

基于 Datcom 软件的巡航靶弹气动估算*

韩京霖, 王 铮, 陈光学

(陕西中天火箭技术有限责任公司, 西安 710025)

摘要: Missile Datcom 是一种估算导弹气动参数的软件, 在初步设计中具有较高的实用价值。针对某巡航靶弹在不同攻角、马赫数下的升、阻力系数及俯仰力矩系数, 利用 CFD 计算结果与 Datcom 的估算结果进行了比较分析。结果表明, 在初步设计阶段中 Datcom 可提供较高精度的气动力系数, 为设计者提供了替代专用程序的设计方法。

关键词: 导弹; 气动力; 工程估算

中图分类号: TJ760.11 **文献标志码:** A

Aerodynamic Evaluation of Cruise Target Missile Based on Datcom Program

HAN Jinglin, WANG Zheng, CHEN Guangxue

(Shaanxi Zhongtian Rocket Technology Co. Ltd, Xi'an 710025, China)

Abstract: Missile Datcom, a computer program for predicting missile aerodynamics, is quite practical for missile primary design. CFD technology and Datcom program were applied separately to calculate the values of aerodynamic characteristics such as lift coefficient, drag coefficient and pitching moment coefficient based on the configuration of a cruise target missile. A series of data comparisons show that Datcom can provide a quite precise estimation and a substitute method in primary phase of missile design for designers.

Keywords: missile; aerodynamics; engineering estimation

0 引言

在导弹初步设计过程中, 经济而快速地计算其气动参数十分重要。导弹最终气动外形及气动力特性取决于导弹的分系统, 如有效载荷的尺寸、动力系统和发射装置等, 而这些分系统在导弹设计初期是需要反复修改的, 因此设计者必须能够精确而快速的预测大范围变化的导弹气动外形。计算流体力学(CFD)方法可以较准确的计算导弹气动参数, 但其计算量太大, 导弹每修改一次外形都要消耗较长的计算时间和人力成本, 不适合在初步设计过程中使用; 而美国空军开发的 Missile Datcom 软件可在大范围内快速预估一系列导弹气动外形。文中选取某巡航靶弹, 在其主要工况下采用 Datcom 方法对其进行气动特性估算, 并对其 CFD 的计算结果加以分析。

1 Datcom 软件简介

Datcom 软件利用美国几十年来的风洞试验数据建立典型气动模型, 采用部件组合、数据和方法模块化等方法, 针对一般外形的导弹在一定飞行条件下的

估算结果具有较高精度。

1.1 Datcom 软件对导弹外形要求

Datcom 软件适用于以下外形的导弹:

- 1) 轴对称的或椭圆形截面的弹身;
- 2) 沿弹身从头锥到尾部有一到 4 组气动力面装置, 每组气动力面装置可以由 1~8 个相同的面板组成, 这些面板具有相同的纵向位置, 每个气动力面可以独立的偏转, 或以全动偏转或以平面后缘襟翼偏转。

1.2 气动力估算方法

Datcom 在估算中使用了经验与理论相结合的方法, 并基于导弹的几何布局和飞行条件对方法进行选择。使用时, 首先对导弹弹体和弹翼的气动参数分别进行估算, 再使用不同的组合系数和方法将它们组合起来, 最终得到全弹的气动参数。

1.2.1 单独弹体的方法

对于亚音速的单独弹体, Datcom 使用“组合气动估算方法”。在小攻角下(小于 $5^\circ \sim 10^\circ$), 采用经验关系以及细长体理论计算法向力和俯仰力矩。

* 收稿日期: 2011-07-26

作者简介: 韩京霖(1984—), 女, 山东潍坊人, 硕士研究生, 研究方向: 飞行器设计。

法向力系数计算公式:

$$C_N = \frac{-1}{S_{\text{ref}}} \int_0^l \int_0^{2\pi} C_p R \cos\theta d\theta dx \quad (1)$$

式中, C_p 为压力系数, 可由速度势微分得到:

$$C_p = \frac{-2}{U} \frac{\partial\phi}{\partial x} - \left(\frac{\partial R}{\partial x}\right)^2 + (1 - 4\sin^2\theta)\alpha^2 \quad (2)$$

$$\phi = U\alpha \frac{R(x)^2}{r} \cos\theta$$

俯仰力矩系数计算公式:

$$C_m = \frac{4\pi}{S_{\text{ref}} l_{\text{ref}}} \left[\int_0^l (x_{\text{ref}} - x) (\alpha_0 + \varepsilon) R \frac{dR}{dx} dx + \int_0^l (x_{\text{ref}} - x) \frac{R^2}{2} \frac{d\varepsilon}{dx} dx \right] \quad (3)$$

在大攻角下, 采用艾伦和帕金斯的粘性流理论, 将法向力及俯仰力矩都分为位流项和粘性项, 分别计算再线性叠加:

$$C_N = \frac{C_{N\alpha}}{2} \sin 2\alpha \cos(\alpha/2) + \eta C_{Dc} \sin\alpha |\sin\alpha| \frac{S_p}{S} \quad (4)$$

$$C_m = \frac{C_{N\alpha}}{2} \left(\frac{x_{cp} - x_{cg}}{l} \right) \sin 2\alpha' \cos(\alpha'/2) + \eta C_{Dc} \sin\alpha |\sin\alpha| \frac{S_p}{S} \left(\frac{x_c - x_{cg}}{l} \right) \quad (5)$$

$$\alpha' = \alpha \quad -90^\circ < \alpha < 90^\circ$$

$$\alpha' = \alpha - 180 \quad 90^\circ < \alpha < 180^\circ$$

式中: $C_{N\alpha}$ 为法向力随攻角变化率; C_{Dc} 为横流阻力系数。

轴向力的计算也采用了两种不同的方法: 在 30° 攻角以下, 采用修正版的艾伦和帕金斯理论; 在 30° 攻角以上, 采用约根森的细长体理论, 通过降低沿弹身的动压来对轴向力进行修正。不同攻角产生不同的轴向力; 而由表面摩擦、波、压力以及底阻产生的轴向力认为与攻角无关, 并全部包括在总的轴向力中。轴向力系数计算公式如下:

$$C_A = C_{A,0} + C_{A,\alpha} \quad 0^\circ < \alpha < 30^\circ \quad (6)$$

$$C_A = C_{A,0} \cos^2\alpha \quad 30^\circ < \alpha < 90^\circ$$

式中: $C_{A,0}$ 为零升轴向力系数; $C_{A,\alpha}$ 为有升力时轴向力系数。

1.2.2 单独弹翼的方法

计算单独弹翼气动参数的方法与弹体类似。法向力和俯仰力矩的计算分线性与非线性两部分, 分别计算并求和。

法向力系数计算公式:

$$C_N = \frac{C_{N\alpha}}{2} \sin 2\alpha + C_{N\alpha\alpha} \sin\alpha |\sin\alpha| \quad (7)$$

式中: $C_{N\alpha\alpha}$ 为非线性部分法向力随攻角变化率, 当攻

角较大时, 该项在法向力中起主要作用, 并随攻角和翼型特性的变化而变化。

俯仰力矩系数计算公式:

$$C_m = \frac{(x_{ac} - x_{cg}) C_{N,p}}{l} + \frac{(x_c - x_{cg}) C_{N,v}}{l} \quad (8)$$

式中: $C_{N,p}$ 为位势法向力系数, 设作用在翼的压心; $C_{N,v}$ 为粘性法向力系数, 设作用在翼的形心。

弹翼轴向力的计算与弹体一样。攻角独立于表面摩擦、压力、波以及底阻进行计算, 不同攻角产生的轴向力将加入到总的轴向力中。计算公式如下:

$$C_A = C_{A,0} + C_{A,\alpha} \quad (9)$$

1.2.3 部件组合方法

计算组合的弹体和弹翼的气动参数时, 考虑部件干扰效应。对于线性范围的攻角(如小于 5°), 由尼尔森、皮特和卡塔利提出的方法计算弹体和弹翼的传递载荷。虽然这个方法只在线性范围内有效, 但它可以用合理的置信度推广到 10° 攻角范围。超过 10° 攻角时, 采用“等效攻角”(假设翼法向力的影响可以表示为攻角增量, 并和原攻角加到一起形成一个等效攻角)的方法计算, 该方法可计算到 30° 攻角。对于 30° 以上攻角, 虽然软件仍可运行, 但此时该方法的有效性未经校验和证明。

2 计算与分析

该巡航靶弹头锥为半椭球形, 弹体为旋成体, 采用正常式布局, 弹翼和舵面均为六边形, 呈 $\times - \times$ 配置, 如图 1 所示。模型结构简单, 满足使用 Datcom 估算的结构要求。

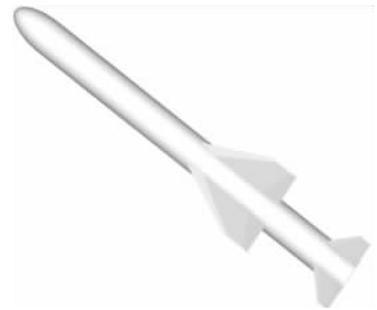


图1 导弹模型

2.1 CFD 计算

首先对巡航靶弹进行 CFD 气动力计算, 采用的软件为 FLUENT。选取飞行条件为海拔 0m, 标准大气, 马赫数 $Ma = 0.7$, 攻角 $\alpha = 4^\circ$, 分别在舵偏 $\delta = 0^\circ$ 和 5° 下建模计算。由于靶弹为面对称形, 故使用 FLUENT 前处理软件 Gambit 对靶弹建立半模型, 而后导入 FLUENT, 选择基于密度的显式求解器, 湍流模型采用 $k-\omega$ 双方程模型及雷诺应力模型。经数天计算, 部分计算结果如图 2、图 3 所示。

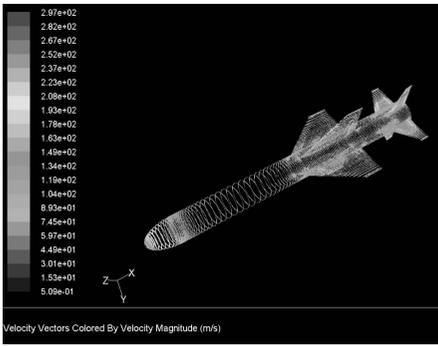


图 2 弹体表面速度矢量

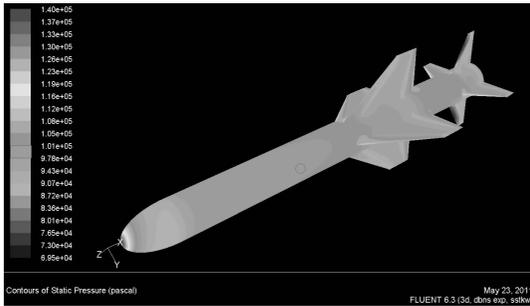


图 3 弹体表面压力分布云图

2.2 Datcom 计算

选择在 5 个马赫数 (0.3, 0.5, 0.7, 1.1, 2.0) 和 8 个攻角 ($-15^\circ, -10^\circ, -4^\circ, 0^\circ, 1^\circ, 4^\circ, 10^\circ, 15^\circ$) 状态下计算, 耗时很短, 最多半天便可完成全部计算。限于篇幅, 文中给出部分计算结果。图 4、图 5 分别是舵偏 $\delta = 0^\circ$ 和 5° 下导弹的法向力系数 C_N , 图 6 是舵偏 $\delta = 0^\circ$ 时导弹的轴向力系数 C_A , 图 7 是舵偏 $\delta = 0^\circ$ 时导弹的俯仰力矩系数 C_m 。

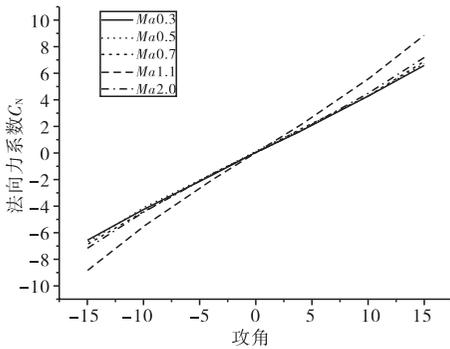


图 4 C_N 与 Ma, α 变化曲线 ($\delta = 0^\circ$)

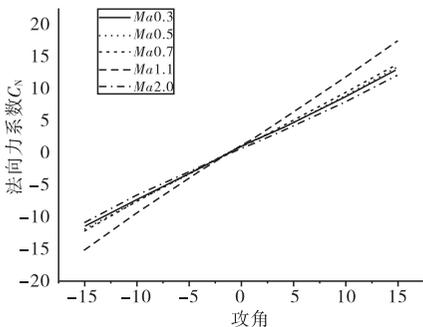


图 5 C_N 与 Ma, α 变化曲线 ($\delta = 5^\circ$)

由图 4、图 5 可以看出, 法向力系数随攻角的增大

而增大, 两者基本呈线性关系; 与马赫数关系较小。

由图 6 可以看出, 轴向力系数在正攻角范围内, 随攻角增大而增大; 在负攻角范围内, 随攻角的增大而减小; 当攻角为 0° 时达到最小值。在低马赫数下, 轴向力系数随攻角增加较慢; 在高马赫数下, 轴向力系数随攻角增加较快。

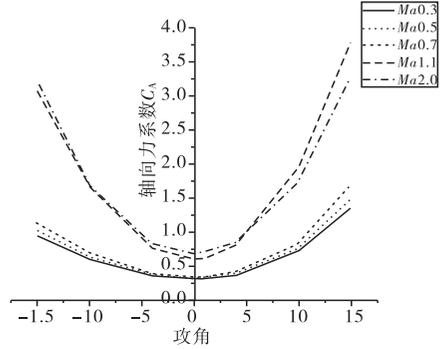


图 6 C_A 与 Ma, α 变化曲线 ($\delta = 0^\circ$)

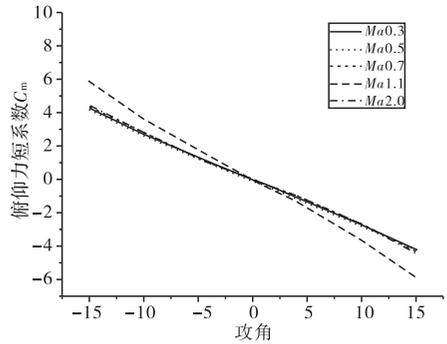


图 7 C_m 与 Ma, α 变化曲线 ($\delta = 0^\circ$)

由图 7 可以看出, 俯仰力矩系数随攻角的增大而减小, 两者基本呈线性关系, 与马赫数关系较小。由于俯仰力矩系数对攻角的导数小于零, 所以靶弹静稳定, 符合设计要求。

2.3 对比分析

在 $Ma = 0.7, \alpha = 4^\circ$ 下, 比较 CFD 与 Datcom 的计算结果 (表 1)。由于在方案设计阶段, 最重要的是精确估算靶弹的纵向气动特性; 而横侧向气动特性值通常不作为选择准则。因此, 这里仅针对纵向特性参数 (轴向力系数、法向力系数和俯仰力矩系数) 进行计算和对比分析。

表 1 计算结果及比较

	舵偏角/ ($^\circ$)	计算结果			
		C_A	C_N	C_m	相对压心 (\bar{x}_p)
CFD	0	0.36904014	1.625169	1.043146	0.64186
	5	0.44790627	2.622483	2.017760	0.76940
Datcom	0	0.30009685	1.682395	1.023856	0.60857
	5	0.33709009	2.535663	1.830141	0.72176
Datcom 相对	0	18.68	3.52	1.85	5.48
CFD 误差/%	5	24.74	3.31	9.30	6.6

从表1可以发现,法向力系数 C_N 、俯仰力矩系数 C_m 和相对压心 \bar{x}_p CFD与Datcom的计算吻合较好,误差在10%以内,满足工程估算精度要求;但轴向力系数 C_A 有一定偏差,尤其在有舵偏的情况下偏差较大。

轴向力系数与导弹阻力密切相关。在工程计算中,导弹阻力一般分为零升阻力和诱导阻力两部分。对称外形的战术导弹和巡航靶弹零升阻力对应零攻角时总阻力;诱导阻力是指由于升力存在而增加的那部分阻力,与升力有密切关系,因此阻力计算是比较复杂的,这也是Datcom计算轴向力系数时出现误差较大的原因。CFD方法理论上可以直接对全弹进行N-S方程计算,从而得出较精确的阻力值,但此方法要求有较高的计算能力,成本较高。从工程经济效益考虑,此方法缺乏竞争力。Datcom在计算阻力时有较好的应用价值,但出现的偏差有待通过部件组合法逐项分析软件中各部分轴向力,再依据导弹外形做修正,从而找出更精确的计算方法。

3 结论

文中利用了某巡航靶弹的CFD计算数据和Datcom软件估算数据进行了比较,结果表明在一定范围内Datcom能够提供较高精度的估算值,基本满足初步设计的要求,具有一定工程应用价值。同时,Dat-

com避免了CFD软件计算周期长、建模复杂等缺点,大大节约导弹初步设计成本,对导弹初步设计及优化设计具有重要意义。部分精度不够的结果有待通过模型分析,发现不足之处再加以改进和完善。

参考文献:

- [1] Blake W B. Missile datcom: user's manual [R]. USAF Research Laboratory, Report AFRL2VA2WP2TR219982 3009, Wright-Patterson AFB, OH, 3009, 1998.
- [2] Blake W B. Missile datcom: 1997 status and future plans, AIAA-1997-2280 [R]. 1997.
- [3] James M Simon, William B Blake. Missile datcom: High angle of attack capabilities, AIAA-1999-4258 [R]. 1999.
- [4] William B Blake, Etan D Karni. A cambered body method for missile datcom, AIAA-2005-4971 [R]. 2005.
- [5] Eric J Abney, Melissa A McDanel. High angle of attack aerodynamic predictions using missile datcom, AIAA-2005-5086 [R]. 2005.
- [6] 陈旭. 近程反坦克导弹总体/控制一体化设计 [D]. 西安:中国航天动力技术研究院, 2010.
- [7] 纪楚群. 导弹空气动力学 [M]. 北京:宇航出版社, 1996.
- [8] 杨维维, 陈小前, 李晓斌, 等. 通用导弹气动力计算软件DATCOM的开发与校验 [J]. 固体火箭技术, 2006, 29 (3): 161-164.

(上接第173页)

体部由于加装修正部的气动干扰,最大嘴里系数在 $1.1Ma$ 附近为0.235。但是总的阻力系数规律和不加修正时趋势相同。

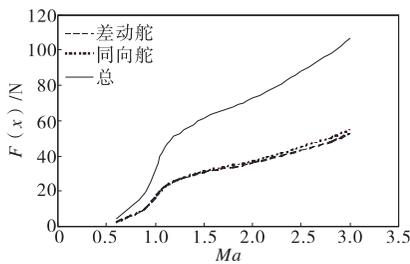


图10 舵片阻力曲线图

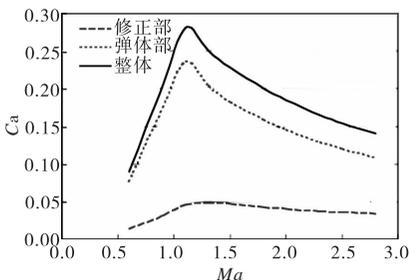


图11 修正弹阻力系数曲线

4 结论

文中运用CFD软件计算舵片的受力情况,得出了修正部相对于弹丸质心的控制力矩及减旋

力矩,同时分析了其阻力特性,为其后的射程计算,控制设计提供数值上的参考,为动力学分析提供了依

据。运用CFD运算得出的舵片的受力情况真实、直接,但其与真实模型的真实数据还有一些误差,需要风动实验加以验证。

参考文献:

- [1] 姚文进, 王晓鸣, 高旭东. 脉冲力作用下弹道修正弹飞行稳定性研究 [J]. 弹箭与制导学报, 2006, 26 (1): 248-250.
- [2] 李虎全, 李世义. 弹道修正引信用电动舵机设计与仿真 [J]. 微计算机信息, 2009, 257: 7-9.
- [3] 邱荣剑, 陶杰武, 王明亮. 弹道修正弹综述 [J]. 国防技术基础, 2009 (8): 45-48.
- [4] 霍鹏飞, 杨小会, 刘创. 基于减旋的弹道横偏修正弹方法反求分析 [J]. 探测与控制学报, 2008, 30 (6): 12-20.
- [5] 沈仲书, 刘亚飞. 弹丸空气动力学 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1984.
- [6] 江帆, 黄鹏. Fluent高级应用与实例分析 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2008.