

V411-12
01

有翼飞行器 气动力计算手册

438075

V411-12
01

国防工业出版社

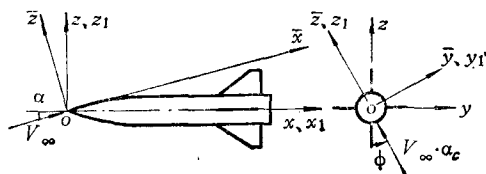
符 号

A	外露翼面的展弦比	L	升力 (沿 $\bar{z}$ 轴), 公斤
a	弹体半径	$\bar{L}$	旋涡起始展向位置与映象位置间的距离, $\frac{y_o}{s_{m_c}} - \left[\left(\frac{a}{s_m} \right)^2 / \frac{y_o}{s_{m_c}} \right]$
a_b	弹体底部半径	l_B	弹体长度
a_m	弹体最大半径	l_n	弹体头部长度
B	$\sqrt{ M_\infty^2 - 1 }$	l_t	弹体尾部收缩段长度
B_f	单独翼下洗的高度因子	M_∞	自由流马赫数
b	外露翼半展长	M_*	临界马赫数
C_{D_c}	粘性气流的横向分量绕圆柱体时的二元阻力系数, 以弹体直径 d 为参考长度	$\bar{M}_T$	考虑上游翼段的阻滞影响后, 下游翼段的当地马赫数, $\bar{M}_T = M_\infty \sqrt{\xi_M}$
C_L	升力系数 (沿 $\bar{z}$ 轴), $L/q_\infty S_B$	M_{y_1}	俯仰力矩, 以弹体理论尖点为参考点 (绕 y_1 轴), 公斤·米
C_m	俯仰力矩系数, 以弹体理论尖点为参考点 (绕 y_1 轴), $M_{y_1}/q_\infty S_B L_B$	m	$B/\tan \Lambda_{LE}$
C_N	法向力系数 (沿 z_1 轴), $N/q_\infty S_B$	N	法向力 (沿 z_1 轴), 公斤
C_L^α	升力系数斜率, $\partial C_L / \partial \alpha$, $1/^\circ$	q_∞	自由流动压, 公斤/米 ²
C_N^α	法向力系数斜率, $\partial C_N / \partial \alpha$, $1/^\circ$	q_T	考虑上游翼段的阻滞影响后, 下游翼段的当地动压, $q_T = q_\infty \xi_M$
C_N^δ	舵面法向力效率, $\partial C_N / \partial \delta$, $1/^\circ$	S	面积
C_m^α	俯仰力矩系数斜率, $\partial C_m / \partial \alpha$, $1/^\circ$	s_m	内插翼半展长
C_m^δ	舵面俯仰力矩效率, $\partial C_m / \partial \delta$, $1/^\circ$	$\bar{t}$	翼面相对厚度
c_r	外露翼根弦长	V_∞	自由流速度
c_t	翼尖弦长	x, y, z	体轴坐标系
$\bar{c}$	外露翼面的平均气动弦长	x_1, y_1, z_1	半体轴坐标系
d	弹体直径	$\bar{x}, \bar{y}, \bar{z}$	风轴坐标系
d_m	弹体最大直径	x_o	弹体理论尖点到外露翼根弦顶点的距离 (沿弹体轴)
$E'_{(m)}$	以 $\sqrt{1 - m^2}$ 为模的第二类完全椭圆积分, 当 $m \geq 1$ 时, $E'_{(m)}$ 取 $\pi/2$	x_c	弹体理论尖点到外露翼平均气动弦顶点的距离 (沿弹体轴)
F	旋涡干扰因子	$\tilde{x}_{CP}$	纵向压力中心系数, 弹体理论尖点至压力中心位置的距离 (沿弹体轴) 相对于弹体全长的比值
f_B	弹体长细比, l_B/d_m	y_o	旋涡起始展向位置
f_n	弹体头部长细比, l_n/d_m		
K	迎角情况下的升力干扰因子		
k	安装角或全动翼面偏转情况下 (无缝隙时) 的升力干扰因子		

$y/s_m, z/s_m$	垂直于弹体轴的横截面中, 旋涡位置的无量纲坐标	Λ_{TE}	翼面后缘后掠角
α	迎角	$\Lambda_{1/2}$	翼面中弦线的后掠角
α_c	俯仰角, 弹体轴线与来流方向间的夹角	λ	外露翼面的尖削比, c_t/c_r
δ	舵面偏角	ξ	考虑翼体间的缝隙影响的法向力修正系数
ε^α	下洗角斜率, $\partial\varepsilon/\partial\alpha$	ξ_M	考虑上游翼段的阻滞影响的动压修正系数
ε^δ	$\partial\varepsilon/\partial\delta$	τ	计算旋涡位置的相似参数, $\alpha_c \frac{(x_c)_w - (x_c + \bar{c})_c}{s_{m_c}}, \text{度}$
η_t	弹体尾段收缩比, a_b/a_m	ϕ	滚转角, 当 $\phi = 0^\circ$ 时为 $\diamond$ 型布局, 当 $\phi = 45^\circ$ 时为 $\times$ 型布局
θ	弹体尖部半顶角		
ϑ	翼面安装角		
Λ_{LE}	翼面前缘后掠角		

下 标

B	弹体	$\alpha\alpha$	升力及压力中心计算的迎角情况, 此时 $\alpha_B = \alpha_w = \alpha$, $\vartheta = \delta = 0$
C	外露前翼面	$\delta 0$	升力及压力中心计算的全动翼面偏转情况, 此时 $\alpha_B = 0$, $\alpha_w = \delta$
CB	前翼弹体组合体	$\delta \vartheta$	升力及压力中心计算的翼面安装角情况, 此时 $\alpha_B = 0$, $\alpha_w = \vartheta$
$\overline{CB}$	前翼弹体组合段		
$C(B)$	有弹体存在时的前翼		
$B(C)$	有前翼存在时的弹体		
n	弹体头部		各长度单位均为米, 角度单位均为度
T	外露尾翼面 (舵)		坐标轴系如下图所示
T_s	外露稳定翼面		
t	弹体尾部		
W	外露弹翼面		
$TB, \overline{TB}, T(B), B(T), T_s B, \overline{T_s B}, T_s(B), B(T_s), WB, \overline{WB}, W(B), B(W)$	定义与前翼对应相同		
vis	粘性气流的横向分量绕过旋成体时, 由气流分离所引起的量		
0	在相应的外露翼参数上加上“0”下标后即为其对应的内插翼参数		



引 言

飞行器的气动力计算是飞行器设计的重要工作之一，因此一套完整、可靠的气动力计算手册是非常必需的。众所周知，有翼飞行器的一般气动外形为细长的弹翼-弹体-尾翼组合体，所以基于小扰动条件的线化理论及细长体理论就成为有翼飞行器气动力计算的主要理论基础。但是线化理论虽已发展得比较成熟，却只能得到一些简单外形的流动特性的解析结果（典型的如厚度为零的有限翼展机翼）；在线化理论基础上进一步简化得到的细长体理论，虽能求出较复杂的翼体组合体的流动特性解，而由于误差太大不能直接用于实际的飞行器设计中。但是人们注意到，翼体组合体的升力和单独弹翼升力的比值可由细长体理论准确地估计，基于这种认识，文献〔2〕首先成功地利用了“干扰因子”的概念，从而奠定了有系统的工程计算方法基础，这就是：一个细长的弹翼-弹体-尾翼组合体的升力及俯仰力矩值可由各单独部件的升力及俯仰力矩值之和再加上各部件间的干扰量。这些干扰量中，弹翼弹体间的干扰（或尾翼弹体间的干扰）应用干扰因子方法计算，弹翼尾翼间的干扰（或称下洗干扰）用线化理论及细长体理论计算。在飞行器设计中实际应用的氣动力计算方法，就是基于这样的理论基础并加之一些实验数据修正所得到的计算方法。目前可供有翼飞行器作气动力计算参考的文献，国外有〔1〕、〔2〕、〔3〕等三篇，其中文献〔3〕只有单独部件的计算部分，故参考价值有限；其它两篇也各有不同的缺点，如文献〔2〕的方法对弹体头部气动力估计不足，缺乏成套的单独部件气动力计算曲线和数据，文献〔1〕的方法对升力干扰因子估计过高，舵面效率估计过高，同时所附图表和曲线过于粗糙，来源也不清楚。总之，上述三篇文献是一般技术报告和学院教学材料，可供我们参考，但不能满足飞行器设计需要。作为实用的气动力计算手册，我们认为应具备下面三个基本要求：

（一）手册采用的计算方法合理，来源明确。

（二）手册要使用简便。

（三）在一定范围内计算值与实验值偏差较小。

根据这三点要求，我们以有翼飞行器为对象，以国内、外大量的部件气动力理论和实验成果为素材，以线化理论和细长体理论为主要工具，以文献〔1〕、〔2〕为主要参考资料，编制本气动力手册。手册的主要技术指标是提供在超音速（ $1.2 \leq M_\infty \leq 3.5$ ）、小迎角（ $\alpha \leq 10^\circ$ ）条件下，有翼飞行器的升力和压力中心位置的计算方案。该方案的主要内容包括：

（一）单独弹体的升力及压力中心应用二次冲波膨胀法的计算值及相应的实验值，按照超音速相似参数对锥形头加后柱体、卵形头加后柱体二种外形整理成气动力曲线，以提供计算使用。

（二）单独弹翼的升力及压力中心以超音速机翼线化理论为依据，给出三角翼、梯形翼的计算图线。

（三）弹翼弹体间的干扰应用干扰因子方法估算，干扰因子值均采用细长体理论计算。

（四）弹翼尾翼间的干扰应用升力面理论及线涡方法计算。对于距弹翼较近的尾段的下

洗计算（称“近区下洗”）是引用“相当翼”的假设，然后用线化理论方法得到单独翼面下游的下洗场，从而求解尾段的下洗气动量；对于距弹翼较远的尾段的下洗计算（称“远区下洗”）是基于细长体理论的线涡模型假设，求出下游尾段处的下洗场，然后应用反流定理求解下洗气动量。为尽量使本手册简明扼要、篇幅短小，本手册只给出完整的计算曲线及这些计算曲线的使用说明，而计算方法的理论依据仅作简要介绍，如使用者需要各计算曲线的理论计算公式，可参看本手册后面列出的参考文献〔25〕。

通过国内、外大量的弹翼、弹体组合体和弹翼-弹体-尾翼组合体的计算结果和实验结果比较，验证了本手册的适用性和精确度，表明在 $1.2 \leq M_\infty \leq 3.5$ 、小迎角条件下，绝大部分带翼飞行器的组合体用本手册的图线计算得的升力可准确到误差不超过5~10%，压力中心位置可准确到误差不超过弹体全长的1~2%，只有少量的带极小展弦比翼面的翼体组合体和带极小尾翼的翼体组合体的计算误差略超出上述范围。

第一章 计算方法的理论依据

现代飞行器一般都是由弹体、弹翼、尾翼等组合而成的组合体，但是，整个飞行器的气动力却不等于各单个部件气动力的代数和，还必须考虑飞行器各部件间的气动干扰，其中最主要的是弹翼、弹体间的相互干扰（称翼体干扰）及弹翼对它下游尾翼的干扰（称下洗干扰）。本章将扼要介绍本手册估算飞行器各单独部件的升力、压力中心位置和上述两类主要气动干扰的理论依据。

这里必须先说明一点，本文讨论升力计算方法时，实质上是给出了法向力计算方法。升力和法向力之间是有差别的，但是小迎角条件下两者近乎相等，因而在小迎角时人们也往往不去严格地区分它们。

§1 单独弹体的升力及压力中心位置计算

图1为超音速有翼飞行器弹体的两种典型气动外形——卵形头加圆柱后体及尖锥头加圆柱后体，并带收缩尾部。本节分别介绍头部加圆柱后体，收缩尾段，及粘性法向力的计算方法。

（一）头部（卵形或锥形）加圆柱后体的旋成体

实验表明，对于图1的气动外形，细长体理论给出的法向力比实验值低，特别当马赫数增高时更为显著。其原因在于，超音速气流中有迎角旋成体不但头部产生法向力，而且其圆柱后体部分（主要是邻近头部的肩部附近）也产生法向力。这部分力大体上也是与迎角成正比的，它的产生可认为是头部压力分布在后面柱体上延伸的结果。为方便起见，通常将这两部分法向力合并，总称为头部法向力 C_{N_B} 。有一些文献提供了计及这一效应的理论计算方法，经实验验证，文献〔4〕的二次冲波膨胀法能较好地反映这一物理现象，因此本手册以二次冲波膨胀法的计算结果及相应的实验结果，按照超音速相似参数 f_B/f_n 、 B/f_n ，对卵形头加圆柱后体和锥形头加圆柱后体两种典型弹体外形，整理了法向力系数斜率 $C_{N_n}^a$ 及压力中心系数 x_{CP_n}/l_n 的超音速部分曲线（附图1-1至附图1-4），其中 f_B ——弹体长细比， f_n ——头部长细比。对于 $C_{N_n}^a$ 的亚、跨音速部分的计算曲线，本手册直接引用了文献〔1〕的结果；此外， x_{CP_n}/l_n 的亚、跨音速部分的计算曲线是用细长体理论方法补充得到的。

（二）收缩尾部的估算

关于收缩尾部的升力及压力中心的计算本文仍采用了文献〔1〕的估算方法。该方法是在细长体理论的基础上，考虑了附面层厚度增加和气流局部分离的影响得到的近似公式。

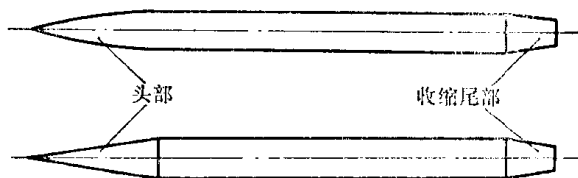


图1 有翼飞行器弹体的两种典型气动外形

(三) 中等迎角、大迎角下弹体的附加粘性法向力

当 $\alpha \leq 10^\circ$ 时, 粘性法向力对于一般的细长弹翼-弹体-尾翼组合体的升力和压力中心位置影响甚小。文献〔3〕把现有的粘性法向力计算方法归纳为三类, 即艾伦 (Aleen) 方法、凯利 (Kelly) 方法、梅洛 (Mello) 方法。文献〔1〕给出的粘性法向力简化计算公式是基于凯利方法得到的。通过上述各种方法的计算结果和实验值比较表明, 文献〔1〕的结果更接近实验结果。因此本文建议用文献〔1〕的粘性法向力计算公式。粘性法向力的作用点取在 0.6 倍弹体长度处。

应当指出, 这些方法的计算结果与实验值相比还相当粗糙, 需要进一步改进〔24〕。不过由于整个弹体法向力在组合体中所占的比重较小, 故在 $\alpha \leq 10^\circ$ 时, 采用文献〔1〕的粘性法向力计算公式不会对整个组合体性能有太大的影响。

§2 单独弹翼的法向力及压力中心位置计算

在超音速气流中, 小迎角条件的单独弹翼的法向力系数斜率 $C_{N_w}^\alpha$ 和压力中心位置 $x_{CP_w}/\bar{c}$ 可用超音速有限翼展弹翼的线化理论足够准确地确定。因此, 本文在超音速线化理论锥形流基本解的基础上, 运用消举法推导了单独弹翼的 $C_{N_w}^\alpha$ 和 $x_{CP_w}/\bar{c}$ 的计算公式 (这里的 x_{CP_w} ——自弹翼平均气动弦前缘算起的距离), 并以相似参数 BA 、 λ 、 $A \tan \Lambda_{1/2}$ 的形式, 给出了三角翼、梯形翼的法向力系数斜率和压力中心位置 $C_{N_w}^\alpha/A$ 、 $x_{CP_w}/\bar{c}$ 的计算曲线 (附图 2-1 至附图 2-2), 其中 $B = \sqrt{M_\infty^2 - 1}$, A ——弹翼展弦比, λ ——弹翼尖削比, $\Lambda_{1/2}$ ——翼面中弦线后掠角。这些曲线对应的有效展弦比 BA 可以从 1~1.5 开始到 12 为止。与文献〔1〕的弹翼计算曲线比较表明, 本文给出的弹翼法向力系数斜率和文献〔1〕基本一致; 而 $x_{CP_w}/\bar{c}$ 曲线与文献〔1〕的曲线稍有差异, 本文在有效展弦比 BA 大于 1.5 后, 仍考虑了弹翼尖削比 λ 的影响, 而文献〔1〕只给出了可能是经过实验修正的、 $\lambda = 0$ 的弹翼的 $x_{CP_w}/\bar{c}$ 曲线, 并在 $BA \geq 2$ 以后文献〔1〕便不计 λ 的影响。

单独弹翼法向力系数斜率及压力中心位置的计算图线 (附图 2-1 至附图 2-2) 所对应的计算公式 (全套弹翼计算公式列于文献〔25〕中) 非常繁冗, 因此我们认为在飞行器初步设计阶段, 弹翼气动力用计算图线直接查出比用计算公式计算方便, 同时并不影响计算精度。

弹翼跨音速部分的 $C_{N_w}^\alpha/A$ 和 $x_{CP_w}/\bar{c}$ 曲线, 文献〔1〕是根据跨音速相似律, 通过整理实验结果而得到的。本文按同样方法对文献〔5〕、〔6〕中的 $A \tan \Lambda_{1/2} = 0$ 一类弹翼的实验结果进行了整理, 所得结果与文献〔1〕相符。但由于所能搜集到的 $A \tan \Lambda_{1/2} = 0$ 情况的实验结果寥寥无几, 难以整理成曲线。因此对亚、跨音速部分, 本文直接引用了文献〔1〕的法向力系数斜率曲线; 关于压力中心曲线, 本文一方面采用了文献〔1〕的相应曲线, 另一方面在跨音速部分和低超音速部分之间以虚线光滑过渡。

§3 弹翼弹体组合体的翼体干扰升力 及压力中心位置计算

按线化理论和细长体理论分析及大量实验结果表明, 在小迎角下 $\propto$ 型的弹翼弹体组合体的升力和俯仰力矩基本上是线性的, 并且和 $\odot$ 型的弹翼弹体组合体对应的气动力几乎相

同, 因此本文仍以那些适用于 ϕ 型弹翼弹体组合体的工程计算方法, 来处理小迎角下 α 型弹翼弹体组合体的干扰问题。换句话说, 在小迎角下未考虑 ϕ 型和 α 型的弹翼弹体组合体的气动力差别。但是随着迎角增加, 一些弹翼弹体组合体在 ϕ 型姿态和 α 型姿态的气动特性将出现明显差别, 这一问题已在另外的报告^[24]中作了讨论, 并提供了计算方法, 本文不再介绍。

象通常的做法一样, 本文认为一个带安装角的弹翼 (或偏转时的全动舵面) 和弹体的组合段在小迎角条件下, 其升力由两部分线性迭加得到: 一部分是假设弹翼安装角 (或全动舵面的偏转角) 为零时由迎角产生的升力, 称这种情况为迎角情况或“ $\alpha\alpha$ ”情况; 另一部分是假设迎角为零时由弹翼安装角 (或全动舵面偏转角) 产生的升力, 称这种情况为安装角情况或“ $\delta\delta$ ”情况, 如图 2 所示。

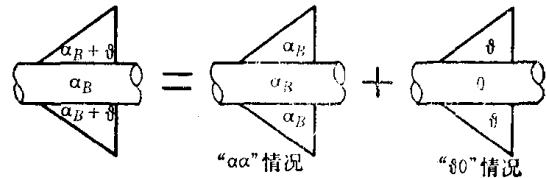


图 2 翼体组合段升力计算的线性分解模型

本节将简要介绍这两部分的升力及其作用位置 (压力中心位置) 的估算方法。

(一) 迎角情况下弹体对弹翼的干扰

文献〔7〕曾搜集了大量的实验结果, 并将它们与各种工程方法的计算值进行了广泛的比较和分析, 指出用细长体理论以有弹体存在时的弹翼升力同单独弹翼升力的比值表示弹体干扰对弹翼升力的影响是合适的 (如文献〔2〕所定义, 这个比值用干扰因子 $K_{w(B)}$ 表示)。本手册的弹体对弹翼的干扰因子 $K_{w(B)}$ 曲线就是用细长体理论得到的。

关于弹体的干扰对弹翼压力中心位置的影响情况, 文献〔1〕认为, 由于弹体存在而产生的外露翼面上的附加载荷作用, 将会使弹翼压力中心位置前移。但文献〔2〕根据对细长体理论和翼片理论分析, 认为有弹体存在的弹翼压力中心位置同单独外露弹翼的压力中心位置相近, 本文经过大量计算论证后认识到, 对于适用于一般导弹气动外形的小展弦比弹翼 (甚至对中等展弦比的弹翼), 受弹体干扰后压力中心位置的前移很小, 以致可以完全忽略不计。本手册认为受弹体干扰后弹翼压力中心位置和单独外露弹翼的压力中心位置相同。

(二) 迎角情况下弹翼对弹体的干扰

关于弹翼对弹体的干扰计算, 在文献〔2〕中应用了平面模型法, 该方法最大特点是反映了来流马赫数对干扰因子 $K_{B(W)}$ (迎角情况下, 弹翼对弹体的干扰升力同单独弹翼升力的比值) 的影响——当马赫数增高时 $K_{B(W)}$ 值逐渐降低, 并且一般都低于细长体理论的 $K_{B(W)}$ 值。然而从实验分析表明, 干扰因子 $K_{B(W)}$ 随马赫数变化不甚明显, 同时还表明, 在弹翼弹体组合体的法向力中, 若弹翼对弹体的干扰部分用平面模型法计算时, 组合体的法向力系数斜率普遍比实验值偏低, 而且压力中心位置普遍比实验值稍微前移。此外平面模型法比细长体理论方法繁冗, 它必须先求得弹翼传递到弹体上的升力后, 才能反推出弹翼对弹体的干扰因子 $K_{B(W)}$ 值。基于这些分析, 本手册采用细长体理论得到的干扰因子 $K_{B(W)}$ 值, 用来计算弹翼对弹体的干扰升力。另外采用类似文献〔1〕、以细长体理论为基础、加以马赫数修正的弹翼对弹体干扰压力中心位置的计算方法, 结果为

$$\tilde{x}_{CP_{B(W)}} = \left\{ x_{c_r} + c_r \left[\left(\frac{x_{CP}}{c} \right)_w + 0.02 A \operatorname{tg} \Lambda_{1/2} \right] + f_2 B \right\} / l_B$$

式中 f_2 ——一个翼面对弹体的干扰压力中心位置到该翼面与弹体交线的水平投影距离，见图 3。

对于无后体或有短后体的弹体弹翼组合体情况，因为后体长度有限，所以弹翼对弹体干扰所产生的弹体附加升力不可能完全实现，故 $K_{B(W)}$ 值应当相应地减小。初步近似认为，作用在无后体或有短后体的组合体上的翼面对弹体的干扰升力相当于作用在后体足够长的弹体上的干扰升力的 ξ 倍 $\left(\xi = \frac{S_1}{S_1 + S_2} \right)$ ， ξ 值的确定见图 4。由于 S_2 面积上的干扰升力

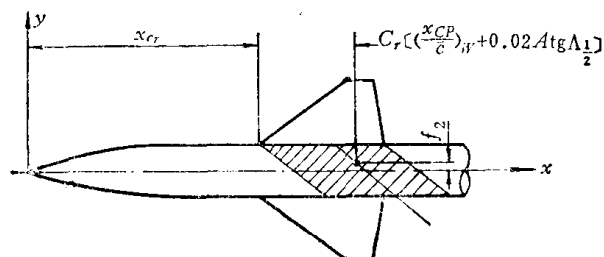


图 3 f_2 示意图

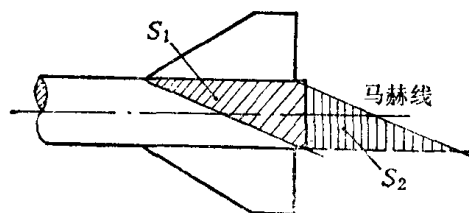


图 4 确定 ξ 用图

没有实现，弹翼对弹体干扰使压力中心必定前移，其前移量可近似认为是 $(1 - \xi) \times f_2 B$ ，因而可以有：

$$\tilde{x}_{CP_{B(W)}} = \left\{ x_{c_r} + c_r \left[\left(\frac{x_{CP}}{c} \right)_w + 0.02 A \operatorname{tg} \Lambda_{1/2} \right] + \xi f_2 B \right\} / l_B$$

尽管这样的修正是近似的，然而大量计算和实验结果的比较表明，这个修正方法能得到较精确的结果。

(三) 安装角或全动舵偏角情况下弹翼弹体间的干扰

对于小安装角和小全动舵偏角情况下弹翼弹体间的干扰，本手册应用基于细长体理论的干扰因子方法计算，同迎角情况相对应，用干扰因子 $k_{W(B)}$ 表示有弹体存在时弹翼（或舵面）的升力同单独弹翼升力之比值，用干扰因子 $k_{B(W)}$ 表示弹翼（或舵面）对弹体的干扰升力同单独弹翼升力之比值。相应的压力中心位置取同迎角情况的相同。偏舵后，舵面同弹体间的缝隙影响可用文献〔1〕的修正系数作粗略的估计。

§ 4 弹翼和尾翼的干扰升力及压力中心位置计算

从实验观察表明，当一个弹翼-弹体-尾翼组合体在飞行时，自弹翼后缘拖出涡面，并在距弹翼一定的距离后，每个翼片拖出的涡面便卷成一个集中的旋涡，因此下游的尾翼处于涡面区域或者处于集中旋涡区域而受到明显的影响。考虑到这个特点，将弹翼对尾翼的干扰分为“近区下洗”和“远区下洗”分别处理。此外为简化计算，认为尾翼的干扰力此时仍作用在无弹翼下洗干扰时的压力中心位置处。

(一) 近区的弹翼尾翼干扰

对于近区的弹翼尾翼干扰需同时考虑“下洗”及“阻滞”两个效应。下面分别进行简单介绍。

在迎角情况中，本文引用了“相当翼”的假设，也即定义弹翼弹体组合段的内插弹翼

为“相当翼”，然后假设其升力沿展向分布和组合段的升力分布相同，并认为在同样升力下两者的平均下洗角相等。同时还假设涡面位于自弹翼平均气动弦后缘引出的平行来流方向的平面内。内插弹翼的平均下洗角用线化理论升力面方法求得。这里必须指出，该方法要求尾翼的展长不超过 0.5~0.6 倍弹翼展长及弹翼后缘后（前）掠角须小于 20° ，否则上述内插弹翼的平均下洗角要重新考虑。

由于实际上尾翼与涡面一般都不会在同一平面上，这个影响以“高度因子”来考虑。所谓“高度因子”，就是下洗角对涡面法向距离的一阶导数。本文用线化理论求得切尖三角翼当翼尖马赫波不在翼面上相交情况的高度因子 B_s 为 $-\frac{1}{mE'(m)}$ 。作为近似，该高度因子 B_s 也用到弹翼后缘后（前）掠角小于 20° 的情况。

安装角情况（或全动舵偏角情况）的弹翼对尾翼的下洗干扰计算同迎角情况的处理方法类似，但假设了只有弹翼（或舵）对下游尾翼产生下洗，而弹体部分对下游尾翼不产生下洗。

关于 $\times$ 型布局的弹翼段对 $\times$ 型或 $\diamond$ 型布局的尾翼段的下洗，本文都当作相应的 $\diamond$ 型布局的弹翼段及尾翼段来进行计算，因为在小迎角时 $\times$ 型和 $\diamond$ 型两种布局的弹翼段的升力相差很小，可以认为两者的下洗也相差不多。

此外，由于尾翼距弹翼很近而处于弹翼段的阻滞气流之中，这样一方面使尾翼附近的动压降低，另一方面当地的马赫数也减小。这个阻滞效应，本文用文献〔1〕的气流平均阻滞系数作近似估计。

（二）远区弹翼尾翼干扰

当尾翼距上游翼面较远时，尾翼段处于从弹翼后缘拖出的集中旋涡中，此时弹翼尾翼干扰应用线涡模型进行估算。首先由细长体理论求出弹翼后缘的旋涡初始展向位置，并由弹翼弹体组合段的升力确定各集中旋涡的强度；然后用细长体理论求出在弹体存在情况下旋涡的运动路线及其在尾翼段的下洗场；最后用反流关系求出表征下洗气动量的旋涡干扰因子 F ，进而得到相当的平均下洗角。旋涡干扰因子 F 表示单位强度的旋涡在翼面上的诱导升力同均匀流场中单独翼面升力的比值。

下面说明两点：

（1）关于旋涡的运动路径

本文在计算旋涡的运动路径时，虽考虑了弹体存在的影响，但尚未考虑尾翼面存在对它的影响，当旋涡运动到尾翼段时，即取平行于弹体的轴线方向向后运动，于是旋涡在尾翼处的下洗场只沿展向有变化而沿轴向无变化，这将使非均匀流场中的尾翼升力计算大大简化。

此外，当弹体出现台阶式膨胀时，采用了下面的工程近似处理：先将弹体作为无台阶式膨胀来计算旋涡路径，然后再考虑由于弹体膨胀引起的扰动速度对旋涡路径的影响，也就是用细长体理论方法进行弹体膨胀修正。

（2）关于尾翼段下洗气动力及平均下洗角的确定

已知旋涡在尾段的位置和强度，求下洗气动力有两种方法：细长体理论和反流定理方法^{〔8,9〕}。表征下洗气动力的旋涡干扰因子 F 本文用反流定理求得，其中假设尾翼面在反流场中的展向载荷分布是线性的，包括三角形及梯形两种外形。

文献〔8〕指出，细长体理论仅对极细长的带三角形尾翼的组合体才较准确，对于一般不太细长的尾翼弹体组合体误差较大。此外，由于细长体理论得到的下洗升力仅与尾翼段（见图5） $A-A$ 及 $B-B$ 两截面中的旋涡位置、径展比 $\frac{a}{s_m}$ 、旋涡强度有关。因此对于尾翼为梯形的尾翼段，当假设旋涡平行于弹体轴线向后运动，则 $C-C$ 截面到 $B-B$ 截面之间将不受下洗干扰，这显然不合理。加之反流定理比细长体理论简单，因此本文采用反流定理方法。

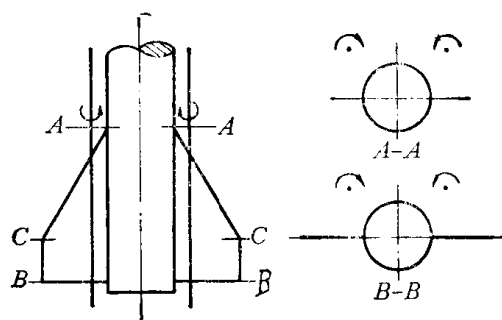


图5 尾翼组合段处旋涡位置示意图

综合以上叙述可以认为：本手册的理论依据是可靠的，方法来源是明确的，方法是合理的，计算是简便的。

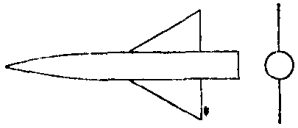
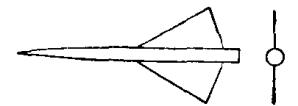
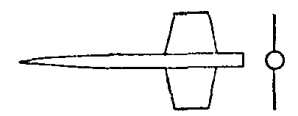
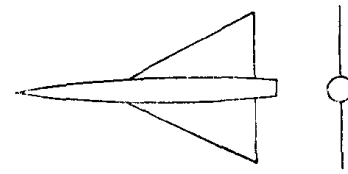
第二章 实验验证和分析

为验证手册的适用性和精确度，本文对一系列弹翼弹体组合体及弹翼-弹体-尾翼组合体的升力和压力中心特性作了计算，并与相应的风洞实验结果进行了比较，具体结果列于表1中。

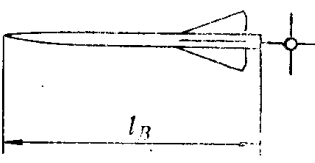
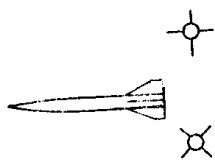
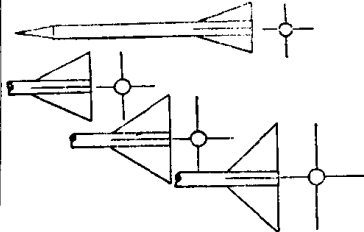
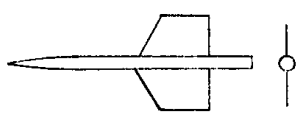
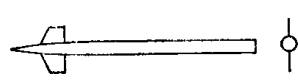
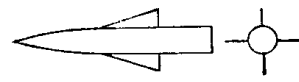
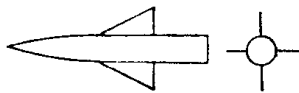
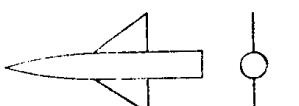
从表1中看出，由于组合体的气动外形各式各样，因而计算值和实验值的符合程度各有不同。为了对本手册的方法作出全面的、客观的评论，下面简要地分析一下部件和干扰气动力的计算误差及气动外形布局对整个组合体升力和压力中心的影响。

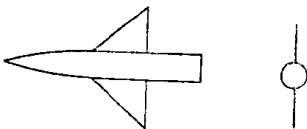
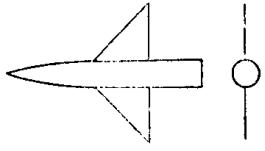
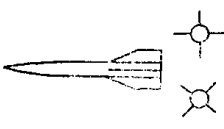
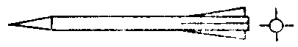
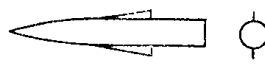
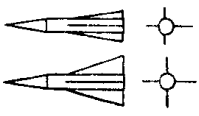
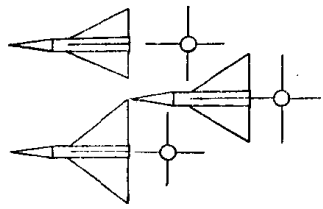
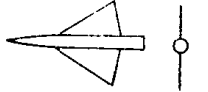
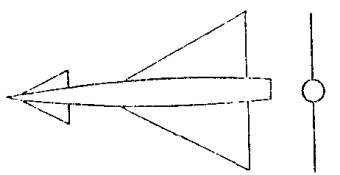
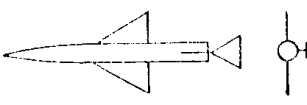
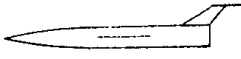
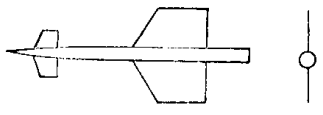
实质上，求某一飞行器的升力和压力中心问题，简单来说，就是力学上求平行力系的合力及其作用点的问题。然而，具体问题又并不是那么简单。当根据飞行器外形，运用气体动力学理论，确定各部件或部件间干扰的气动力及其作用点的时候，便引入了一定的误差。这些误差，在一定条件下，就会或大或小地影响着整个飞行器的升力和压力中心位置。其影响究竟如何呢？下面以弹翼弹体组合体为例来加以说明。

表1 组合体升力和压力中心位置计算和实验的比较

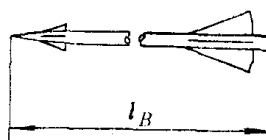
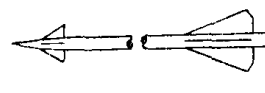
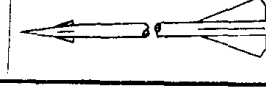
编号	来源	气 动 外 形	M_∞	C_N^a		相差 %	$\tilde{x}_{CP}$		相差 l_B	备 注
				计算值	实验值		计算值	实验值		
1	[10] [11]		1.53	0.422	0.397	6	0.677	0.678	0.001	AGARD 标准模型 B
			1.80	0.383	0.359	6.7	0.674	0.668	0.006	
			2.04	0.357	0.339	5	0.671	0.662	0.009	
			2.29	0.314	0.312	0.7	0.663	0.657	0.006	
			2.53	0.289	0.295	2	0.657	0.653	0.004	
			3.01	0.243	0.254	4	0.643	0.645	0.002	
			3.26	0.226	0.237	5	0.636	0.633	0.003	
			3.53	0.210	0.221	5	0.628	0.624	0.004	
			4.00	0.186	0.191	3	0.618	0.606	0.012	
2	[12]		1.4	1.850	1.79	3	0.769	0.768	0.001	
			1.98	1.410	1.47	4	0.767	0.768	0.001	
			2.94	0.914	0.991	8.4	0.761	0.760	0.001	
			1.40	2.00	1.96	2	0.744	0.737	0.007	
			1.98	1.33	1.42	6	0.746	0.748	0.002	
			2.94	0.889	0.915	3	0.741	0.735	0.006	
3	[13]		1.30	0.923	0.861	7	0.716	0.710	0.005	
					0.864			0.712		
			1.50	0.861	0.822	5.5	0.717	0.710	0.009	
					0.810			0.706		
			1.70	0.807	0.718	11	0.717	0.709	0.007	
					0.733			0.711		
			1.90	0.757	0.691	10	0.716	0.705	0.010	
					0.677			0.708		
					0.605			0.700		
			2.22	0.678	0.630	10	0.714	0.704	0.012	

(续)

编号	来源	气 动 外 形	M_∞	C_N^a		相差 %	$\tilde{x}_{CP}$		相差 l_B	备 注
				计算值	实验值		计算值	实验值		
4	[14] [15]		2.01	0.545	0.520	5	0.791	0.785	0.006	$l_B = 50.833$
			2.01	0.545	0.520	5	0.782	0.779	0.003	47.333
			2.01	0.545	0.520	5	0.774	0.770	0.004	41.667
			2.01	0.545	0.520	5	0.766	0.758	0.008	42.0
			2.01	0.545	0.520	5	0.757	0.770	0.013	39.565
			2.01	0.545	0.520 0.520 0.505	5	0.782	0.779 0.779 0.760	0.003	47.333
			2.01	0.545	0.505 0.497	5	0.757	0.760 0.765	0.005	39.565
5	[16]		1.93	0.286	0.271	5.5	0.715	0.721	0.006	
			1.93	0.286	0.261	10	0.715	0.721	0.006	
6	[17]		1.88	0.382	0.419	8.8	0.805	0.81	0.005	
			1.88	0.625	0.666	6.5	0.846	0.83	0.016	
			1.88	0.853	0.873	2.3	0.863	0.85	0.013	
			1.88	1.022	1.048	2.5	0.870	0.86	0.010	
7	[18]		1.40	2.00	1.83	9	0.656	0.637	0.019	
			2.47	1.28	1.18	8.5	0.679	0.663	0.016	
8	[18]		1.40	0.367	0.316	16	0.182	0.174	0.008	
			2.47	0.233	0.264	11	0.196	0.210	0.014	
9	[19]		1.61	0.113	0.122	7.3	0.166	0.175	0.009	
10	[16]		1.93	0.146	0.156	6.4	0.469	0.488	0.019	
11	[20]		1.50	0.161	0.155	4	0.524	0.534	0.010	
			2.02	0.153	0.142	7.7	0.526	0.531	0.005	
			1.50	0.249	0.229	8.7	0.566	0.563	0.003	
			2.02	0.219	0.211	3.8	0.566	0.565	0.001	
			1.50	0.342	0.303	13	0.587	0.581	0.006	
			2.02	0.272	0.265	5	0.580	0.583	0.003	

编号	来源	气 动 外 形	M_∞	C_N^a		相差 %	$\tilde{x}_{CP}$		相差 l_B	备 注
				计算值	实验值		计算值	实验值		
			1.50	0.428	0.377	13	0.598	0.595	0.003	
			2.02	0.307	0.323	5	0.587	0.595	0.008	
			1.50	0.503	0.452	11	0.604	0.596	0.008	
			2.02	0.344	0.364	5	0.593	0.596	0.003	
12	[16]		1.93	0.235	0.217	8.3	0.757	0.741	0.016	
			2.40	0.220	0.200	10	0.745	0.721	0.024	
			1.93	0.235	0.213	10	0.757	0.733	0.024	
			2.40	0.220	0.196	12	0.745	0.695	0.050	
13	[17]		1.88	0.170	0.199	14	0.674	0.73	0.056	极小展弦比外形
14	[20]		1.50	0.0870	0.0841	3.4	0.421	0.440	0.019	同上
			2.02	0.0894	0.0857	4.3	0.433	0.412	0.021	
15	[17]		1.88	0.169	0.199	15	0.660	0.68	0.020	同上
			1.88	0.381	0.389	2	0.749	0.73	0.019	
			1.88	0.624	0.616	1.3	0.777	0.75	0.027	
			1.88	0.852	0.875	2.6	0.788	0.76	0.028	
			1.88	1.021	1.033	1.2	0.793	0.77	0.023	
16	[21]		3.00	0.575	0.602	5	0.655	0.642	0.013	
			4.26	0.403	0.435	7.4	0.643	0.621	0.022	
17	[13]		1.30	0.916	0.867	5.6	0.657	0.667	0.010	
			1.50	0.861	0.791	8.8	0.658	0.674	0.016	
			1.70	0.813	0.731	11	0.660	0.669	0.009	
			1.90	0.767	0.691	11	0.660	0.664	0.004	
			2.22	0.693	0.615	13	0.659	0.660	0.001	
18	[22]		1.10	0.564	0.584	3.4	0.638	0.637	0.001	
			1.20	0.539	0.498	8.2	0.639	0.629	0.010	
			1.30	0.519	0.476	9	0.640	0.626	0.014	
			1.40	0.501	0.468	7	0.641	0.620	0.021	
19	[18]		1.40	2.09	1.92	8.8	0.580	0.577 0.583 0.591 0.591	0.015	
			2.02	1.63	1.50	8.7	0.606			
			2.47	1.38	1.31	5.3	0.615	0.599	0.016	

(续)

编号	来源	气动外形	M_∞	C_N^α		相差 %	$\tilde{x}_{CP}$		相差 l_B	备注
				计算值	实验值		计算值	实验值		
20	[14]		2.01	0.561	0.533	5.2	0.720	0.718	0.002	$l_B = 50.833$
			2.01	0.557	0.533	4.5	0.713	0.701	0.012	47.333
			2.01	0.556	0.533	4.3	0.708	0.694	0.011	44.667
			2.01	0.549	0.533	3	0.700	0.696	0.004	42.0
			2.01	0.549	0.533	3	0.694	0.685	0.009	39.565
21	[15]		2.01	0.559	0.612	8.6	0.661	0.660	0.001	$l_B = 47.333$
			2.01	0.547	0.574	4.7	0.646	0.644	0.002	39.565
			2.01	0.565	0.554	2	0.650	0.660	0.010	$l_B = 47.333$
			2.01	0.558	0.578	3.5	0.638	0.643	0.005	39.565
			2.01	0.551	0.546	1	0.719	0.705	0.014	$l_B = 39.565$

首先只考虑由弹翼弹体组合段的法向力 $C_{N_{WB}}$ 和弹体法向力 C_{N_B} 的估算误差所引起的组合体压力中心移动。假设 $C_{N_{WB}} = nC_{N_B}$ ，并认为 $C_{N_{WB}}$ 和 C_{N_B} 分别有 δ_1 和 δ_2 的相对误差，那么由 $C_{N_{WB}}$ 误差引起的压力中心移动量为

$$\Delta_1 \tilde{x}_{CP} = \frac{\delta_1}{(n+1) \left[\frac{1}{n} + (1+\delta_1) \right]} \left(-\frac{l}{l_B} \right)$$

由 C_{N_B} 误差引起的压力中心移动量为

$$\Delta_2 \tilde{x}_{CP} = \frac{\delta_2}{(n+1) [n + (1+\delta_2)]} \left(\frac{l}{l_B} \right)$$

两式中 l 的定义见图 6。

从 $\Delta_1 \tilde{x}_{CP}$ 、 $\Delta_2 \tilde{x}_{CP}$ 的表达式可以清楚地看

到：(a) 压力中心移动量 $\Delta \tilde{x}_{CP}$ 正比于 δ_1 和 δ_2 。(b) 升力大者，则其误差所起的 $\Delta \tilde{x}_{CP}$ 也大，反之亦然。(c) 当 n 越大，即 $C_{N_{WB}}$ 越比 C_{N_B} 大，则 $\Delta \tilde{x}_{CP}$ 就越小；反之，当 $n \rightarrow 1$ 时， $\Delta \tilde{x}_{CP}$ 就趋近一个极大值 [若 $\delta_1 = \delta_2 = 10\%$ ，则该极大值为 $26\% \times \left(-\frac{l}{l_B} \right)$]。(d) $\Delta \tilde{x}_{CP}$ 都正比于两升力作用点之间的距离 l 。

关于 δ_1 和 δ_2 对升力的影响，是显而易见的。只要 δ_1 和 δ_2 都不超过 10%，一般来说，组合体升力就不会超过 10% 的误差。

接着再考虑 $C_{N_{WB}}$ 和 C_{N_B} 作用点位置的误差对组合体压力中心的影响。假设 $C_{N_{WB}} = nC_{N_B}$ ，前者力作用点位置相对 $\bar{c}$ 的误差为 δ_3 ，后者力作用点位置相对 l_n 的误差为 δ_4 ，其中 $\bar{c}$ ——外露翼的平均气动弦， l_n ——弹体头部长度的 (见图 6)。可以导出由 δ_3 引起的压力中心移动量为

$$\Delta_3 \tilde{x}_{CP} = \frac{n\delta_3}{(n+1)} \left(\frac{\bar{c}}{l_B} \right)$$

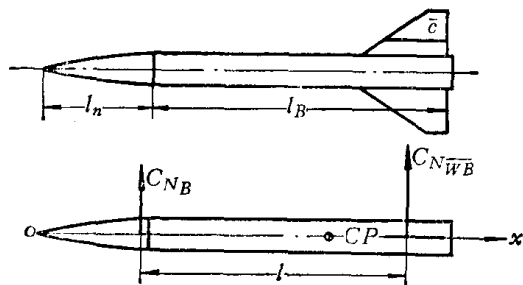


图 6 翼体组合体上作用力的示意图

由 δ_4 引起的压力中心移动量为

$$\Delta_4 \tilde{x}_{CP} = \frac{\delta_4}{(n+1)} \left(\frac{l_n}{l_B} \right)$$

从 $\Delta_3 \tilde{x}_{CP}$ 、 $\Delta_4 \tilde{x}_{CP}$ 的表达式可以清楚地看到：(a) 组合体压力中心移动量 $\Delta \tilde{x}_{CP}$ 正比于各部件升力作用点位置的估算误差 δ_3 、 δ_4 ，以及各部件特征长度之比 $\bar{c}/l_B$ 、 l_n/l_B 。(b) 当 n 值越大，即 $C_{N_{WB}}$ 和 C_{N_B} 相差倍数越大， $\Delta_4 \tilde{x}_{CP}$ 就越小，而 $\Delta_3 \tilde{x}_{CP}$ 却增大，并且趋近于 $\delta_3 \times \frac{\bar{c}}{l_B}$ 值。(c) 升力大者，其作用点位置误差所引起的 $\Delta \tilde{x}_{CP}$ 也大，反之亦然。

由以上分析可以判定，具有下面两个特征的组合体外形，其升力和压力中心位置相对来说应该能算准：

(1) 弹体相对细长，弹翼弹体组合段升力数倍于弹体升力（相应两者面积比 $S_w/S_B \geq 5 \sim 6$ ），而且 $\bar{c}/l_B$ 又不太大的弹翼弹体组合体。表 1 中编号为 1~7 的外形属此类。

(2) 弹体细长，弹翼弹体组合段升力稍大、接近或小于弹体升力，并且两者力作用点很靠近的组合体。表 1 中编号为 8、9 的外形具有上述特征。

同样可指出，压力中心位置不易算准的组合体外形特征为：

(1) 弹体相对细长，弹翼弹体组合段升力稍大、接近或小于弹体升力，且两者力作用点相距很远的组合体外形。表 1 中编号为 12、13 的外形属此类。

(2) 弹体较短，翼弦 $\bar{c}$ 相对较长，弹翼弹体组合段升力可数倍、亦可接近于弹体升力的一类组合体，如表 1 中编号为 15、16 的外形。

上述分析得出的结论为表 1 的比较结果所证实。对于一般的组合体外形，能达到升力误差 10% 以内和压力中心位置误差 2% 弹体长以内的指标。而对于前述不易算准的组合体外形就达不到上述指标。还应指出，目前弹翼的计算方法对于极小展弦比的翼面来说是不适用的，同时，极小展弦比的弹翼弹体组合体，在小迎角时即出现严重的非线性升力特性，则取其升力的斜率较为困难，这也可能引入不定因素。因此表 1 中极小展弦比的弹翼弹体组合体的计算值和实验值不免相差较大。

到此为止，只分析了弹翼弹体组合体的情况。对于还具有前翼或尾翼（或两者都有）的整个飞行器也可作同样的分析。一般来说，前翼或尾翼相对弹翼来说都是很小的，整个飞行器性能主要取决于弹翼弹体组合体，由前面分析可以知道，只要前翼或尾翼的估算误差不很大的话，理论计算方法仍可以很精确地反映整个飞行器的升力和压力中心位置结果。

此外，当前翼处于弹体头部弯曲部分时，翼段升力将减小，计算和实验结果的比较表明：

(1) 文献〔1〕的方法是合理的（见表 1 编号为 17、19~21 的外形）。

(2) 当前翼面积甚小（约 $S_c/S_w \leq 0.05$ ）时，便可不计这一效应。因前翼段升力很小，这样简化对组合体总升力几乎没有影响。

通过本节弹翼弹体组合体及弹翼-弹体-尾翼组合体的计算值和实验值比较及误差影响分析，可得出以下结论：在 $1.2 \leq M_\infty \leq 3.5 \sim 4.0$ 、小迎角下绝大部分带翼导弹型式的组合体，用本手册计算的升力可准确到误差在 10% 以内，压力中心位置可准确到误差不超过弹体长的 1~2%，有少量极小展弦比翼面的组合体的计算误差略超出上述范围。

第三章 计算图线的使用说明

§ 1 组合体的主要几何参数计算公式

图 7 为一般的弹翼-弹体-尾翼组合体的几何外形。在升力及压力中心位置计算中需要用到的几何参数按下面公式计算。

(一) 弹体主要几何参数

$$f_B = \frac{l_B}{d_m}$$

$$f_n = \frac{l_n}{d_m}$$

$$\eta_t = \frac{a_b}{a_m}$$

(二) 翼面几何参数

$$2b = \sqrt{S_W A}$$

$$2s_m = \sqrt{S_{W0} A_0}$$

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r}$$

$$\lambda_0 = \frac{c_{t0}}{c_{r0}}$$

$$c_r = \frac{S_W}{b(1+\lambda)}$$

$$c_{r0} = \frac{S_{W0}}{s_m(1+\lambda_0)}$$

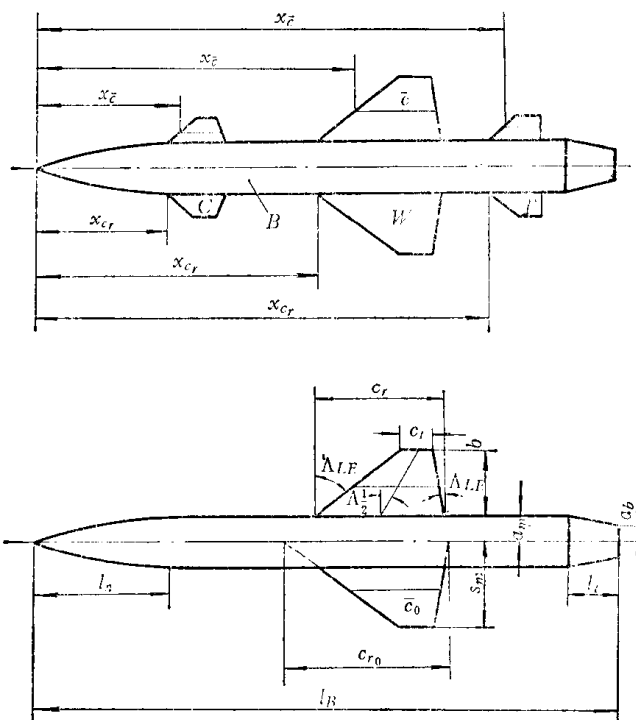


图 7 组合体的主要几何参数

(三) 用内插翼几何参数表示外露翼的几何参数

$$S_W = S_{W0} \left(1 - \frac{1-\lambda_0}{1+\lambda_0} \cdot \frac{a}{s_m} \right) \left(1 - \frac{a}{s_m} \right)$$

$$b = s_m - a$$

$$c_r = c_{r0} \left[1 - (1-\lambda_0) \frac{a}{s_m} \right]$$

$$\lambda = \frac{\lambda_0}{1 - (1-\lambda_0) \frac{a}{s_m}}$$

$$A = A_0 \frac{1 - \frac{a}{s_m}}{1 - \frac{1-\lambda_0}{1+\lambda_0} \frac{a}{s_m}}$$