + A_2 = A_3$ 。设管壁与气流间无摩擦，设

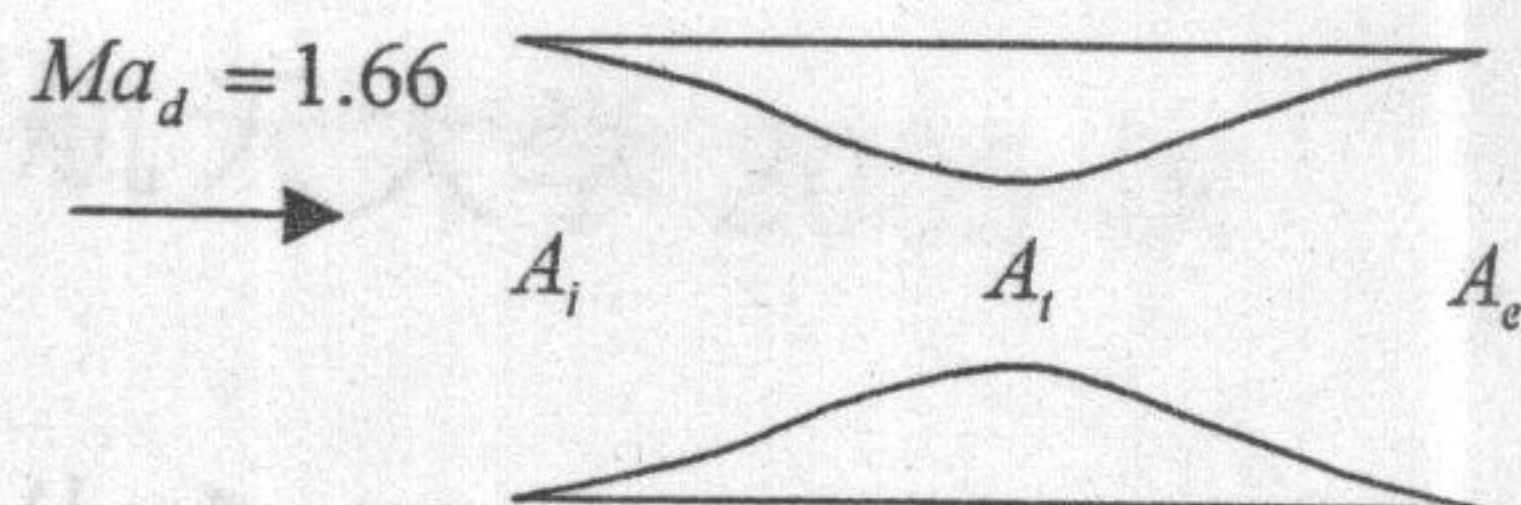


题七图

气流定组分，定比热，并与外界无热交换（在求得气动函数后，不必算出其自变量 λ 的具体值，即免去查表）。

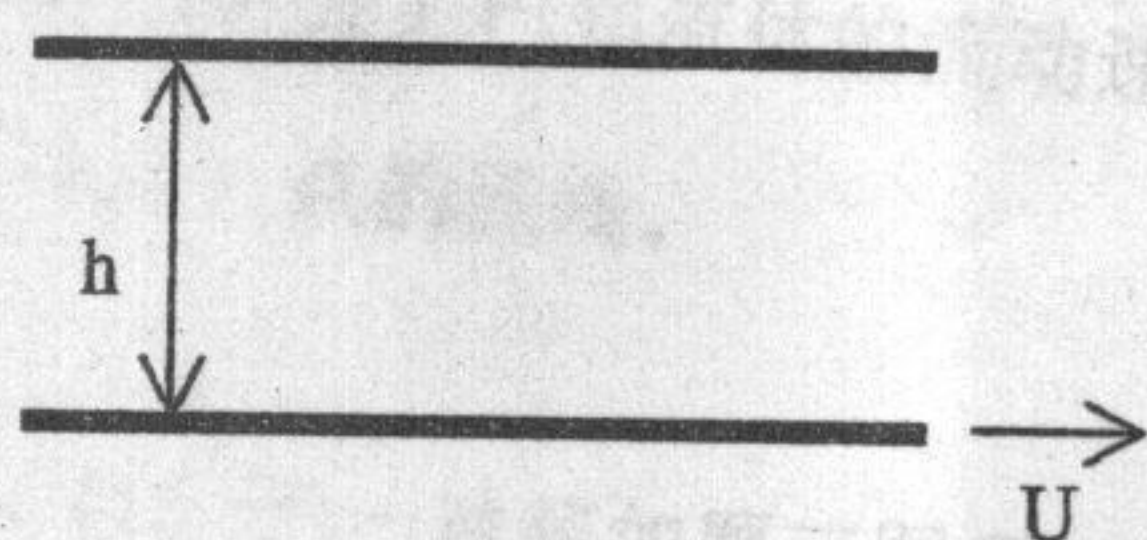
八、(本题 15 分) 题八图示出一几何不可变的内压式超音速进气道。其进口面积为 A_1 ，设计飞行马赫数 Ma_d 为 1.66，喉道面积 A_t 的取值使在设计飞行状态下喉道为音速流动。现为使这个进气道起动，即令进气道吞入其进口前的正激波，采用飞行加速法。问飞行至少加速到多大马赫数 Ma_{start} 时，激波才可吞入？设除激波有总压恢复系数 $\sigma(Ma)$ 以外流动是等熵的。气动函数见下表，不必插值计算。

来流 Ma	$\sigma(Ma)$	$q(Ma)$
1.40	0.9582	0.8969
1.66	0.8720	0.7686
2.12	0.66492	0.53505
2.42	0.53175	0.40852

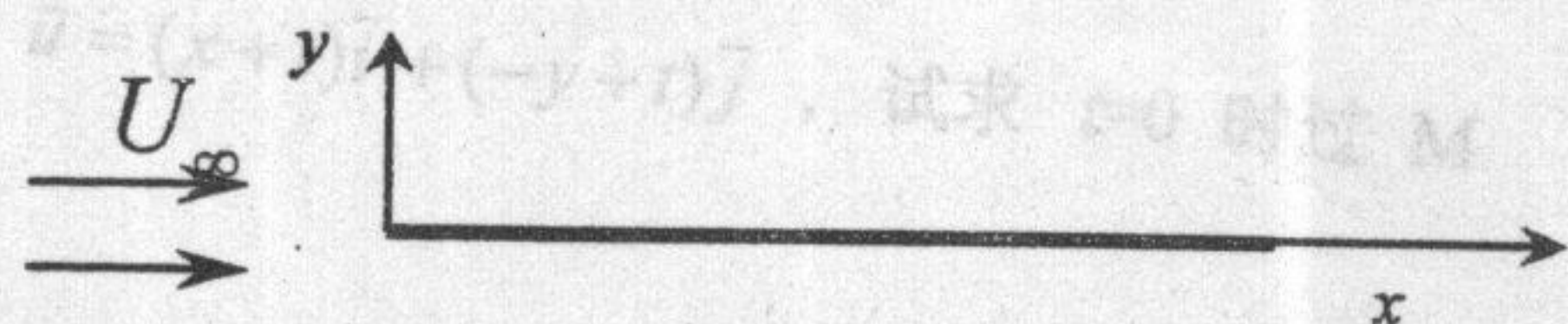


题八图

九. (本题 15 分) 考虑两个平行平板之间的粘性不可压缩流体的运动。设两板为无限平面,间距为 h , 上板不动, 下板以常速 U 沿板向运动。设流向压力梯度为常数, 运动定常, 流体所受外力不计。求 (1) 最大速度, (2) 运动板上的摩擦应力。



题九图



题十图

十. (本题 20 分) 假定半无穷长平板边界层速度分布为:

$$\frac{u}{U_{\infty}} = \frac{3}{2} \left(\frac{y}{\delta} \right) - \frac{1}{2} \left(\frac{y}{\delta} \right)^3$$

计算: $(\delta/x)\sqrt{Rex}$, $(\delta^*/x)\sqrt{Rex}$, $(\delta^{**}/x)\sqrt{Rex}$, $C_f\sqrt{Rex}$

(其中 δ , δ^* , δ^{**} 分别为边界层名义厚度、排挤厚度和动量损失厚度, $Rex = U_{\infty}x/\nu$, x 从平板前缘算起)