

---

## 某型简单体升力系数的一种工程计算方法演算与 CFD 校验

---



目 录

1. 模型问题的提出 .....	1
2. 解决方案：工程计算方法 .....	1
3. 解决方案：CFD 分析验证 .....	3
4. 后记 .....	6
5. 参考文献 .....	6

## 1. 模型问题的提出

已知：某截尾旋成体机身如图 1 所示，其机身外形曲线为：

$$\frac{R}{R_{\max}} = \left[ 1 - \left( 1 - \frac{2L}{L_0} \right)^2 \right]^{\frac{3}{4}} \quad (1)$$

式中，机身截面最大半径： $R_{\max}=0.794\text{m}$ ；

机身长： $L_{\max}=15.64\text{m}$ ；

常数： $L_0=19.84\text{m}$ 。

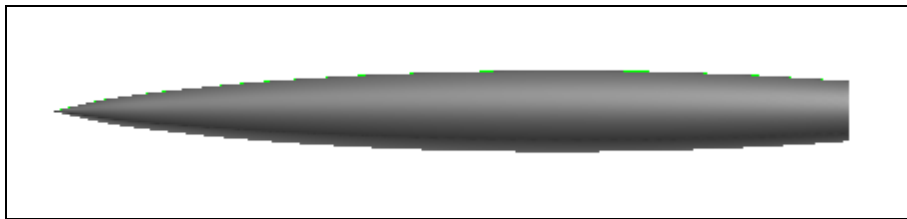


图 (1)

求：该机身在飞行高度为 10000m、迎角为  $5^\circ$ 、马赫数  $M_\infty$  分别为 0.3、0.8、1.2 时的升力系数。

## 2. 解决方案：工程计算方法

这里采用参考文献中的工程计算方法。

$$\begin{aligned} \therefore \text{根据机身曲线可知，当 } L=L_0/2 \text{ 时，有 } R &= \left[ 1 - \left( 1 - \frac{2 \times \frac{L_0}{2}}{L_0} \right)^2 \right]^{\frac{3}{4}} \times R_{\max} \\ &= R_{\max} \\ &= 0.794\text{m}; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{当 } L=L_{\max} \text{ 时，有 } R &= \left[ 1 - \left( 1 - \frac{2 \times 15.64}{19.84} \right)^2 \right]^{\frac{3}{4}} \times R_{\max} \\ &\approx 0.738494 \times R_{\max} \circ \end{aligned}$$

$\therefore$  机身头部长  $L_{tb} = L_0/2 = 9.92\text{m}$ ,

机身头部长细比  $\lambda_{tb} = L_{tb} / D_{\max} = 9.92 / (0.794 \times 2) \approx 6.24685$ ;

机身尾部长  $L_{wb} = L_{\max} - L_{tb} = 5.72\text{m}$ ,

机身尾部长细比  $\lambda_{wb} = L_{wb} / D_{\max} = 5.72 / (0.794 \times 2) \approx 3.602$ ,

机身尾部收缩比  $\eta_{wb} = D_{wb} / D_{\max} = 0.738494 \times R_{\max} / R_{\max} = 0.738494$ ;

机身柱段长  $L_{zh} = 0$ ,

机身柱段长细比  $\lambda_{zh} = L_{zh} / D_{\max} = 0$ 。

$\therefore \lambda_{zh} / \lambda_{tb} = 0$ , 查图 (2)。

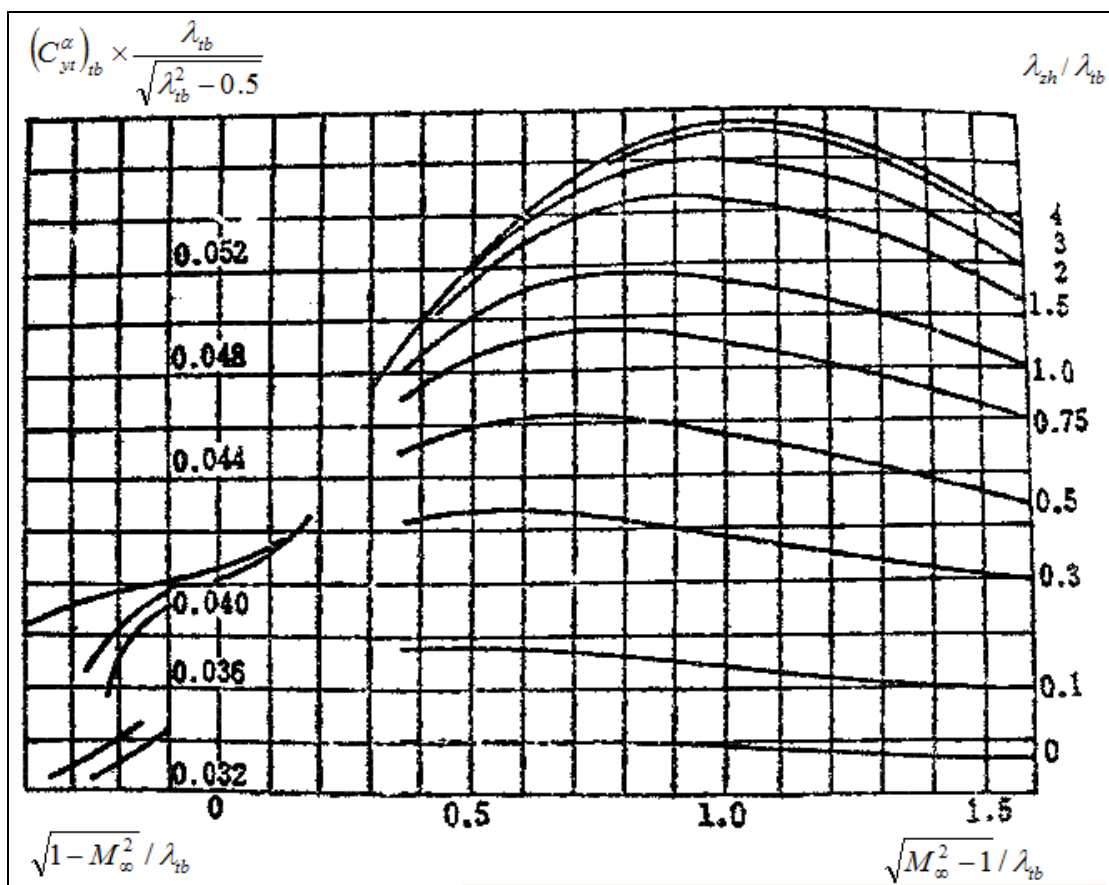


图 (2)

$\therefore (C_{yt}^a)_{tb} \times \frac{\lambda_{tb}}{\sqrt{\lambda_{tb}^2 - 0.5}}$  曲线随  $M_\infty$  变化不大, 尤其是跨音速以下段, 其值几乎水平为

0.034:

$$(C_{yt}^a)_{tb} \times \frac{\lambda_{tb}}{\sqrt{\lambda_{tb}^2 - 0.5}} = 0.034$$

$$\left(C_{yt}^{\alpha}\right)_{tb} \times \frac{6.24685}{\sqrt{6.24685^2 - 0.5}} = 0.034$$

∴ 机身头部升力线斜率  $\left(C_{yt}^{\alpha}\right)_{tb} \approx 0.03378$

∴ 根据经验公式，机身尾部升力线斜率： $\left(C_{yt}^{\alpha}\right)_{wb} = -0.035 \times \xi \times (1 - \eta_{wb}^2)$ 。

式中， $\xi$  为经验修正系数，取 0.15~0.2。

∴ 机身尾部升力线斜率：

$$\begin{aligned} \left(C_{yt}^{\alpha}\right)_{wb} &= -0.035 \times 0.2 \times (1 - 0.738494^2) \\ &\approx -0.0031824 \end{aligned}$$

∴ 机身在  $\alpha = 5^\circ$  小迎角下的升力系数为：

$$\begin{aligned} C_y' &= C_{yt}' \times \alpha \\ &= \left( \left(C_{yt}^{\alpha}\right)_{tb} + \left(C_{yt}^{\alpha}\right)_{wb} \right) \times \alpha \\ &= (0.03378 - 0.0031824) \times 5 \\ &\approx 0.153 \end{aligned}$$

### 3. 解决方案：CFD 分析验证

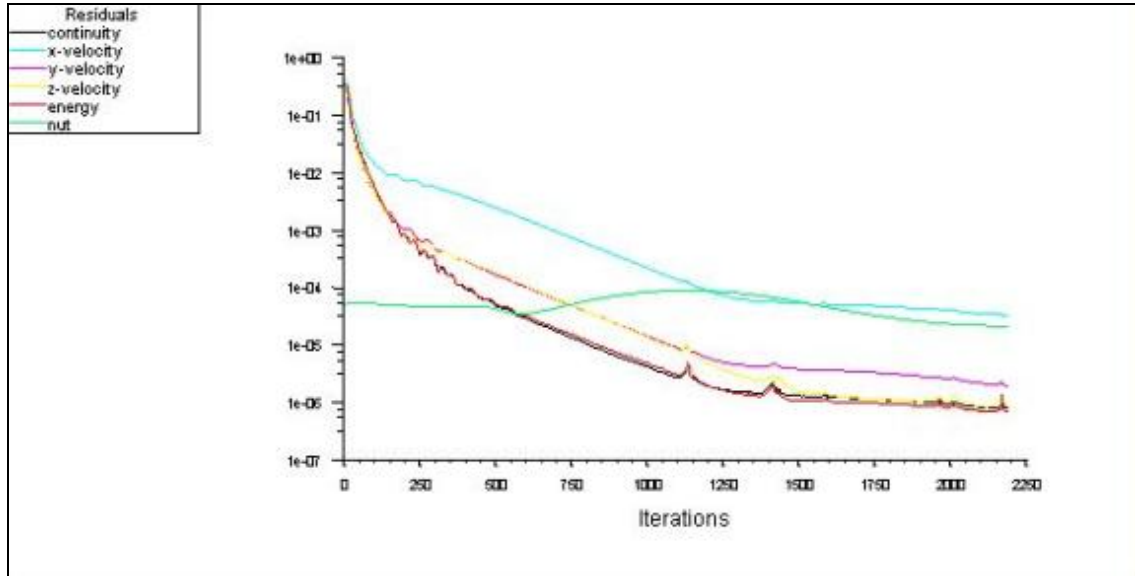
选取适当大范围的全流场，采用 4 面体网格划分，共 144, 576 个节点、749, 496 个网格单元，参见图（3）。



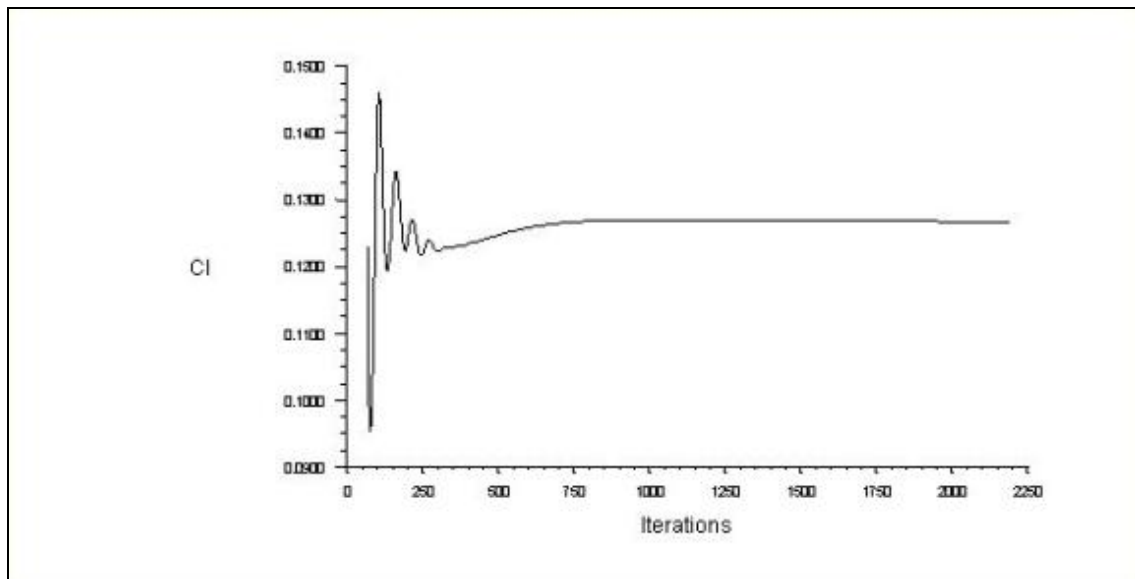
图（3）

采用 Spalart-Allmaras 一方程湍流模型进行稳态求解，空气材料的密度遵循理想气体定律，采用压力远场作为边界条件。

收敛情况均良好，如马赫数为 0.3 的收敛曲线参见图（4）和图（5），压力云图和速度云图分别参见图（6）和图（7）。



图（4）Residuals



图（5）Coefficient of Lift

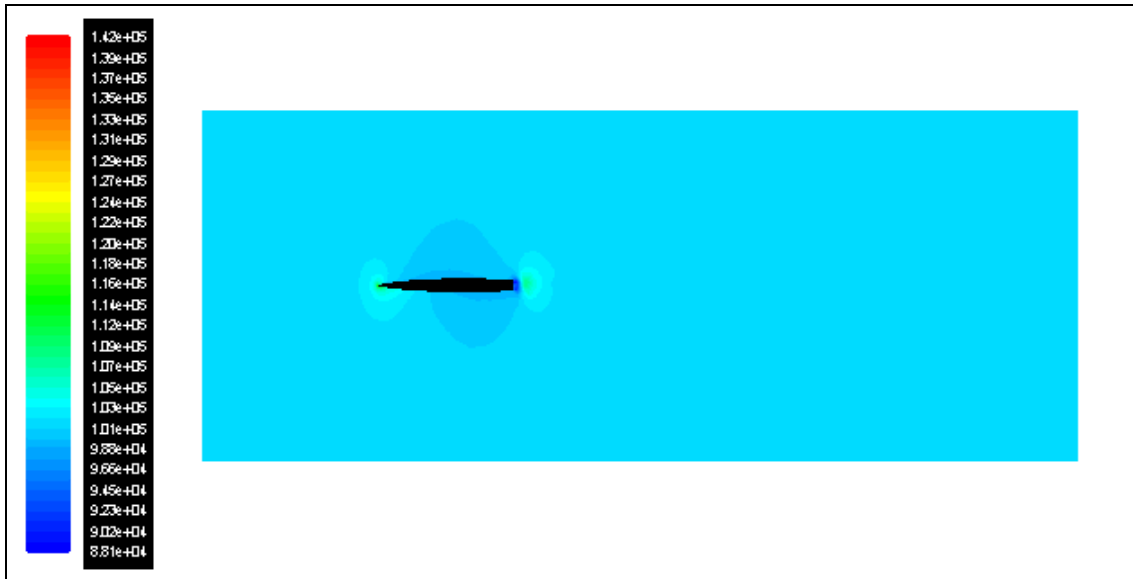


图 (6) pressure (Pa)



图 (7) Velocity (m/s)

根据 CFD 计算结果，当马赫数为 0.3 时，升力系数的大小为  $0.126712 < 0.153$ ，上述工程计算方法的偏差约为 20.75%。随着马赫数的增大，两者偏差则过大，显然不合理，参见图 (8)。

回顾上述工程计算方法，该旋成体的升力系数主要由头部升力线斜率确定，而头部升力线斜率是通过图 (2) 查得，由于图 (2) 中的曲线与马赫数的变化不敏感，所以当马赫数  $M_\infty$  分别为 0.3、0.8、1.2 时得到的升力系数均不变，显然这样的结果是不合理的，而 CFD 方法的计算结果则更为可信。

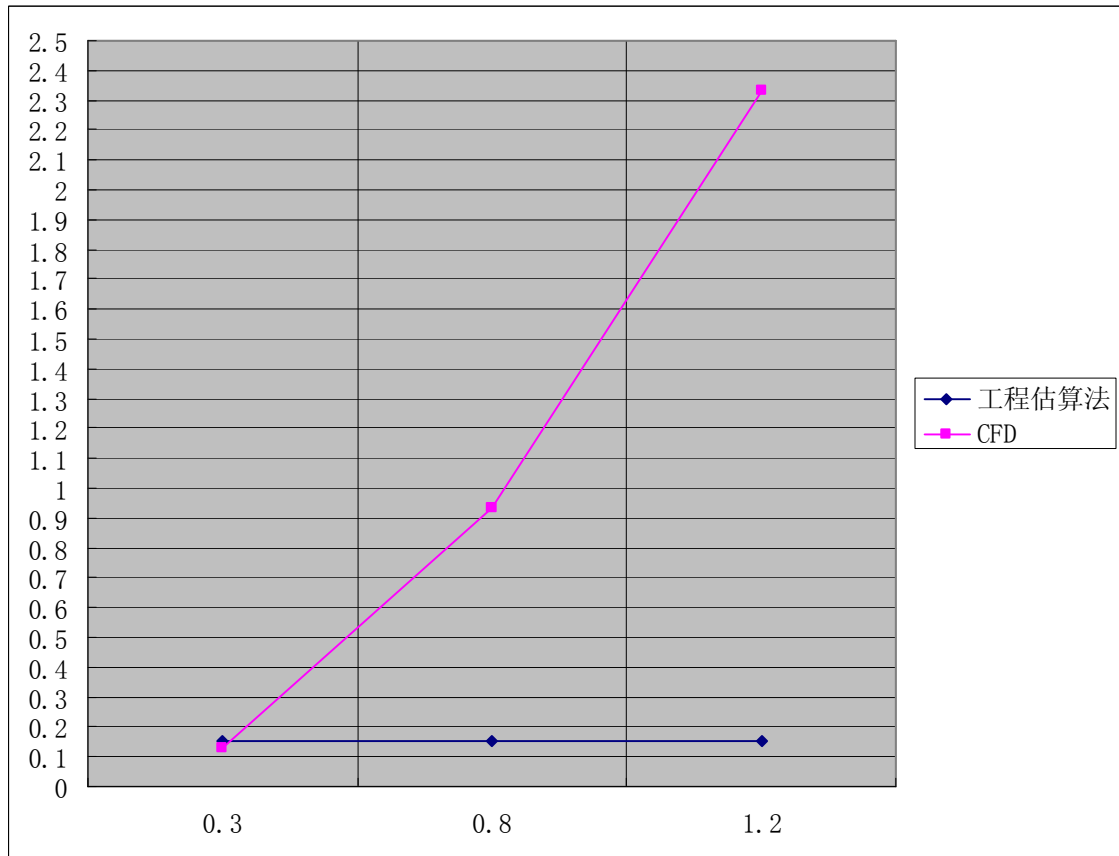


图 (8) 升力系数的对比

#### 4. 后记

本文依据参考文献的算例进行了重算，并根据文献上下文定义对有关名词给出了详细注释，同时根据 DRO（东部研究组）一贯的行文特点对文字结构进行了视觉上的调整，从而形成一篇独立而完整的文章。

考虑到工程计算方法多样，公式和图表一般不具普适性，往往有严格的条件限制和适应性要求，因此本文只对文献中的升力系数进行了整理介绍，借此抛砖引玉，方便大家初步了解和探讨交流空气动力学知识。

#### 5. 参考文献

- (1) 《飞行器空气动力工程计算方法》 徐敏 严恒元 著 西北工业大学出版社；
- (2) 《FLUENT 入门与进阶教程》于勇 张俊明 姜连田 著 北京理工大学出版社。