

# 《飞机设计与分析快速计算软件》

V1.0

使用说明书

二〇二一年八月

## 目录

1 编写目的.....	4
2 软件简介.....	4
2.1 功能.....	4
2.2 性能.....	4
2.3 安全保密.....	4
2.4 运行环境.....	4
2.5 软件界面.....	4
3 软件结构.....	5
4 软件功能.....	5
4.1 文件操作.....	5
4.1.1 新建.....	5
4.1.2 打开.....	5
4.1.3 保存.....	6
4.1.4 另存为.....	6
4.2 计算与分析.....	6
4.2.1 参数输入.....	7
4.2.2 输出结果.....	7
4.2.3 格式检查.....	8
4.3 查看历史记录.....	8
4.4 读取历史记录.....	8
5 软件采用的理论公式.....	8
5.1 总体设计模块.....	8
5.1.1 起飞重量.....	8
5.1.2 零升阻力系数.....	9
5.1.3 翼载荷.....	9
5.1.4 推重比.....	9
5.1.5 功重比.....	9
5.1.6 推重比与功重比的转化（Gas-Ferrar 模型）.....	9
5.2 气动设计模块.....	10
5.2.1 机翼.....	10
5.2.2 机身.....	10
5.2.3 平尾.....	11
5.2.4 垂尾.....	12
5.3 重量分析模块.....	12
5.3.1 机翼重量估算.....	12
5.3.2 机身重量估算.....	12
5.3.3 尾翼重量估算.....	13
5.3.4 起落架重量估算.....	13
5.4 结构设计模块.....	13
5.4.1 过载系数.....	13
5.4.2 结构校核.....	14
5.5 性能分析模块.....	14

5.5.1 升阻性能.....	14
5.5.2 起降性能.....	15
5.5.3 续航性能.....	15
5.5.4 盘旋性能（水平协调盘旋） .....	16
5.6 稳定性分析模块.....	16
5.6.1 纵向静稳定裕度.....	16
5.7 空气动力学模块.....	16
5.7.1 大气参数.....	16
5.7.2 翼型升力.....	17
5.7.3 马赫角.....	17
5.7.4 伯努利方程（皮托管测空速） .....	17
5.7.5 线化超音速理论.....	17
5.7.6 平板层流边界层厚度.....	17
6 参考资料.....	18

## 1 编写目的

本说明书为指导飞机设计与研发人员更好地使用《飞机设计与分析快速计算软件》V1.0 而编写，希望该手册使他们在软件使用过程中能起到无师自通的作用。本手册介绍了软件建模参数需求和各输入区域数值意义及基本操作使用方法。

## 2 软件简介

### 2.1 功能

《飞机设计与分析快速计算软件》V1.0 是一个集合总体设计、气动设计、重量分析、结构设计、性能分析、稳定性分析、空气动力学多个模块，面向航空飞行器设计与分析的快速计算软件。用户只需要选择对应的模块，按照界面提示输入对应的参数，点击“计算”按钮便可求得结果，并生成日志，也可导出历史记录并保存，从而提高航空飞行器的设计与分析的效率。

### 2.2 性能

该系统性能稳定，符合用户要求。

### 2.3 安全保密

软件为公开任何用户使用。

### 2.4 运行环境

硬件环境：Windows/linux/mac

软件环境：Pycharm

### 2.5 软件界面

飞机设计与分析快速计算软件 v1.0

文件 总体设计 气动设计 重量估算 结构设计 性能分析 稳定性分析 空气动力学

输入

空机重量  kg

乘员重量  kg

装载重量  kg

燃油重量  kg

计算

输出

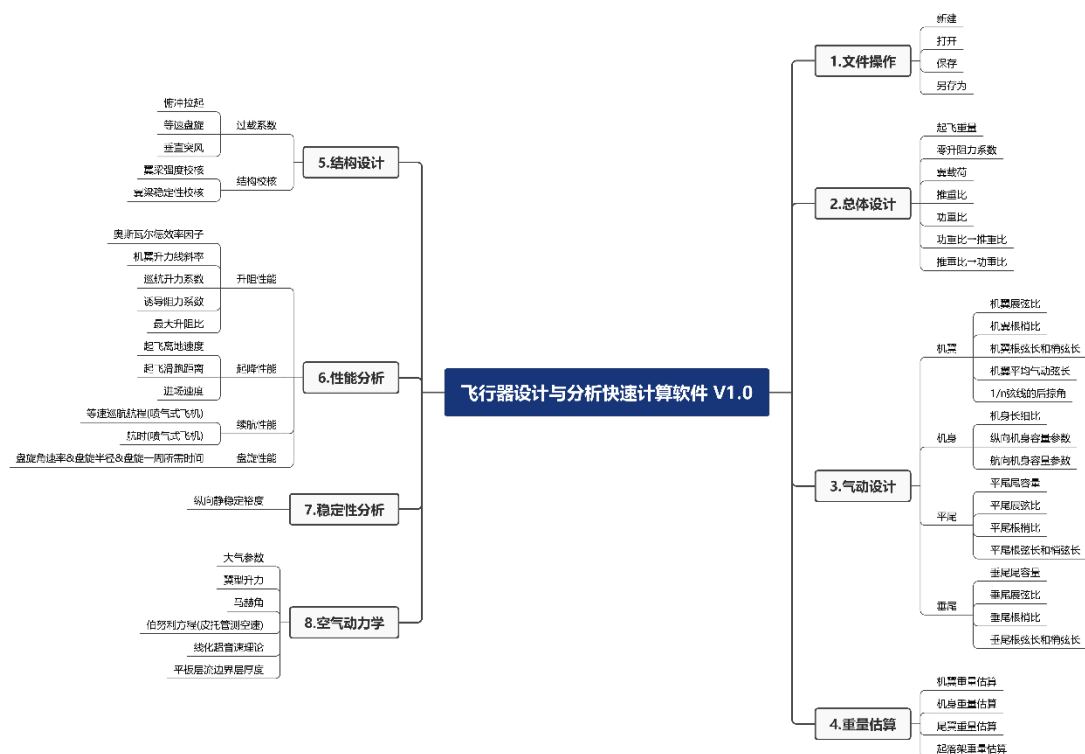
起飞重量  kg

日志

上一条

下一条

### 3 软件结构

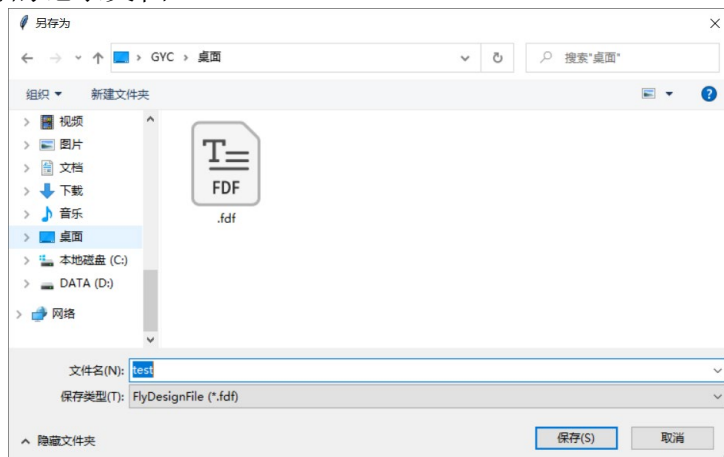


### 4 软件功能

#### 4.1 文件操作

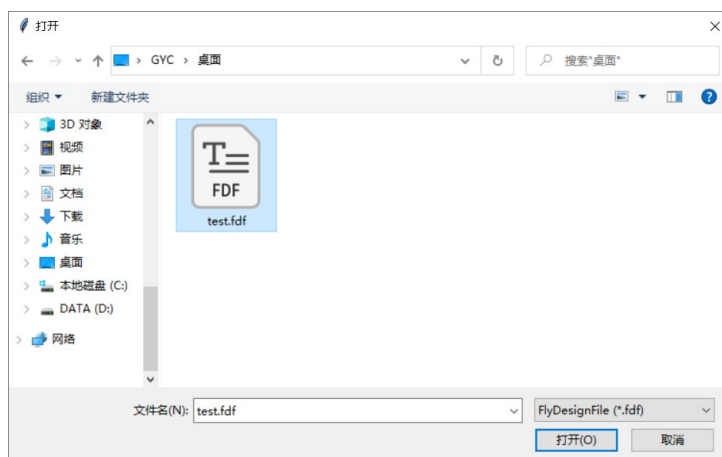
##### 4.1.1 新建

点击“文件-新建”，输入文件名后在对应保存路径即出现\*.fdf 文件，作为飞机设计与分析的记录文档。



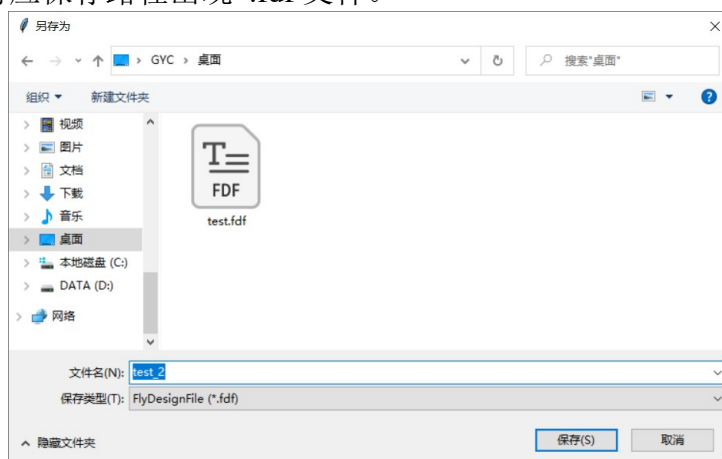
##### 4.1.2 打开

点击“文件-打开”，选择要打开的文件，可以读取历史计算结果的存档。



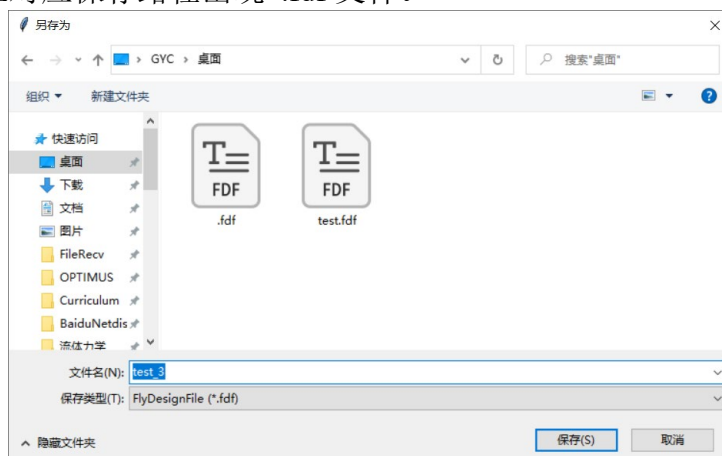
### 4.1.3 保存

点击“文件-保存”，输入文件名后将此次设计与分析输入的参数和输出的结果保存，在对应保存路径出现\*.fdf 文件。



### 4.1.4 另存为

点击“文件-另存为”，输入文件名后将此次设计与分析输入的参数和输出的结果保存，在对应保存路径出现\*.fdf 文件。



## 4.2 计算与分析

下面以“气动设计-机翼-机翼根弦长和梢弦长”为例，如下图所示进行公式选择：

飞机设计与分析快速计算软件 v1.0

文件 总体设计 气动设计 重量估算 结构设计 性能分析 稳定性分析 空气动力学

输入

机翼 \* 机翼展弦比  
机身 \* 机翼根梢比  
平尾 \* 机翼梢弦长和梢弦长  
垂尾 \* 机翼平均气动弦长  
机翼展长 1/r弦线的后掠角

机翼展长

计算

输出

机翼梢弦长 m  
机翼根弦长 m  
机翼面积 m<sup>2</sup>

日志

上一条  
下一条

#### 4.2.1 参数输入

在“输入”栏按照界面的文字提示输入参数：

飞机设计与分析快速计算软件 v1.0

文件 总体设计 气动设计 重量估算 结构设计 性能分析 稳定性分析 空气动力学

输入

机翼展弦比 13  
机翼根梢比 2.2  
机翼展长 6.0 m

计算

输出

机翼梢弦长 m  
机翼根弦长 m  
机翼面积 m<sup>2</sup>

日志

上一条  
下一条

#### 4.2.2 输出结果

点击“计算”按钮，在“输出”栏即可出现计算结果，若成功算得结果则显示“成功”，并生成日志：

飞机设计与分析快速计算软件\_v1.0

文件 总体设计 气动设计 重量估算 结构设计 性能分析 稳定性分析 空气动力学

**输入**

机翼展弦比: 13  
机翼根梢比: 2.2  
机翼展长: 6.0 m

计算

**输出**

机翼梢弦长: 0.28846153846153844 m  
机翼根弦长: 0.6346153846153846 m  
机翼面积: 2.769230769230769 m<sup>2</sup>

**日志**

成功

项目: 气动设计-机翼根弦长和梢弦长

参数为

机翼展弦比: 13.0  
机翼根梢比: 2.2  
机翼展长: 6.0m

结果为

机翼根弦长: 0.28846153846153844m  
机翼梢弦长: 0.6346153846153846m  
机翼面积: 2.769230769230769m<sup>2</sup>

上一条 下一条

从结果可知，当机翼展弦比为 13，机翼根梢比为 2.2，机翼展长为 6.0m 时，机翼梢弦长为 0.288m，机翼根弦长为 0.635m。

#### 4.2.3 格式检查

若输入的参数格式存在问题，软件会在“日志”栏报错“错误：第\*个参数存在格式问题，请检查”：

飞机设计与分析快速计算软件\_v1.0

文件 总体设计 气动设计 重量估算 结构设计 性能分析 稳定性分析 空气动力学

**输入**

机翼展弦比: x  
机翼根梢比: 2.2  
机翼展长: 6.0 m

计算

**输出**

机翼梢弦长: m  
机翼根弦长: m  
机翼面积: m<sup>2</sup>

**日志**

错误：第一个参数存在格式问题，请检查

上一条 下一条

#### 4.3 查看历史记录

点击“上一条”或“下一条”按钮可选择查看历史记录。

#### 4.4 读取历史记录

采用文件操作中的“打开”功能即可实现对历史计算记录的读取。

### 5 软件采用的理论公式

#### 5.1 总体设计模块

##### 5.1.1 起飞重量

输入： $W_E$ ：空机重量， $W_{crew}$ ：乘员重量， $W_{PL}$ ：装载重量， $W_F$ ：燃油重量。

计算公式： $W_{TO} = W_E + W_F + W_{PL} + W_{crew}$

输出： $W_{TO}$ ：起飞重量



**5.1.2 零升阻力系数**

输入：  $C_{fe}$ ：当量蒙皮摩擦阻力系数；  $\frac{S_{\text{浸湿}}}{S_{\text{参考}}}$ ：浸湿面积比

计算公式：  $C_{D0} = C_{fe} \frac{S_{\text{浸湿}}}{S_{\text{参考}}}$ （当量蒙皮摩擦阻力系数法：）

输出：  $C_{D0}$ ：零升阻力系数

**5.1.3 翼载荷**

输入：  $W$ ：飞机重量；  $S$ ：机翼面积

计算公式：  $\frac{W}{S}$

输出：  $\frac{W}{S}$ ：翼载荷

**5.1.4 推重比**

输入：  $W$ ：飞机重量；  $T$ ：发动机总推力

计算公式：  $\frac{T}{W}$

输出：  $\frac{T}{W}$ ：推重比

**5.1.5 功重比**

输入：  $W$ ：飞机重量；  $P$ ：发动机总功率

计算公式：  $\frac{P}{W}$

输出：  $\frac{P}{W}$ ：功重比

**5.1.6 推重比与功重比的转化（Gas-Ferrar 模型）****5.1.6.1 推重比→功重比**

输入：  $\frac{T}{W}$ ：推重比；  $v$ ：速度；  $\eta$ ：发动机效率；  $\sigma$ ：高度修正因子

计算公式：  $\frac{P}{W} = \frac{T}{W} \cdot \frac{v}{\eta \cdot 745.7} \cdot \left( \frac{0.883}{\sigma - 0.117} \right)$

输出：  $\frac{P}{W}$ ：功重比（hp/kg）

注：高度修正因子  $\sigma = \rho / \rho_{SL}$ ， $\rho$  是当地空气密度， $\rho_{SL}$  是海平面空气密度

**5.1.6.2 功重比→推重比**

输入：  $\frac{P}{W}$ ：功重比（hp/kg）；  $v$ ：速度；  $\eta$ ：发动机效率；  $\sigma$ ：高度修正因子

计算公式：  $\frac{T}{W} = \frac{P}{W} \cdot \frac{\eta \cdot 745.7}{v} \cdot \left( \frac{\sigma - 0.117}{0.883} \right)$

输出：  $\frac{T}{W}$ ：推重比

## 5.2 气动设计模块

### 5.2.1 机翼

#### 5.2.1.1 机翼展弦比

输入： $b_w$ ：机翼展长； $S_w$ ：机翼面积

计算公式： $A_w = b_w^2 / S_w$

输出： $A_w$ ：机翼展弦比

#### 5.2.1.2 机翼根梢比

输入： $c_r$ ：机翼根弦长； $c_t$ ：机翼梢弦长

计算公式： $\lambda_w = c_r / c_t$

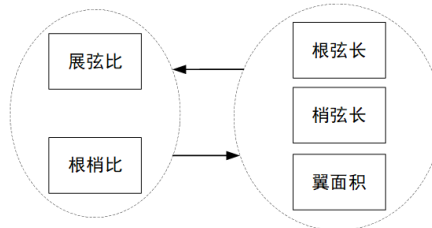
输出： $\lambda_w$ ：机翼根梢比

#### 5.2.1.3 机翼根弦长和梢弦长

输入： $A_w$ ：机翼展弦比； $\lambda_w$ ：机翼根梢比； $b_w$ ：机翼展长

$$\text{计算公式: } \left\{ \begin{array}{l} A_w = b_w^2 / S_w \\ \lambda_w = c_r / c_t \\ S_w = \frac{1}{2} b_w (c_r + c_t) \end{array} \right\} \Rightarrow \left\{ \begin{array}{l} c_t = \frac{2b_w}{(\lambda_w + 1) A_w} \\ c_r = \lambda_w c_t \\ S_w = \frac{1}{2} b_w (c_r + c_t) \end{array} \right.$$

输出： $c_r$ ：机翼根弦长； $c_t$ ：机翼梢弦长； $S_w$ ：机翼面积



#### 5.2.1.4 机翼平均气动弦长

输入： $c_r$ ：机翼根弦长； $c_t$ ：机翼梢弦长

计算公式： $\bar{c} = \frac{2(c_r^2 + c_r c_t + c_t^2)}{3(c_r + c_t)}$

输出： $\bar{c}$ ：机翼平均气动弦长

#### 5.2.1.5 1/n 弦线的后掠角

输入： $\chi_0$ ：前缘后掠角； $n$ ：1/n 弦线； $A$ ：展弦比； $\eta$ ：根梢比

计算公式： $\tan \chi_{1/n} = \tan \chi_0 - \frac{4}{nA} \cdot \frac{\eta - 1}{\eta + 1}$

输出：1/n 弦线的后掠角  $\chi_{1/n}$

### 5.2.2 机身

#### 5.2.2.1 机身长细比

输入： $l_f$ ：机身长度； $d_f$ ：机身宽度

计算公式： $k_f = l_f / d_f$

输出： $k_f$ ：机身长细比

**5.2.2.2 纵向机身容量参数  $V_z$** 

输入：  $W_{fus}$ ：最大机身宽度；  $L_{fus}$ ：机身长度；

$S_w$ ：机翼面积；  $\bar{c}$ ：平均气动弦长

计算公式：  $V_z = \frac{W_{fus}^2 L_{fus}}{S_w \bar{c}}$

输出：  $V_z$ ：纵向机身容量参数

#根据纵向机身容量参数估算所需平尾尾容量

**5.2.2.3 航向机身容量参数**

输入：  $H_{fus}$ ：最大机身高度；  $L_{fus}$ ：机身长度；

$S_w$ ：机翼面积；  $b_w$ ：机翼展长

计算公式：  $V_x = \frac{H_{fus}^2 L_{fus}}{S_w b_w}$

输出：  $V_x$ ：航向机身容量参数

#根据航向机身容量参数估算所需垂尾尾容量

**5.2.3 平尾****5.2.3.1 平尾尾容量**

输入：  $L_{HT}$ ：平尾尾力臂；  $S_{HT}$ ：平尾面积；  $\bar{c}$ ：机翼平均气动弦长；

$S_w$ ：机翼面积；

计算公式：  $V_{HT} = \frac{L_{HT} S_{HT}}{\bar{c} S_w}$

输出：  $V_{HT}$ ：平尾尾容量

**5.2.3.2 平尾展弦比**

输入：  $b_{HT}$ ：平尾展长；  $S_{HT}$ ：平尾面积；

计算公式：  $A_{HT} = b_{HT}^2 / S_{HT}$

输出：  $A_{HT}$ ：平尾展弦比

**5.2.3.3 平尾根梢比**

输入：  $c_{r,HT}$ ：平尾根弦长；  $c_{t,HT}$ ：平尾梢弦长；

计算公式：  $\lambda_{HT} = c_{r,HT} / c_{t,HT}$

输出：  $\lambda_{HT}$ ：平尾根梢比

**5.2.3.4 平尾根弦长和梢弦长**

输入：  $A_{HT}$ ：平尾展弦比；  $\lambda_{HT}$ ：平尾根梢比；  $b_{HT}$ ：平尾展长

计算公式： 
$$\left\{ \begin{array}{l} A_{HT} = b_{HT}^2 / S_{HT} \\ \lambda_{HT} = c_{r,HT} / c_{t,HT} \\ S_{HT} = \frac{1}{2} b_{HT} (c_{r,HT} + c_{t,HT}) \end{array} \right\} \Rightarrow \left\{ \begin{array}{l} c_{t,HT} = \frac{2b_{HT}}{(\lambda_{HT} + 1) A_{HT}} \\ c_{r,HT} = \lambda_{HT} c_{t,HT} \\ S_{HT} = \frac{1}{2} b_{HT} (c_{r,HT} + c_{t,HT}) \end{array} \right.$$

输出：  $c_{r,HT}$ ：平尾根弦长；  $c_{t,HT}$ ：平尾梢弦长；  $S_{HT}$ ：平尾面积

## 5.2.4 垂尾

### 5.2.4.1 垂尾尾容量

输入：  $L_{VT}$ ：垂尾尾力臂；  $S_{VT}$ ：垂尾面积；  $b_w$ ：机翼平均气动弦长；  
  $S_w$ ：机翼面积；

计算公式：  $V_{VT} = \frac{L_{VT} S_{VT}}{b_w S_w}$

输出：  $V_{VT}$ ：平尾尾容量

### 5.2.4.2 垂尾展弦比（单垂尾）

输入：  $b_{VT}$ ：垂尾（半）展长；  $S_{VT}$ ：垂尾面积；

计算公式：  $A_{VT} = 2b_{VT}^2 / S_{VT}$

输出：  $A_{VT}$ ：垂尾展弦比

### 5.2.4.3 垂尾根梢比

输入：  $c_{r,VT}$ ：垂尾根弦长；  $c_{t,VT}$ ：垂尾梢弦长；

计算公式：  $\lambda_{VT} = c_{r,VT} / c_{t,VT}$

输出：  $\lambda_{VT}$ ：垂尾根梢比

### 5.2.4.4 垂尾根弦长和梢弦长

输入：  $A_{VT}$ ：垂尾展弦比；  $\lambda_{VT}$ ：垂尾根梢比；  $b_{VT}$ ：机翼展长

计算公式： 
$$\left\{ \begin{array}{l} A_{VT} = 2b_{VT}^2 / S_{VT} \\ \lambda_{VT} = c_{r,VT} / c_{t,VT} \\ S_{VT} = \frac{1}{2} b_{VT} (c_{r,VT} + c_{t,VT}) \end{array} \right\} \Rightarrow \left\{ \begin{array}{l} c_{t,VT} = \frac{4b_{VT}}{(\lambda_{VT} + 1) A_{VT}} \\ c_{r,VT} = \lambda_{VT} c_{t,VT} \\ S_{VT} = \frac{1}{2} b_{VT} (c_{r,VT} + c_{t,VT}) \end{array} \right.$$

输出：  $c_{r,VT}$ ：垂尾根弦长；  $c_{t,VT}$ ：垂尾梢弦长

## 5.3 重量分析模块

### 5.3.1 机翼重量估算

输入：

符号	含义	单位
$W_{mzf}$	最大零油重量	kg
$b$	翼展	m
$\Lambda_{w0.5}$	机翼 50%弦线后掠角	°
$n_d$	设计过载	/
$S_w$	机翼面积	m <sup>2</sup>
$t_r$	机翼根部最大厚度	m

公式： 
$$W_w = 6.67 \times 10^{-3} W_{mzf} \left[ b / \cos(\Lambda_{w0.5}) \right]^{0.75} \left\{ 1 + \left[ 1.905 \cos(\Lambda_{w0.5}) / b \right]^{0.5} \right\} (n_d)^{0.55} \\ \times \left\{ b S_w / \left[ t_r W_{mzf} \cos(\Lambda_{w0.5}) \right] \right\}^{0.3}$$

输出：  $W_w$ ：机翼重量

### 5.3.2 机身重量估算

输入

符号	含义	单位
----	----	----

$W_{TO}$	最大起飞重量	kg
$n_d$	设计过载	/
$l_f$	机身长度	m
$B_{mf}$	机身最大宽度	m
$h_{mf}$	机身最大高度	m
$v_C$	设计巡航速度	km/h

$$\text{公式: } W_f = 1072.6 \left[ (W_{TO} n_d / 10^5)^{0.286} (l_f / 10)^{0.875} (B_{mf} h_{mf} / 10) (v_C / 100)^{0.338} \right]^{1.1}$$

输出:  $W_f$ : 机身重量

### 5.3.3 尾翼重量估算

输入:

符号	含义	单位
$S_H$	平尾面积	m <sup>2</sup>
$S_V$	垂尾总面积	m <sup>2</sup>
$v_C$	设计巡航速度	km/h

公式

$$W_H = 7.2 \times S_H^{1.2} [0.4 + (v_C + 113) / 935]$$

$$W_V = 6.8 \times S_V^{1.2} [0.4 + (v_C + 113) / 1100]$$

输出:  $W_H$ : 平尾重量;  $W_V$ : 垂尾重量;  $W_H + W_V$ : 尾翼重量

### 5.3.4 起落架重量估算

输入:

符号	含义	单位
$K$	用于上单翼: 1.0 用于下单翼: 1.08	/
$W_{TO}$	最大起飞重量	kg

公式:

$$W_{nlg} = K (9.072 + 0.082 W_{TO}^{0.75} + 2.97 \times 10^{-6} W_{TO}^{1.5})$$

$$W_{mlg} = K (18.144 + 0.131 W_{TO}^{0.75} + 0.019 W_{TO} + 2.227 \times 10^{-5} W_{TO}^{1.5})$$

输出:  $W_{nlg}$ : 前起落架重量;  $W_{mlg}$ : 主起落架重量;  $W_{nlg} + W_{mlg}$ : 起落架重量

## 5.4 结构设计模块

### 5.4.1 过载系数

#### 5.4.1.1 俯冲拉起（最低点）

输入:  $v$ : 飞行速度;  $g$ : 重力加速度;  $r$ : 俯冲半径

$$\text{公式: } n_y = \frac{v^2}{gr} + 1$$

输出:  $n_y$ : 过载系数

#### 5.4.1.2 等速盘旋

输入:  $\beta$ : 盘旋倾斜角

$$\text{公式: } n_y = 1 / \cos \beta$$

输出： $n_y$ ：过载系数

#### 5.4.1.3 垂直突风

输入： $W/S$ ：翼载荷， $\bar{c}$ ：平均气动弦长， $C_{L\alpha}$ ：升力线斜率， $g$ ：重力加速度， $\rho_H$ ：飞行高度上 $H$ 的空气密度， $V$ ：飞行速度， $U_{ds}$ ：垂直突风速度

公式： $n_y = 1 + \Delta n = 1 + K_g C_{L\alpha} \frac{\rho_H U_{ds} V}{2(G/S)}$ ，其中  $K_g = \frac{0.88\mu_g}{5.3 + \mu_g}$ ， $\mu_g = \frac{2(G/S)}{\rho_H g \bar{c} C_{L\alpha}}$

输出： $K$ ：离散阵风减缓因子， $n_y$ ：过载系数

#### 5.4.2 结构校核

##### 5.4.2.1 翼梁强度校核

输入： $M$ ：弯矩； $y_{\max}$ ：截面最大高度； $I$ ：截面惯性矩

公式： $\sigma_{\max} = \frac{My_{\max}}{I}$

输出： $\sigma_{\max}$ ：弯曲正应力

##### 5.4.2.2 翼梁稳定性校核

输入： $Q$ ：剪力； $h$ ：上下缘条形心间的距离； $t$ ：腹板厚度， $d$ ：支柱的间距， $E$ ：弹性模量， $\mu$ ：泊松比

计算公式：
$$\begin{cases} \tau = \frac{Q}{ht} \\ \tau_{cr} = \frac{k_s \pi^2 E}{12(1-\mu^2)} \left( \frac{t}{d} \right)^2, k_s = 5.35 + 4/(h/d)^2 \end{cases}$$

输出： $\tau$ ：名义剪应力， $\tau_{cr}$ ：临界失稳剪应力

#### 5.5 性能分析模块

##### 5.5.1 升阻性能

###### 5.5.1.1 奥斯瓦尔德效率因子

输入： $A$ ：机翼展弦比

计算公式： $e = 1.78(1 - 0.045A^{0.68}) - 0.46$

输出： $e$ ：奥斯瓦尔德效率因子

###### 5.5.1.2 机翼升力线斜率 $C_{L\alpha}$

输入： $A_w$ ：机翼展弦比； $\Lambda_l$ ：机翼前缘后掠角； $\Lambda_t$ ：机翼后缘后掠角； $\lambda_w$ ：机翼根梢比

计算公式：
$$C_{L\alpha} = \frac{2\pi A_w}{A_w \left[ \frac{1}{2} \left( \frac{1}{\cos \Lambda_l} + \frac{1}{\cos \Lambda_t} \right) + \frac{2}{A_w(\lambda+1)} \right] + 2}$$

输出： $C_{L\alpha}$ ：机翼升力线斜率

###### 5.5.1.3 巡航升力系数

输入： $W/S$ ：翼载荷 ( $\text{kg/m}^2$ )； $\rho$ ：当地空气密度； $V$ ：巡航速度

计算公式： $C_L = \frac{2(W/S)}{\rho V^2}$

输出： $C_L$ ：巡航升力系数

**5.5.1.4 诱导阻力系数**

输入： $C_L$ ：升力系数； $e$ ：奥斯瓦尔德效率因子； $A$ ：机翼展弦比

$$\text{计算公式： } C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi e A}$$

输出： $C_{Di}$ ：诱导阻力系数

**5.5.1.5 最大升阻比**

输入： $C_{D0}$ ：零升阻力系数； $e$ ：奥斯瓦尔德效率因子； $A$ ：展弦比

$$\text{计算公式： } E_m = \left( \frac{C_L}{C_D} \right)_{\max} = \frac{1}{2\sqrt{k C_{D0}}}, \quad k = \frac{1}{\pi e A}$$

输出： $E_m$ ：最大升阻比

**5.5.2 起降性能****5.5.2.1 起飞离地速度**

输入： $W/S$ ：翼载荷； $\rho$ ：当地空气密度； $C_{L\max}$ ：最大升力系数

$$\text{计算公式： } V_1 = 1.2V_{\text{stall}} = 1.2\sqrt{\frac{2(W/S)}{\rho C_{L\max}}}$$

输出： $V_1$ ：起飞离地速度

**5.5.2.2 起飞滑跑距离**

输入： $W$ ：起飞重量(N)； $g$ ：重力加速度； $S$ ：机翼面积； $\rho$ ：当地空气密度； $C_{L\max}$ ：最大升力系数； $T$ ：发动机推力； $\mu$ ：地面摩擦阻力系数； $C_{D0}$ ：零升阻力系数； $e$ ：奥斯瓦尔德效率因子； $A$ ：机翼展弦比

$$\text{计算公式： } s = \frac{W}{2g} \left( \frac{V_1^2}{F_0 - F_1} \right) \ln \frac{F_0}{F_1} \quad \left\{ \begin{array}{l} V_1 = 1.2V_{\text{stall}} = 1.2\sqrt{\frac{2W/S}{\rho C_{L\max}}} \\ F_0 = 4T - \mu W \\ D = \frac{1}{2}\rho V_1^2 S \left( C_{D0} + \frac{C_{L\max}^2}{\pi e A} \right) \\ F_1 = 4T - D \end{array} \right.$$

输出： $s$ ：起飞滑跑距离

**5.5.2.3 进场速度**

输入： $W/S$ ：翼载荷； $\rho$ ：当地空气密度； $C_{L\max}$ ：最大升力系数

$$\text{计算公式： } V_A = 1.3V_{\text{stall}} = 1.3\sqrt{\frac{2(W/S)}{\rho C_{L\max}}}$$

输出： $V_A$ ：进场速度

**5.5.3 续航性能****5.5.3.1 等速巡航航程（喷气式飞机）**

输入： $V$ ：巡航速度； $c$ ：耗油率； $E$ ：升阻比； $W_0$ ：巡航段初始重量； $W_1$ ：巡航段结束重量

$$\text{计算公式： } R = \left( \frac{V}{c} \right) E \ln \left( \frac{W_0}{W_1} \right)$$

输出：\$R\$：等速巡航航程

### 5.5.3.2 航时（喷气式飞机）

输入：\$c\$：耗油率；\$E\$：升阻比；\$W\_0\$：巡航段初始重量；\$W\_1\$：巡航段结束重量

$$\text{计算公式： } t = \left( \frac{1}{c} \right) E \ln \left( \frac{W_0}{W_1} \right)$$

输出：\$t\$：航时

### 5.5.4 盘旋性能（水平协调盘旋）

#### 5.5.4.1 盘旋角速率&盘旋半径&盘旋一周所需时间

输入：\$g\$：重力加速度；\$\mu\$：盘旋倾斜角；\$V\$：飞行速度

$$\text{计算公式： } n = 1 / \cos \mu$$

输出 1：\$n\$：盘旋过载

$$\text{计算公式： } \omega = \frac{g \sqrt{n^2 - 1}}{V}$$

输出 2：\$\omega\$：盘旋角速率

$$\text{计算公式： } R = \frac{V^2}{g \sqrt{n^2 - 1}}$$

输出 3：\$R\$：盘旋半径

$$\text{计算公式： } t_{2\pi} = \frac{2\pi}{\omega} \left( = \frac{2\pi V}{g \tan \mu} \right)$$

输出 4：\$t\_{2\pi}\$：盘旋一周所需时间

## 5.6 稳定性分析模块

### 5.6.1 纵向静稳定裕度

输入：\$x\_f\$：全机焦点位置；\$x\_g\$：重心位置；\$MAC\$：平均气动弦长

$$\text{计算公式： } H_n = \frac{x_f - x_g}{MAC}$$

输出：\$H\_n\$：纵向静稳定裕度

## 5.7 空气动力学模块

### 5.7.1 大气参数

输入：\$H\$：高度；\$V\$：速度；\$d\$：特征尺寸

计算公式：

$$T, p: \begin{cases} H < 11000m (\text{对流层}): \begin{cases} T = 288.15 - 0.0065H \\ p = 101325(1 - 2.25577H \cdot 10^{-5})^{5.2588} \end{cases} \\ 11000m \leq H < 20000m (\text{平流层较低位置}): \begin{cases} T = 216.65 \\ p = 22631 \cdot e^{-\frac{(H-11000)g}{287 \cdot 216.65}} \end{cases} \end{cases}$$

注：以上公式来自理想大气模型（1976 US Standard Atmosphere Model）

$$\rho: \rho = \frac{p}{RT}$$

$$q: q = \rho V^2 / 2$$

$$a: a = \sqrt{\gamma RT}$$



$$\mu: \mu = \mu_0 \left( \frac{T}{288} \right)^{1.5} \frac{288 + C}{T + C}, \mu_0 = 1.79 \times 10^{-5} N \cdot s / m^2, C = 110$$

$$Ma: Ma = V / a$$

$$Re: Re = \frac{\rho V d}{\mu}$$

$$\sigma: \sigma = \rho / \rho_0, \rho_0 = 1.225 kg / m^3$$

输出:

$T$ : 温度 (K&摄氏度)

$\rho$ : 密度

$p$ : 气压

$q$ : 动压

$a$ : 音速

$\mu$ : 粘度

$Ma$ : 马赫数

$Re$ : 雷诺数

$\sigma$ : 当前大气与标准海平面大气的密度比

### 5.7.2 翼型升力

输入:  $\rho$ : 空气密度;  $V_\infty$ : 来流速度;  $\Gamma$ : 速度环量

$$\text{计算公式: } L' = \rho V_\infty \Gamma$$

输出:  $L'$ : 翼型升力

### 5.7.3 马赫角

输入:  $Ma$ : 马赫数

$$\text{计算公式: } \mu = \arcsin \frac{1}{Ma}$$

输出:  $\mu$ : 马赫角

### 5.7.4 伯努利方程 (皮托管测空速)

输入:  $p_0$ : 总压 (皮托管测得压强);  $p_\infty$ : 大气静压;  $\rho_\infty$ : 大气密度

$$\text{计算公式: } V_\infty = \sqrt{\frac{2(p_0 - p_\infty)}{\rho_\infty}}, p_0 = 101325 Pa$$

输出:  $V_\infty$ : 飞行速度

### 5.7.5 线化超音速理论

输入:  $\alpha$ : 迎角;  $M_\infty$ : 马赫数

$$\text{计算公式: } c_l = \frac{4\alpha}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}} \quad (\text{小迎角平板翼型})$$

$$c_d = \frac{4\alpha^2}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}$$

输出:  $c_l$ : 升力系数;  $c_d$ : 波阻系数

### 5.7.6 平板层流边界层厚度

输入:  $x$ : 距离平板前缘距离;  $\rho$ : 气体密度;  $\mu$ : 气体粘度;  $v_\infty$ : 来流速度

计算公式: 
$$\delta(x) = \frac{5.48x}{\sqrt{\frac{\rho v_{\infty} x}{\mu}}}$$

输出:  $\delta(x)$ : 边界层厚度

## 6 参考资料

- [1] 李为吉, 李为吉等编者. 飞机总体设计[M]. 西北工业大学出版社, 2005.3
- [2] 帕玛迪. 飞机的性能、稳定性、动力学与控制[M]. 航空工业出版社, 2013.
- [3] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册.第 6 册,气动设计[M]. 航空工业出版社, 2002.
- [4] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册.第 8 册,重量平衡与控制[M]. 航空工业出版社, 1999.
- [5] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册.第 9 册,载荷、强度和刚度[M]. 航空工业出版社, 2001.
- [6] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册.第 10 册,结构设计[M]. 航空工业出版社, 2000.
- [7] Anderson J D . Fundamentals of aerodynamics. McGraw-Hill, 1984.
- [8] 本社. 计算机软件工程规范国家标准汇编. 2003[M]. 中国标准出版社, 2003.