

doi: 10.3969/j.issn.1006-1576.2010.05.003

带有进气道的导弹法向气动力工程估算

郭效芝¹, 吴慧²

(1. 装备指挥技术学院 基础部, 北京 101416; 2. 青岛农业大学 理学与信息学院, 山东 青岛 266109)

摘要: 针对带有进气道导弹的气动力估算方法不能满足概念设计阶段对气动力计算的要求问题, 建立一种适用于带有进气道导弹的法向力估算方法和程序。以细长体理论和部件组合法为基础, 引入进气道与弹身间的气动干扰因子修正系数和弹身-进气道组合体与弹翼(尾翼)间的气动干扰因子修正系数, 以实例对带有进气道的导弹法向力系数进行估算, 并与计算流体力学(CFD)计算结果进行比较。估算结果与CFD计算结果符合较好, 最大误差小于5%, 可用于导弹的概念设计和初步设计阶段。

关键词: 进气道; 法向气动力; 工程估算

中图分类号: V211.3 **文献标识码:** A

Normal Aerodynamic Force Engineering Prediction of Missiles with Inlets

GUO Xiao-zhi¹, WU Hui²

(1. Dept. of Basic Theories, Institute of Command & Technology of Equipment, Beijing 101416, China;

2. College of Science & Information, Qingdao Agricultural University, Qingdao 266109, China)

Abstract: An approach for predicting normal aerodynamic force coefficient of missiles with inlets was developed and evaluated aimed at the problem that the existing aerodynamic estimation method for missiles with inlets can not meet the requirement of aerodynamic estimation in conceptual design. By taking inlet as a wing with tiny aspect ratio, and introducing correction coefficient of the interference factor between body and inlet and correction coefficient of the interference factor between body-inlet assembly and wing, the normal force coefficients of missiles with inlet were calculated using component buildup approach. Results from engineering prediction accord well with result from Computational Fluid Dynamics (CFD), and the maximum error is less than 5%. This method is simple and practical, and can be used in conceptual design and preliminary design of missiles.

Keywords: Inlet; Normal aerodynamic force; Engineering prediction

0 引言

随着导弹技术的不断发展, 吸气式发动机在各类导弹上得到了广泛的应用。对带有进气道的导弹, 采用现成的计算流体力学软件进行数值计算可以获得比较准确的气动力数据, 但非常耗时。为满足概念设计和初步设计阶段对气动力计算的要求, 需要发展一套快速的工程方法来估算带有进气道导弹的气动力。文献[1]采用面元法计算进气道的气动力, 再用部件组合法计算整个导弹的气动力。文献[2]将进气道看作是极小展弦比的薄弹翼, 建立起进气道法向力和压心的简化模型, 然后采用部件组合法来计算整个导弹的气动力。故以细长体理论和部件组合法为基础, 建立和发展了一种适用于带有进气道导弹的法向力估算方法和程序。

1 计算方法描述

导弹气动力的工程估算一般采用“部件组合法”, 即将一个细长的弹翼-弹身-尾翼组合体的气动

力值看作由各单独部件的气动力值之和再加上各部件之间的干扰量。在这些干扰量中, 翼身之间的干扰用干扰因子方法计算, 弹翼(尾翼)间的干扰用线化理论或细长体理论计算。

采用部件组合法计算带有进气道导弹的法向力分为2步: 首先, 把弹翼去掉, 计算弹身-进气道组合体的法向力; 然后, 再将弹身-进气道组合体看作一个整体, 考虑弹身-进气道组合体与弹翼间的气动干扰计算全弹的法向力。

1.1 弹身-进气道组合体的法向力估算方法

把进气道看作是极小展弦比的薄弹翼, 弹身-进气道组合体的法向力系数计算公式为:

$$C_{NBI} = C_{NB} + K_{B-I} \times C_{NI} \quad (1)$$

式中, C_{NBI} 是弹身-进气道组合体的法向力系数, K_{B-I} 是进气道与弹身间的气动干扰因子, C_{NB} 是单独弹身的法向力系数, C_{NI} 是单独进气道的法向力系数^[3-4]。

收稿日期: 2009-12-25; 修回日期: 2010-03-03

作者简介: 郭效芝(1975-), 女, 山东人, 讲师, 从事数学与军事装备研究。

K_{B-I} 的计算公式为:

$$K_{B-I} = k_{B-I} \times (K_{B-I})_b \quad (2)$$

式中, $(K_{B-I})_b$ 为基础翼身组合体的翼身干扰因子^[3-4]。基础翼身组合体是基础圆和一对中单翼组成的组合体, 基础圆的直径等于原组合体弹身的直径, 一个中单翼的翼展长等于一个进气道的径向长度。图 1 中给出了一个带有 4 个矩形截面进气道的弹身-进气道组合体 (图 1a) 及其基础翼身组合体 (图 1b)。

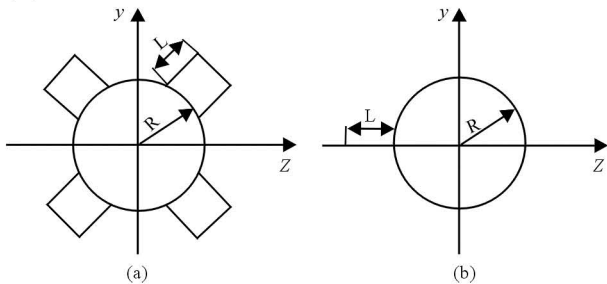


图 1 弹身-进气道组合体及其基础翼身组合体

k_{B-I} 称为进气道与弹身间的气动干扰因子修正系数, 其计算公式为^[5-7]:

$$k_{B-I} = \frac{A_{B-I} - A_n}{(A_{B-I})_b - A_n} \quad (3)$$

式中, A_{B-I} 为弹身-进气道组合体截面沿 y 方向的表观面积; $(A_{B-I})_b$ 为基础翼身组合体截面沿 y 方向的表观面积; A_n 是弹身截面沿 y 方向的表观面积^[8]。

1.2 全弹的法向力系数估算方法

全弹的法向力系数计算公式为:

$$C_N = C_{NBI} + K_{BI-W} \times C_{NW} \quad (4)$$

式中, C_N 是全弹法向力系数, K_{BI-W} 是弹身-进气道组合体与弹翼间的气动干扰因子, C_{NW} 是单独弹翼的法向力^[3-4]。

K_{BI-W} 的计算公式为:

$$K_{BI-W} = k_{BI-W} \times (K_{BI-W})_b \quad (5)$$

式中, $(K_{BI-W})_b$ 为基础翼身组合体的翼身干扰因子^[3-4]。这里的基础翼身组合体的一对中单翼的内插翼展长等于原弹身-进气道-弹翼组合体的内插翼展长 (由此可以确定基础圆的直径)。图 2 中给出了一个带有 4 个矩形截面进气道和 4 个弹翼的弹身-进气道-弹翼组合体 (图 2a) 及其基础翼身组合体 (图 2b)。

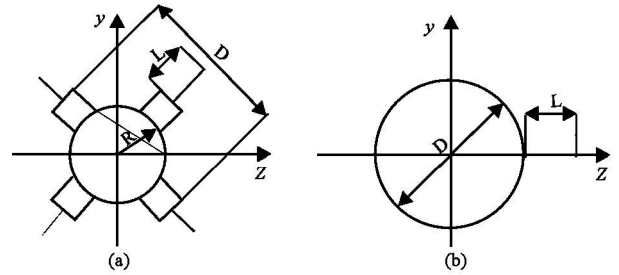


图 2 弹身-进气道-弹翼组合体及其基础翼身组合体

k_{BI-W} 称为弹身-进气道组合体与弹翼间的气动干扰因子修正系数, 其计算公式为^[5-7]:

$$k_{BI-W} = \frac{A_{B-I-W} - A_{B-I}}{(A_{BI-W})_b - (A_n)_b} \quad (6)$$

式中, A_{B-I-W} 为弹身-进气道-弹翼组合体截面沿 y 方向的表观面积; A_{B-I} 为弹身-进气道组合体截面沿 y 方向的表观面积; $(A_{BI-W})_b$ 为基础翼身组合体截面沿 y 方向的表观面积; $(A_n)_b$ 为基础圆截面沿 y 方向的表观面积。式 (6) 与式 (3) 类似, 也是根据细长体理论推导出来的。

当导弹既有弹翼又有尾翼时, 全弹的法向力系数计算公式为:

$$C_N = C_{NBI} + K_{BI-W} \times C_{NW} + K_{BI-T} \times (1 - \varepsilon) \times C_{NT} \quad (7)$$

式中, K_{BI-T} 是弹身-进气道组合体与尾翼间的气动干扰因子, ε 是弹翼对尾翼的下洗系数, C_{NT} 是单独尾翼的法向力^[3-4]。 K_{BI-T} 的计算方法与 K_{BI-W} 的计算方法相同。

2 计算方法的验证

采用上述方法对图 3 中 3 个带有进气道的导弹的法向力系数进行估算, 并与 CFD 计算结果进行比较, 以验证其正确性。

图 3 中, 导弹(a)是一个带有 4 个矩形截面进气道和 4 个弹翼的导弹, 进气道和弹翼都是“X”形布局; 导弹(b)是一个带有 2 个矩形截面进气道和 4 个弹翼的导弹, 进气道沿弹身两侧布局, 弹翼为“X”形布局; 导弹(c)是一个带有 4 个半圆形截面进气道和 4 个弹翼的导弹, 进气道和弹翼都是“X”形布局。

图 4 给出了导弹(a)在迎角等于 2° 时升力系数随马赫数的变化关系。图 5 给出了导弹(a)在马赫数等于 2.5 时升力系数随迎角的变化关系。图 6 给出了

导弹(b)在迎角等于 2°时升力系数随马赫数的变化关系。图 7 给出了导弹(c)在马赫数等于 2.5 时升力系数随迎角的变化关系。可以看出, 估算结果与 CFD 数值计算结果符合较好, 最大误差小于 5%, 这表明文中给出的方法具有较好的估算精度。

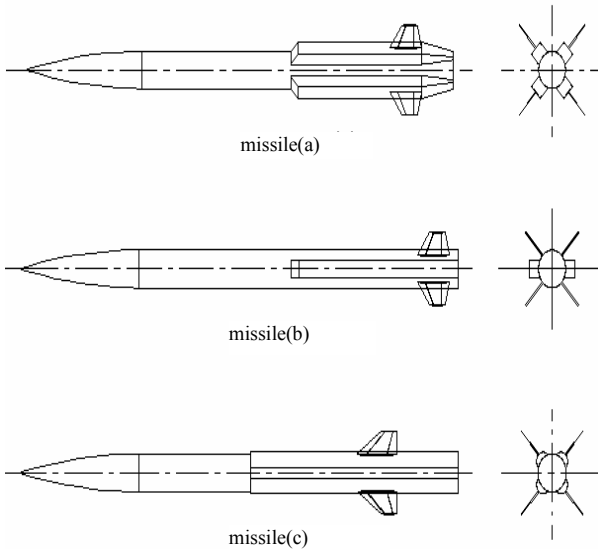


图 3 带有进气道的导弹的外形图

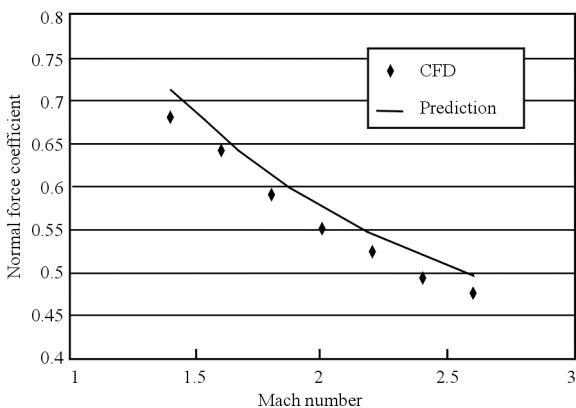


图 4 导弹(a)法向力系数随马赫数的变化

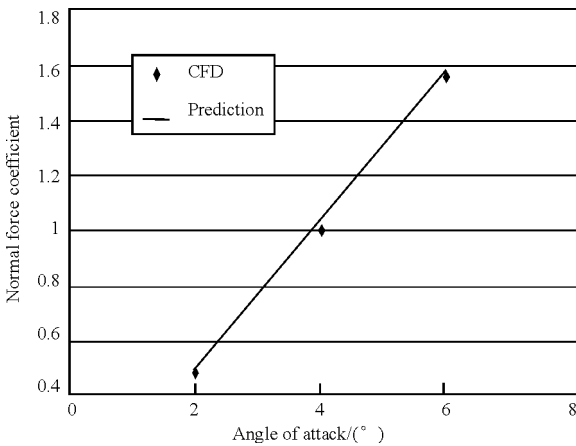


图 5 导弹(a)法向力系数随迎角的变化

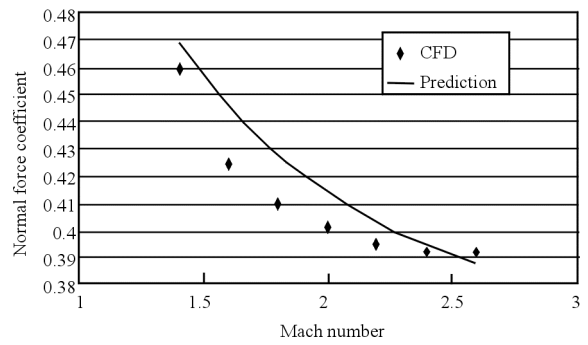


图 6 导弹(b)法向力系数随马赫数的变化

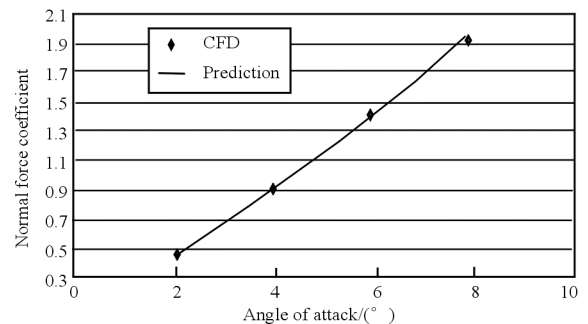


图 7 导弹(c)法向力系数随迎角的变化

3 结论

该方法简单、实用, 估算结果与 CFD 数值计算结果符合较好, 理论上可以计算所有满足细长体理论要求的带有进气道的导弹法向力系数。

参考文献:

- [1] Krieger R J, Williams J E, Hood R F. A Component Buildup Aerodynamic Prediction Approach for Airbreathing Missiles[C]. AIAA-1983-0461, Reno Nevada: AIAA 21th Aerospace Sciences Meeting, 1983.
- [2] 石清. 带进气道的面对称布局战术导弹气动特性工程估算[J]. 流体力学实验与测量, 2004, 18(2): 98-101.
- [3] 严恒元. 飞行器气动特性分析与工程计算[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1990.
- [4] A.A 列别捷夫, 等. 无人驾驶飞行器的飞行动力学[M]. 张炳暄, 等译. 北京: 国防工业出版社, 1964.
- [5] Brook W. Beall. Application of Slender Body Theory to Bodies with Arbitrary Shaped Cross Sections[C]. AIAA Paper 86-0488, Reno Nevada: AIAA 24th Aerospace Sciences Meeting, 1986.
- [6] Hess J. L and Smith A.M.O. Calculation of Potential Flow About Arbitrary Bodies[C]//D. Kuchemann, Progress in Aeronautical Sciences, Oxford: Pergamon Press, 1967.
- [7] 李健, 谷良贤. 任意形状截面表观面积的计算方法[J]. 火箭与制导学报, 2006, 26(2): 1226-1229.
- [8] 杨振声. 飞行器非圆因子和翼身干扰因子修正系数的数值解[J]. 航空学报, 1993, 14(4): 193-196.
- [9] 崔冰凌, 刘火星, 王琪. 低速大攻角下机腹双弯涵道空气动力学性质研究[J]. 四川兵工学报, 2009(9): 63-66.