

高等学校教学用书

飞机空气动力学

上册

И. В. 奥斯道斯拉夫斯基著



国防工业出版社

高等学校教学用书

飞机空气动力学

上册

将飞机当作质点的动力学

И. В. 奥斯道斯拉夫斯基著

余驥龙、华人杰译



国防工业出版社

內 容 簡 介

本书是根据苏联国防工业出版社出版的奥斯道斯拉夫斯基 (И. В. Остославский) 所著“飞机空气动力学”(Аэродинамика самолета) 1957年版譯出, 并分上下两分册出版。原书經苏联高等教育部审定为航空高等学校教科书。书中的笔誤, 在翻譯过程中作了校正。

书中闡明了飞机运动的研究方法和計算方法的基础, 也就是飞机空气动力計算方法, 飞机俯仰稳定性、橫側稳定性以及操纵性等計算方法的基础。

在上册中(原书上篇), 說明飞机在假定为已知的外力作用下的定常运动和非定常运动的研究方法。

在下册中(原书下篇), 叙述飞机稳定性和操纵性的研究方法。其中特別注意了具有后退机翼和噴气发动机的高速飞机。

本书是按照“飞机空气力学”和“飞机稳定性, 操纵性和机动性”两課程的教学大綱編写, 并供航空学院学生之用, 但对航空工业部門中工作的工程师而言, 可能也是很有益处的。

苏联 И. В. Остославский: “Аэродинамика самолета” (Оборонгиз
1957 年第一版)

*

国防工业出版社出版

北京市书刊出版业营业許可証出字第 074 号

国防工业出版社印刷厂印刷

新华书店科技发行所发行 各地新华书店經售

*

850×1168 $\frac{1}{32}$ 印張 7 $\frac{11}{16}$ 197 千字

1958 年 12 月第一版

1961 年 12 月第四次印刷

印数: 5,191—5,790 册 定价: (10-5) 1.05 元

統一书号: 15034·261

目 录

作者序	5
本書采用的符号	7
緒 論	15
第一章 定义。将飞机当作質点的运动方程	23
1. 定义和主要說明	23
2. 标准大气	25
3. 坐标軸系	29
4. 将飞机当作質点在一般情况下的运动方程	32
5. 运动方程的解法。飞机的空气动力計算	36
第二章 飞机空气动力計算所需的原始数据	39
1. 飞机的阻力。極綫的解析式	39
2. 机翼的阻力系数和 $\sigma_{\max}$ 的計算 ($M < M_{\text{кр}}$)	43
3. 机翼阻力和極綫的計算 ($M > M_{\text{кр}}$)	47
4. 飞机无升力部分的阻力計算	52
5. 安装在飞机上的发动机的拉力的决定	62
第三章 按儒柯夫斯基方法(拉力法)的飞机空气动力計算	74
1. 儒柯夫斯基型拉力法	74
2. 空气压縮性严重影响飞机極綫情况下的拉力法	82
3. 飞机上升时动能改变的計及	84
4. 簡單拉力法	88
5. 在需要拉力和可用拉力曲綫網上的飞行状态	92
6. 按拉力法的空气动力計算例子	94
第四章 按功率法的空气动力計算。	
其他的空气动力計算方法	103
1. 功率法	103
2. 功率圖的分析	107
3. 对于渦輪噴气飞机的轉速法	113

4. 大气条件与标准条件的差异对涡轮喷气飞机最大速度的影响	119
5. 空气动力计算的近似方法	125
第五章 航程和续航时间	134
1. 定义。公里和小时燃料消耗量	134
2. 涡轮喷气飞机的航程和续航时间的计算	138
3. 涡轮喷气飞机活动半径的计算数值例题	151
4. 螺旋桨飞机的航程和续航时间的计算	157
5. 在有风情况下的航程计算	161
6. 利用空中加油飞机航程的增加	164
第六章 飞机在垂直平面内的机动飞行	169
1. 飞机在水平飞行中的加速和减速	169
2. 飞机的水平加速性	173
3. 飞机的下滑	177
4. 飞机的俯冲	179
5. 飞机进入俯冲和改出俯冲	183
6. 急跃升	186
7. 聂斯切洛夫斤斗	191
第七章 飞机在水平面内的机动飞行。空间机动飞行概念	196
1. 飞机的正确盘旋	196
2. 非定常(加力)盘旋	204
3. 带倾斜和侧滑的盘旋	210
4. 战斗转弯。其他的空间机动飞行	214
第八章 飞机的起飞着陆性能	222
1. 起飞滑跑的计算	222
2. 飞机起飞距离的计算	229
3. 着陆距离的计算。着陆速度	237

作者序

飞机空气动力学所討論的問題牽涉到飞机运动軌迹的研究，作用于飞机各外力矩的研究和各种不同的过渡飞行状态的研究。这些問題也就是“飞机空气力学^①”和“飞机稳定性、操縱性和机动性”这两門密切联系的課程所研究的对象。

作者在莫斯科航空学院多年的教学工作經驗証明，关于飞机定常运动和非定常运动的空气动力計算問題、以及飞机俯仰和橫側稳定性和操縱性問題，应当根据它們之間的相互关系，按照一定的次序加以闡述；所有这些問題的叙述方法必須是統一的。

因此必需有一本能把上述各种問題加以綜合討論的教科書，本書正是为編写一本滿足这些要求的教科書而作的一次嘗試。

本書的內容分为两部分。在上篇“将飞机当作質点的动力学”中，把飞机当作在假定为已知的外力作用下的質点来研究它的运动。

在下篇“将飞机当作質点系的动力学”中，討論使飞机实现这种或那种运动时，如何得到所需空气动力的方法，以及飞机的稳定性和操縱性問題。

課程內容在这样的次序下由較簡單的問題逐漸轉到較复杂的問題，但前后仍是密切联系的。

編写这本教科書时，曾用到作者先后与基托夫(В. М. Титов)及卡拉巧夫(Г. С. Калачев)合著的“飞机空气动力計算”和“飞机俯仰稳定性与操縱性”两書^②的材料，也有一部分取材于倍什

① 飞机空气力学 (Аэромеханика, самолета) 所研究的对象是飞机的飞行及其飞行性能的計算方法。——譯者注

② 这两本書在高等教育出版社均有中譯本。俯仰稳定性过去譯为縱向稳定性。——譯者注

諾夫 (В. С. Пышнов) 所著的“飞机空气动力学”和其它一些文献。取自前两本书的内容在頗大程度內都會按照那些問題最近的情况加以修改和补充。研究飞机机动性能的两章 (上篇的第六及第七章), 和研究飞机的橫側稳定性和操縱性以及飞机在地面运动时的稳定性的各章 (下篇的第八、第九、第十及第十一章), 是著者初次編写的。

除了研究飞机空气动力学問題所絕對必需的知識外, 書中还載有当进一步深入鑽研本書所討論的問題时可能是很有用的材料。这些材料学生們在課程設計和畢業設計中以及工程师們在航空工厂設計部門中都是可能要用到的。

超出教学大綱所規定的最低范围的补充材料, 均用小号字排印。

倍什諾夫、斯特拉席瓦雅 (И. В. Стражевая) 和特卡欽柯 (Я. Е. Ткаченко) 同志曾校閱本書原稿, 并提出許多寶貴的意見, 又卡拉巧夫亦曾校閱本書个别章节的原稿, 著者謹向他們表示感謝。

有关本書的批評和意見, 請寄: Москва, И-51, Петровка, 24, Оборонгиз, 作者在此謹預致謝意。

本書采用的符号

g ——重力加速度 ($g = 9.81$ 公尺/秒²);

ρ ——空气的质量密度;

ρ_0 ——空气在地面上的质量密度 (在标准大气条件下 $\rho_0 = 0.125$ 公斤秒²/公尺⁴);

$\Delta = \frac{\rho}{\rho_0}$ ——空气的相对密度;

H ——飞行高度;

p ——周围空气的压力;

p_0 ——空气在滞流内 (在速度等于零那点上) 的压力;

a ——音速 (在标准大气条件下在地面上 $a = 340$ 公尺/秒);

t° ——用 $^\circ\text{C}$ 表示的周围空气温度 (在标准大气条件下在地面上 $t_0 = +15^\circ$);

T° ——空气的绝对温度 (在标准大气条件下在地面上 $T_0 = 288^\circ$);

μ ——空气的粘性系数;

$\nu = \frac{\mu}{\rho}$ ——空气的运动粘性系数 (在标准大气条件下在地面上 $\nu = 1.457 \times 10^{-5}$ 公尺²/秒);

V ——飞行速度 (空气流对飞机的速度);

$V_i = \sqrt{\Delta V}$ ——指示速度;

$q = \frac{\rho V^2}{2}$ ——气流的速度头;

p_∞ ——在飞机前面很远的空气压力 (在未扰动的气流中);

$\frac{p - p_\infty}{q}$ ——压力系数;

$M = \frac{V}{a}$ ——M数 (飞行速度与未扰动气流的音速之比)——按照空气压缩性的相似准则;

$M_{\text{кр}}$ ——临界M数, 在此数下飞机表面的某点上的局部速度与局部音速相等;

$R = \frac{VL}{\nu}$ ——雷诺数——按照空气粘性的相似准则 (L ——特征长度, 对于机翼可取为平均空气动力弦 (CAX) 的长度, 对于机身可取为机身的长度等等);

w ——风速;

$\Gamma = \oint V ds$ ——沿封閉周边的速度环量;

V_x ——飞行速度在水平面內的投影;

V_y ——飞行速度在垂直面內的投影;

$V_{\max}$ ——定常水平飞行的最大速度;

$V_{\text{отр}}$ ——飞机的离地速度 (飞机当离开地面时的速度);

$V_{\text{наб}}$ ——飞机上升时沿航迹的速度;

$V_{\min}$ ——水平飞行的最小速度;

$V_{\text{пад}}$ ——飞机下滑时的速度;

$V_{\text{пос}}$ ——着陆速度 (飞机在机輪剛与地面接触时的速度);

$V_{\text{кр}}$ ——飞机的巡航速度;

$V_{\text{г. о}}$ ——在水平尾翼区域內的气流速度;

$V_{\text{в. о}}$ ——在垂直尾翼区域內的气流速度 (实际上 $V_{\text{г. о}} \approx V_{\text{в. о}}$);

$k = \frac{V_{\text{г. о}}^2}{V^2}$ ——在平尾附近的滞流系数;

ω ——飞机的旋轉角速度;

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$ ——角速度矢在固定于飞机的坐标軸上的投影;

$\bar{\omega}_x = \frac{\omega_x l}{2V}$; $\bar{\omega}_y = \frac{\omega_y l}{2V}$; $\bar{\omega}_z = \frac{\omega_z b_A}{V}$ ——角速度沿軸 Ox_1 , Oy_1 和 Oz_1 的无因次分量 (l ——翼展, b_A ——平均空气动力弦);

α ——迎角 (飞行速度矢在飞机对称面上的投影与翼弦之間的角度);

α_0 ——零升力迎角 (当 $c_y = 0$ 时的迎角);

β ——側滑角 (飞行速度矢与飞机对称面之間的角度);

Θ ——飞行速度矢与水平面之間的角度 (对地平綫的航迹傾斜角);

ψ_c ——航迹偏轉角 (速度矢在水平面上的投影与选作原始方向的某一方向之間的角度);

γ_c ——在速度坐标軸系中的傾斜角 (垂直于速度矢的 Oy_c 軸与包含有速度矢 V 的垂直面之間的角度);

ϑ ——飞机的俯仰角 (飞机縱軸綫翼弦与水平面之間的角度);

γ ——飞机傾斜角 (飞机对称面与包含有飞机縱軸的垂直面之間的角度); 当角度 α 和 β 不太时近似地 $\gamma \approx \gamma_c$;

ψ ——偏航角 (飞机縱軸在水平面上的投影与在水平面內选作原始方向的某一方向之間的角度);

S ——机翼面积;

l ——机翼展;

b ——机翼弦(切面的);

$b_{\text{корн}}$ ——翼根弦(在飞机对称面内的翼弦);

$b_{\text{конц}}$ ——翼梢弦;

b_A ——平均空气动力弦(CAX);

$\lambda = \frac{l^2}{S}$ ——机翼的展弦比;

$\lambda_{\text{эф}}$ ——机翼(飞机)的有效展弦比;

$\eta = \frac{b_{\text{корн}}}{b_{\text{конц}}}$ ——机翼的根梢比;

$\bar{c}$ ——翼剖面的相对厚度;

χ ——机翼的后退角(焦线在包含翼根弦并与飞机对称面垂直的平面上的投影与垂直于飞机对称面的垂线之间的角度);

ψ° ——机翼的上(下)反角(焦线在垂直于翼根弦的平面上的投影与垂直于飞机对称面的垂线之间的角度);

l_{Φ} ——机身长度;

b_{Φ} ——机身宽度(最大的);

h_{Φ} ——机身高度(最高的);

S_{Φ} ——机身最大切面的面积;

F_{Φ} ——机身受气流冲洗的面积;

$\lambda_{\Phi} = \frac{l_{\Phi}}{\sqrt{\frac{4}{\pi} S_{\Phi}}}$ ——机身的长宽比;

x_{Φ} ——飞机重心距机头的距离;

$S_{\Gamma. o}$ ——水平尾翼的面积;

$\bar{S}_{\Gamma. o} = \frac{S_{\Gamma. o}}{S}$ ——水平尾翼的相对面积;

$\bar{S}_{\text{В. o}} = \frac{S_{\text{В. o}}}{S}$ ——垂直尾翼的相对面积;

$S_{\text{В}}$ ——升降舵的面积;

$\bar{S}_{\text{В}} = \frac{S_{\text{В}}}{S_{\Gamma. o}}$ ——升降舵的相对面积;

$S_{\text{Н}}$ ——方向舵的面积;

$\bar{S}_{\text{Н}} = \frac{S_{\text{Н}}}{S_{\text{В. o}}}$ ——方向舵的相对面积;

$S_{\text{о}}$ ——副翼的面积;

$S_{\text{о. o}}$ ——副翼占据的面积(安置副翼那部分的机翼面积);

$L_{\Gamma. o}$ ——水平尾翼的面积臂(由飞机重心至升降舵枢轴的距离);

$\bar{L}_{\Gamma. o} = \frac{L_{\Gamma. o}}{b_A}$ ——水平尾翼的相对臂长;

$l_{\text{в.о}}$ ——垂直尾翼的面积臂（由飞机重心至方向舵枢轴的距离）；

$\bar{l}_{\text{в.о}} = \frac{l_{\text{в.о}}}{l}$ ——垂直尾翼的相对臂长；

$l_{\text{о}}$ ——副翼长度中点之间的距离；

$S_{\text{оак}}$ ——襟翼面积；

$S_{\text{о.оак}}$ ——襟翼的占据面积（安置襟翼那部分的机翼面积）；

$b_{\text{оак}}$ ——襟翼弦；

$S_{\text{о.к}}$ ——轴向补偿的面积；

$S_{\text{ск}}$ ——随动补偿的面积；

$S_{\text{т}}$ ——调整片的面积；

$\delta_{\text{в}}$ ——升降舵的偏度；

$\delta_{\text{н}}$ ——方向舵的偏度；

$\delta_{\text{о}}$ ——副翼的偏度；

$\delta_{\text{оак}}$ ——襟翼的偏度；

τ ——调整片的偏度；

φ ——水平尾翼的安装角（在水平尾翼弦与机翼弦之间的角度）；

$n_{\text{в}} = \frac{\delta_{\text{в}}}{\alpha_{\text{г.о}}} \frac{c_{y_{\text{г.о}}}}{c_{y_{\text{г.о}}}}$ ——升降舵的效用系数；

$n_{\text{н}} = \frac{\delta_{\text{н}}}{\beta} \frac{c_{z_{\text{в.о}}}}{c_{z_{\text{в.о}}}}$ ——方向舵的效用系数；

$n_{\text{о}} = \frac{\delta_{\text{о}}}{\alpha} \frac{c_{y_{\text{оеч}}}}{c_{y_{\text{оеч}}}}$ ——副翼的效用系数；

$\alpha_{\text{г.о}} = \frac{\alpha_{\text{г.о}}}{c_{y_{\text{г.о}}}}$ —— $c_{y_{\text{г.о}}}$ 对 $\alpha_{\text{г.о}}$ 的导数；

$\alpha_{\text{в.о}} = -\frac{\beta}{c_{z_{\text{в.о}}}}$ —— $c_{z_{\text{в.о}}}$ 对 β 的导数，取相反的符号；

m ——飞机的质量；

G ——飞机的重量；

$G_{\text{топ}}$ ——飞机上的总燃料重量；

$G_{\text{топ.р}}$ ——飞机上的燃料可用储备；

G_0 ——飞机在开始飞行时的重量；

G_1 ——飞机在飞行終了时的重量；

$G_{\text{н}}$ ——在飞行中可投载荷的重量；

$G_{\text{ср}}$ ——飞机在飞行时期内的平均重量；

$I_{x_1}, I_{y_1}, I_{z_1}$ ——分别对固定于飞机的坐标轴 Ox_1, Oy_1, Oz_1 的惯矩；

I_{xy} ——飞机的离心惯矩;

$\bar{r}_z = \sqrt{\frac{I_z}{mb_A^2}}$ ——飞机对轴 Oz_1 的无因次惯性半径;

$\bar{r}_x = \sqrt{\frac{4I_x}{mI^2}}$ 和 $\bar{r}_y = \sqrt{\frac{4I_y}{mI^2}}$ ——飞机分别对轴 Ox_1 和 Oy_1 的无因次惯性半径;

$\bar{r}_{xy} = \sqrt{\frac{4I_{xy}}{mI^2}}$ ——表征离心惯性数值的假定无因次量;

R ——作用于飞机的总空气动力;

Y ——升力;

Q ——阻力;

Z ——侧力;

Y_1 ——与翼弦垂直的总升力分量;

X_1 ——空气动力的切向分量;

P ——安装于飞机上的发动机的拉力;

$c_R = \frac{R}{Sq}$ ——总空气动力系数;

$c_y = \frac{Y}{Sq}$ ——升力系数;

$c_x = \frac{Q}{Sq}$ ——阻力系数;

$c_z = \frac{Z}{Sq}$ ——侧力系数;

$c_{y_1} = \frac{Y_1}{Sq}$ ——法向力系数;

$c_{x_1} = \frac{X_1}{Sq}$ ——切向力系数;

$c_G = \frac{G}{Sq}$ ——重力系数;

$c_p = \frac{P}{Sq}$ ——拉力系数;

φ ——在发动机轴与翼弦之间的角度;

x_a ——机翼压力中心至前缘的距离;

$\bar{x}_a = \frac{x_a}{b}$ ——压力中心的无因次坐标;

x_F ——焦点至机翼前缘的距离;

$\bar{x}_F = \frac{x_F}{b}$ ——焦点的无因次坐标;

x_T ——飞机重心至机翼前缘的距离;

$\bar{x}_T = \frac{x_T}{b}$ ——飞机重心的无因次坐标（与弦平行）；

y_T ——飞机重心距翼弦的坐标，沿弦的垂线测量；

$\bar{y}_T = \frac{y_T}{b}$ ——飞机重心的无因次纵坐标；

c_{x0} —— $c_y = 0$ 时的阻力系数；

c_{xp} ——机翼的翼型阻力系数；

Q_i ——诱导阻力；

T_i ——诱导功率，单位为公斤公尺/秒；

N_i ——诱导功率，单位为马力；

c_{xi} ——诱导阻力系数；

c_{xb} ——波阻系数；

$c_{y_{\max}}$ ——最大升力系数；

c_{m0} —— $c_y = 0$ 时的翼型阻力系数；

c_f ——平板的摩擦系数；

$K = \frac{Y}{Q}$ ——飞机（机翼）的升阻比；

$K_{\max}$ ——最大升阻比；

M_x, M_y, M_z ——分别对轴 Ox_1, Oy_1, Oz_1 的空气动力矩；

$m_x = \frac{M_x}{qSl}, m_y = \frac{M_y}{qSl}, m_z = \frac{M_z}{qSb_A}$ ——分别对轴 Ox_1, Oy_1, Oz_1 的空气动力矩系数；

$m_z^c = \frac{\partial m_z}{\partial c_y}$ ——按过载的俯仰静稳定度；

$\frac{\partial m_z}{\partial c_y}$ ——按速度的俯仰静稳定度；

$m_x^\beta = \frac{\partial m_x}{\partial \beta}$ ——倾斜静稳定度；

$m_y^\beta = \frac{\partial m_y}{\partial \beta}$ ——方向静稳定度；

$M_{\text{ш}}$ ——枢轴力矩（作用于舵面的空气动力对此舵的旋转轴的力矩）；

$P_{\text{в}}$ ——在升降舵驾驶杆上的力；

$P_{\text{н}}$ ——在操纵方向舵的脚踏上的力；

$P_{\text{с}}$ ——在副翼驾驶杆上的力；

$m_{\text{ш}} = \frac{M_{\text{ш}}}{qS_p b_p}$ ——枢轴力矩系数（ S_p ——舵面的面积， b_p ——舵面的弦）；

$P_0, P_{\text{нр}}$ ——在升降舵驾驶杆上分别由于配重和弹簧所引起的力；

δ_p ——駕駛杆的偏度;

x_p ——駕駛杆的綫位移;

y_p ——拉力对飞机重心的力臂;

$n_y = \frac{Y}{G}$, $n_z = \frac{Z}{G}$ ——沿固定于飞机的軸 Oy_1 和 Oz_1 的过载分量;

ϵ ——尾翼的洗流角;

$\epsilon_{\kappa p}$ ——由机翼引起的洗流角;

ϵ_B ——由螺旋桨引起的洗流角;

ϵ_Φ ——由机身引起的洗流角;

T ——飞机在扰动中的振动周期;

t_2 ——在扰动中振幅衰减一半的时间;

ψ, φ ——自动駕駛的傳遞数;

$L_{\text{разб}}$ ——起飞时的滑跑距离;

$L_{\text{взл}}$ ——起飞距离的長度;

$L_{\text{проб}}$ ——着陆时的滑跑距离;

$L_{\text{нос}}$ ——着陆距离的長度;

t ——飞机上升到高度 H 的时间;

H_T ——飞机的理論升限 (当 $V_y=0$ 时);

H_{np} ——飞机的实用升限 (当 $V_y=5$ 公尺/秒时);

q_k ——燃料在 1 公里路程上的消耗量 (公里燃料消耗量);

q_a ——燃料在 1 飞行小时内的消耗量 (小时燃料消耗量);

L ——航程;

T ——續航時間;

R ——飞机的活动半徑;

r ——盘旋半徑;

$T_{\text{вуп}}$ ——完成盘旋的时间 (当航迹偏轉到角度 $=360^\circ$ 时);

N ——發动机功率;

n_c ——螺旋桨在 1 秒鐘內的轉数;

C_e ——燃料消耗率;

$n_{np} = n \sqrt{\frac{T_0}{T}}$ ——折算轉数 (对于渦輪噴气發动机);

$P_{np} = P \frac{p_0}{p}$ ——折算拉力 (对于渦輪噴气發动机);

R ——螺旋桨半徑;

$D=2R$ ——螺旋桨直径；

φ° ——桨叶安装角（量于半径 $r=0.75R$ 处）；

i ——发动机数；

$\alpha = \frac{P}{\rho n_c^3 D^4}$ ——螺旋桨的拉力系数；

$\beta = \frac{75N}{\rho n_c^3 D^5}$ ——螺旋桨的功率系数；

$\lambda = \frac{V}{n_c D}$ ——螺旋桨的工作状态（进距）；

$\eta = \frac{\alpha}{\beta} \lambda$ ——螺旋桨的效率；

$F = \frac{\pi D^4}{4}$ ——螺旋桨的激动面积；

$B = \frac{P}{qF}$ ——螺旋桨的载荷系数；

$U = \pi n_c D$ ——螺旋桨的圆周速度；

P_y ——安装在飞机上的加速器的拉力；

$x_{\text{ак}}$ ——（机翼的、尾翼的）刚心至（机翼、尾翼）前缘的距离；

$\bar{\mu} = \frac{2m}{\rho S b_A}$ ——飞机的相对密度（当分析俯仰扰动时）；

$\mu = \frac{2m}{\rho S l}$ ——飞机的相对密度（当分析横侧扰动时）；

$\tau = \frac{2m}{\rho S V}$ ——时间的比例尺（当分析俯仰扰动时）；

$\tau = \frac{m}{\rho S V}$ ——时间的比例尺（当分析横侧扰动时）；

$H_{\text{ЭН}} = H + \frac{V^2}{2g}$ ——飞机的能量高度。

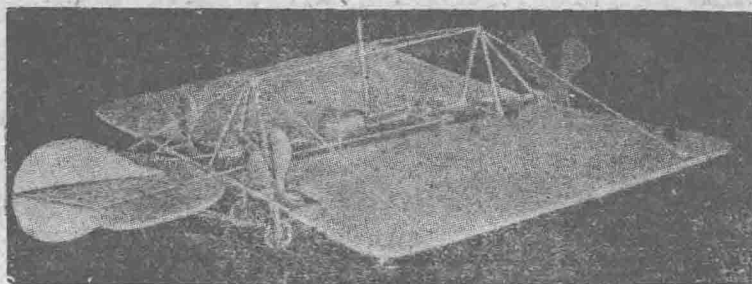
緒 論

飞机是重于空气的飞行器，因此为了把它支持在空中，必需有升力来平衡飞机的飞行重量。这种升力是由机翼产生的。

空气动力（其中也包括升力）只有在空气对物体（在本情况下就是空气对固定于机身上的机翼）有相对速度时才会产生。

因此，飞机必须不停地对空气移动，也就是说，它只能飞行，而不能象直升机那样悬在空中。直升机的机翼（旋翼）是围绕固定于机身的轴旋转的。

为了得到空气动力，必须使空气对支持面有相对运动，关于这一点，人们很早就知道了。风磨可以算是一个例子，在风磨上空气动力是用来使叶片转动；帆船也是一个例子，它靠作用在帆上的空气动力而运动。但是为了创制重于空气的飞行器，却经过了几百年之久。



莫札依斯基飞机的模型

七十多年前升入空中的第一架飞机，是我们天才的同胞——莫札依斯基船长制成的。莫札依斯基的飞机，当然还远不是完善的飞行器，因此不能长久地支持在空中。可是他做了一件重要的事情——证明了人类用重于空气的飞行器飞行是可能的。

莫札依斯基由于他在工程上的卓越的直觉，远远超过了当时

的平均技术水平。当时的一般技术基础，还不够来創制飞行器，因为没有适于安装在飞机上的輕型航空內燃机。当然在当时也没有飞机空气动力計算的方法，因此發明家未能有理論基础作为根据。莫札依斯基只得純粹通过实验的方法来寻找最有利的飞机形式，直接用自己的飞机模型在空中进行了一系列的实验。

由莫札依斯基的第一次飞行到大量的飞行器出现，这中間大約經過了20年。

为了創制可靠的飞行器，需要有雄厚的理論和实验的航空基础——空气动力学。

这样的科学基础是由天才的俄罗斯学者儒柯夫斯基 (Н.Е. Жуковский)、查普雷金 (С. А. Чаплыгин) 和他們的学生们的劳动，以及許多外国学者——勃兰德 (Л. Прандтль)、葛劳尔特 (Г. Глауэрт) 等人的劳动所創立的。

1906年儒柯夫斯基發表了他所証明的著名的升力定理，直到現在这一定理还是整个理論空气动力学的基础。被列宁称为“俄罗斯航空之父”的儒柯夫斯基，不仅是一个卓越的理論家，而且是那些生活和工作与技术發生紧密联系的大批光荣学者中的光辉代表。

儒柯夫斯基第一个創立了严密的空气动力計算方法，那就是有名的所謂儒柯夫斯基拉力法。所有后来根据儒柯夫斯基法而創立的一些飞机空气动力計算方法，都不过是把这一方法作了些非原則性的变更而已。飞机空气动力計算的一些原理，曾在儒柯夫斯基所著的“航空的理論基础” (Теоретические основы воздухоплавания) 一書中加以闡述 (1909年)。1912年儒柯夫斯基在世界上第一个开始講授飞机稳定性和操縱性的系統課程，在講授中闡明了当时所有的科学成就，并發表了許多独創的見解。1913年儒柯夫斯基的著作“飞机动力学概論” (Динамика аэропланов в элементарном изложении) 出版了。在这本書中，儒柯夫斯基以通俗易懂的形式来叙述关于飞机稳定性的复杂問題；他所推导出的