一、解释下列名词的含义

1. 气动中心
2. 航迹倾斜角
3. 校正空速
4. 偏航角
5. 相对高度
6. 零升迎角
7. 平均气动弦长
8. 临界马赫数
9. 纵向静稳定度
10. 后掠角

二、简答题

1. 简述飞行控制系统的硬件组成及其功能。
2. 简述空速管（Pitot tube）测量飞行指示空速的工作原理。
3. 若荷兰滚模态的固有频率很小，可以采取哪些措施予以增强？
4. 简述导航、制导与控制的区别与联系。
5. 简述诱导阻力产生原因及其相应的减阻措施。
6. 当飞机滚转静稳定性过强而航向静稳定性过弱时，可能会导致荷兰滚发散，请分析其原因。

三、某飞机的横侧向小扰动方程

其中 β 为侧滑角，r 为偏航角速率，p 为滚转角速率，ϕ 为滚转角，δ_a 为副翼偏角，δ_r 为方向舵偏角。

$$\begin{bmatrix}\dot{\beta}\\ \dot{p}\\ \dot{r}\\ \dot{\phi}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}-0.1786 & 0.0826 & -0.9966 & 0.0977\\ -0.9816 & -1.0912 & 0.3354 & 0\\ 0.2573 & -0.0836 & -0.2203 & 0\\ 0 & 1 & 0.0826 & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\beta\\ p\\ r\\ \phi\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}0.0013 & 0.0375\\ -2.0640 & 0.3278\\ -0.1606 & -0.8128\\ 0 & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\delta_a\\ \delta_r\end{bmatrix}.$$

请根据小扰动线性化方程求该飞机的荷兰滚模态、滚转模态的特征根，并计算荷兰滚模态的阻尼比、自然频率和滚转模态的时间常数。

去掉滚转角 ϕ 后，方程可写为

$$\begin{bmatrix}\dot{\beta}\\ \dot{p}\\ \dot{r}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}-0.1786 & 0.0826 & -0.9966\\ -0.9816 & -1.0912 & 0.3354\\ 0.2573 & -0.0836 & -0.2203\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\beta\\ p\\ r\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}0.0013 & 0.0375\\ -2.0640 & 0.3278\\ -0.1606 & -0.8128\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\delta_a\\ \delta_r\end{bmatrix}.$$

如果飞机的滚转阻尼导数比较大，则飞机的滚转阻尼导数在滚转阻尼模态中起主要作用。在初步分析中，可以认为滚转阻尼作用主要是滚转阻尼力矩所致。在横侧向运动方程中，与滚转角速度相关的方程为（只考虑副翼对滚转角的影响，其他因素忽略）

$$\dot{p}=-1.0912p-2.0640\delta_a.$$

荷兰滚模态的物理成因与短周期运动相仿。如果飞机无滚动，则十分类似。滚动耦合作用是荷兰滚模态难处理的直接因素。在初步简化分析中，可近似认为飞机无滚动，主要分析飞机的偏航特性，即认为偏航和侧向移动不受滚转角速度 p 和滚转角 ϕ 的影响：

$$\begin{bmatrix}\dot{\beta}\\ \dot{p}\\ \dot{r}\\ \dot{\phi}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}-0.1786 & 0 & -0.9966 & 0\\ 0 & -1.0912 & 0 & 0\\ 0.2573 & 0 & -0.2203 & 0\\ 0 & 1 & 0.0826 & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\beta\\ p\\ r\\ \phi\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}0 & 0.0375\\ -2.0640 & 0\\ 0 & -0.8128\\ 0 & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\delta_a\\ \delta_r\end{bmatrix}.$$

进一步写为

$$\begin{bmatrix}\dot{\beta}\\ \dot{r}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}-0.1786 & -0.9966\\ 0.2573 & -0.2203\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\beta\\ r\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}0.0375\\ -0.8128\end{bmatrix}\delta_r,$$

即

$$\dot{\beta}+0.1786\beta=-0.9966r+0.0375\delta_r,$$

$$\dot{r}+0.2203r=-0.2573\beta-0.8128\delta_r.$$

四、已知

速度增量对油门的传递函数为

$$\frac{\Delta\bar{V}}{\Delta\delta_t}=\frac{-X_{\delta_t}s}{s^2+\left[X_V-\frac{M_V}{M_\alpha}(X_\alpha+X_\theta)\right]s+X_\theta\left(Z_V-Z_\alpha\frac{M_V}{M_\alpha}\right)}.$$

迎角对油门的传递函数为

$$\frac{\Delta\alpha}{\Delta\delta_t}=\frac{-X_{\delta_t}\frac{M_V}{M_\alpha}s}{s^2+\left[X_V-\frac{M_V}{M_\alpha}(X_\alpha+X_\theta)\right]s+X_\theta\left(Z_V-Z_\alpha\frac{M_V}{M_\alpha}\right)}.$$

升降舵对油门的传递函数为

$$\frac{\Delta\theta}{\Delta\delta_t}=\frac{\left(\frac{M_V}{M_\alpha}s+Z_\alpha\frac{M_V}{M_\alpha}-Z_V\right)X_{\delta_t}}{s^2+\left[X_V-\frac{M_V}{M_\alpha}(X_\alpha+X_\theta)\right]s+X_\theta\left(Z_V-Z_\alpha\frac{M_V}{M_\alpha}\right)}.$$

为简化书写，记

$$D(s)=s^2+\left[X_V-\frac{M_V}{M_\alpha}(X_\alpha+X_\theta)\right]s+X_\theta\left(Z_V-Z_\alpha\frac{M_V}{M_\alpha}\right),$$

则上述传递函数可简写为

$$\frac{\Delta\bar{V}}{\Delta\delta_t}=\frac{-X_{\delta_t}s}{D(s)},\qquad\frac{\Delta\alpha}{\Delta\delta_t}=\frac{-X_{\delta_t}\frac{M_V}{M_\alpha}s}{D(s)},\qquad\frac{\Delta\theta}{\Delta\delta_t}=\frac{\left(\frac{M_V}{M_\alpha}s+Z_\alpha\frac{M_V}{M_\alpha}-Z_V\right)X_{\delta_t}}{D(s)}.$$

请根据上述传递函数分析在油门杆阶跃输入下飞机速度和姿态的稳态值，解释为什么只推油门不能增大飞机速度。

由终值定理，

$$\Delta\bar{V}(\infty)=\lim_{s\to0}s\cdot\frac{-X_{\delta_t}s}{D(s)}\cdot\frac{1}{s}=0,$$

$$\Delta\alpha(\infty)=0,$$

$$\Delta\theta(\infty)=\frac{\left(Z_\alpha\frac{M_V}{M_\alpha}-Z_V\right)X_{\delta_t}}{X_\theta\left(Z_V-Z_\alpha\frac{M_V}{M_\alpha}\right)}=-\frac{X_{\delta_t}}{X_\theta}.$$

飞机推力和重力对航迹倾角的影响正好相反。如果推力增大，则航迹倾角增大，重力沿航迹方向的分量抵消推力增量。

五、气流坐标系下的飞机动力学方程

飞机飞行速度为 V，飞机质量为 m，升力为 L，阻力为 D，侧力为 Y，推力为 T，飞机迎角为 α，侧滑角为 β，飞机滚转、俯仰、偏航角速度在机体坐标系中的投影分别为 p,q,r。飞机发动机安装角为零。请推导气流坐标系中的飞机动力学方程。

$$\frac{\tilde{\mathrm{d}}\vec{V}_{\mathrm{air}}}{\mathrm{d}t}=\begin{bmatrix}\dot{V}\\0\\0\end{bmatrix}_{\mathrm{wind}}.$$

$$\omega_{\mathrm{air}}=S_{\alpha\beta}\omega_{\mathrm{body}}+\Delta\omega=S_{\alpha\beta}\begin{bmatrix}p\\q\\r\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}-\dot{\alpha}\sin\beta\\-\dot{\alpha}\cos\beta\\\dot{\beta}\end{bmatrix}.$$

$$\vec{F}_{\mathrm{air}}=m\left(\frac{\tilde{\mathrm{d}}\vec{V}_{\mathrm{air}}}{\mathrm{d}t}+\vec{\omega}_{\mathrm{air}}\times\vec{V}_{\mathrm{air}}\right)=m\begin{bmatrix}\dot{V}\\V\dot{\beta}\\V\dot{\alpha}\cos\beta\end{bmatrix}+mS_{\alpha\beta}\begin{bmatrix}p\\q\\r\end{bmatrix}\times\begin{bmatrix}V\\0\\0\end{bmatrix}.$$

其中

$$S_{\alpha\beta}=T_b^a=T_y(-\alpha)T_z(\beta)=\begin{bmatrix}\cos\alpha\cos\beta & \sin\beta & \sin\alpha\cos\beta\\-\cos\alpha\sin\beta & \cos\beta & -\sin\alpha\sin\beta\\-\sin\alpha & 0 & \cos\alpha\end{bmatrix}.$$

力的表达式为

$$\vec{F}_{\mathrm{air}}=S_{\alpha\beta}S_{\psi\theta\phi}\begin{bmatrix}0\\0\\mg\end{bmatrix}_{\mathrm{earth}}+S_{\alpha\beta}\begin{bmatrix}T\\Y\\0\end{bmatrix}_{\mathrm{body}}+\begin{bmatrix}-D\\0\\-L\end{bmatrix}_{\mathrm{air}}.$$

令

$$\begin{bmatrix}G_{xa}\\G_{ya}\\G_{za}\end{bmatrix}=S_{\alpha\beta}S_{\psi\theta\phi}\begin{bmatrix}0\\0\\mg\end{bmatrix}_{\mathrm{earth}},$$

则得到气流坐标系下的飞机动力学方程：

$$\begin{aligned}m\dot{V}&=T\cos\alpha\cos\beta+Y\sin\beta-D+G_{xa},\\mV\dot{\beta}&=-T\cos\alpha\sin\beta+Y\cos\beta-mV(-p\sin\alpha+r\cos\alpha)+G_{ya},\end{aligned}$$

$$mV\cos\beta\,\dot{\alpha} = -T\sin\alpha - L$$
$$+ mV(-p\cos\alpha\sin\beta + q\cos\beta - r\sin\alpha\sin\beta) + G_{za}.$$

以上三式分别称为切向力方程、侧力方程和法向力方程。