

文章编号: 1001-2486 (2001) 04-0020-04

超声速、高超声速球锥组合体表面压强估算方法及其应用*

张志成, 陈伟芳, 石于中

(国防科技大学航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 改进并推广了一种有效的球头单锥组合体在超声速和高超声速流动情况下的表面压力分布算法, 并利用该算法对若干来流条件下球头双锥组合体表面的压力分布进行了计算。计算结果与数值计算结果以及文献实验数据的比较表明: 本文介绍的方法不失为一种适用范围较宽、准确程度较高的工程算法。

关键词: 球锥体; 表面压力; 超声速; 高超声速

中图分类号: V211 文献标识码: A

Sphere-Cone Pressure Prediction in Supersonic/Hypersonic Flow

ZHANG Zhi-cheng, CHEN Wei-fang, SHI Yu-zhong

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The method applied to sphere-cone pressure prediction has been extended to calculate pressure distribution on sphere-bicone vehicles in supersonic/hypersonic flow field. The results under various flow conditions compare favorably with numerical flow field solutions and the wind tunnel test data.

Key words: sphere-cone; surface pressure; supersonic; hypersonic

球锥组合体是在高超声速飞行器设计中常被采用的外形, 在设计初期, 往往需要对飞行器在高超声速飞行条件下的表面压力分布有一个比较准确的估计。因此, 许多基于简化理论分析和实验数据拟合处理的工程方法以其经济性和高效性而倍受关注。为了得到满意的表面压力估算结果, 人们发展了最初的牛顿理论, 提出了修正牛顿理论、内伏牛流理论和推广内伏牛流理论, 以及切锥法、切劈法和激波膨胀波法等等^[1]。这些方法对某些问题有效性甚至不逊于数值方法, 而效率则远远高于后者, 至今在再入弹头设计、弹头的机动飞行等问题的研究中仍被广泛地应用^[2]。

文献[3]在对大量实验数据研究的基础上, 发展了现有的球锥组合体表面压力的预测方法, 提高了预测精度, 拓宽了预测方法的适用范围。从低速到高超声速, 外形从球单锥到多种结构的球锥组合体, 攻角从零到较大的攻角, 文献[3]的计算都取得了与实验数据和数值计算较为吻合的结果。本文在文献[3]的理论的基础上, 将激波、膨胀波法引入到球头双锥再入体表面的压力计算问题中, 与数值计算结果的对比表明: 这种方法即使在背风面也是行之有效的, 可以用来预测高超声速球双锥表面的压力分布。文献[3]的研究表明: 在超声速和高超声速流场中, 当攻角为零时, 钝锥表面的压力分布主要依赖于来流马赫数和半锥角。根据这两个参数可以把流动划分为低高超声速细长锥 (Low Hypersonic Slender Cone)、高超声速细长锥 (Hypersonic Slender Cone)、超声速大锥角锥 (Supersonic Large Angle Cone)、极大锥角锥 (Very Large Angle Cone) 和低速流动 (Low Speed Flow) 五种不同的情况加以分析, 如图 1 所示, 并针对各种不同

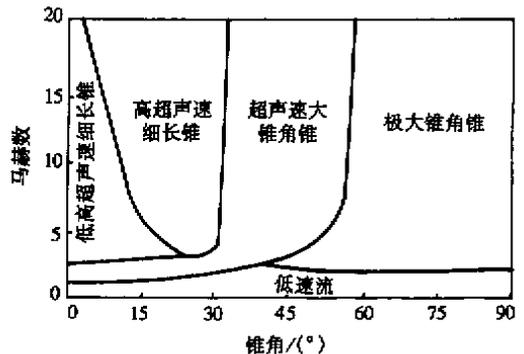


图 1 钝锥体压力工程估算分区简图

Fig.1 Blunt cone pressure correlation regions

* 收稿日期: 2001-04-12

作者简介: 张志成 (1976-), 男, 硕士生。

情况提出相应的工程估算方法。对于有攻角的流动情况，文献 [3] 建议利用引入三维修正的切锥法计算。本文将上述方法适当地拓展并将其用于球头双锥组合体表面的压力计算。

1 球双锥表面压力系数的计算方法

对于超声速、高超声速流动，第二锥的存在不影响第一锥表面的压力系数分布，因此前文述及的文献 [3] 方法完全适用于第一锥表面的压力系数计算。而对于仍然处于超声速/高超声速流场中的第二锥，其表面的压力分布趋势与第一锥的相似，因而可以利用几何变换将第二锥等效为独立的球锥加以计算，方法如下：

首先根据第一锥末的压力系数由普朗特-迈耶膨胀波理论计算第二锥起始点的压力系数 C_{ppm2} ，并将其作为等效球锥的切点压力系数 $C_{p_{tp}}$ 。而后将第一、第二锥的连接点作为等效球锥的切点，并由此计算等效轴向距离 $(x/R_{neff})_{eff}$ ，再利用类似球单锥表面压力计算方法计算第二锥表面的压力分布。

1.1 等效锥轴向坐标的计算

$$\left(\frac{x}{R_{neff}}\right)_{eff} = \frac{x_{tan}}{R_{neff}} - \left(\frac{L_{1tan}}{R_{neff}} - \frac{x_{tpeff}}{R_{neff}}\right) \quad (1)$$

式中， $R_{neff} = r_1/\cos\delta_{2tan}$ ，为等效球锥的球头半径， r_1 为第一锥锥底半径； $x_{tpeff} = R_{neff}(1 - \cos\delta_{2tan})$ ，为等效球锥体的球头与锥的切点位置； x_{tan} 、 δ_{2tan} 分别为切锥轴向坐标和半锥角，计算如下：

$$\delta_{2tan} = \arcsin[\cos\alpha\sin\delta_2 + \sin\alpha\cos\delta_2\cos\phi] \quad (2)$$

$$\frac{x_{tan}}{R_n} = 1 + \left(\frac{x}{R_n} - 1\right)\cos\alpha - \frac{r}{R_n}\sin\alpha\cos\phi \quad (3)$$

L_{1tan} 为切锥第一锥的长度（在 (3) 式中令 $x = L_1$ 计算得到， L_1 为从球头到第一锥锥末的长度，如图 2 所示）；(2) 式中， α 、 δ_2 、 ϕ 分别为攻角、第二锥的半锥角、计算点的子午角。(3) 式中， x 为从球锥端头算起的轴向距离， R_n 为球双锥的球头半径， r 为 x 处的截面半径。

1.2 等效锥起始点的压力系数 C_{ppm2} 确定方法

首先由第一锥锥末的压力系数 $C_{p_{t1}}$ 计算第一锥锥末压力 P_{1p} ，根据激波、等熵关系计算第一锥锥末的马赫数 M_{1p} 。而后根据普朗特-迈耶膨胀波理论迭代计算膨胀波后的马赫数 M_{2p} 和压力 P_{2p} 。具体的计算公式如下：

$$\frac{P_{1p}}{P_\infty} = 1 + \frac{\gamma}{2} M_\infty^2 C_{p_{t1}} \quad (4)$$

$$M_{1p} = \sqrt{\frac{2}{\gamma} \left[\frac{\gamma+1}{2} M_\infty^2 \left(\frac{2\gamma}{\gamma+1} M_\infty^2 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right)^{\left(-\frac{1}{\gamma}\right)} \left(1 + \frac{\gamma}{2} M_\infty^2 C_{p_{t1}} \right)^{\left(-\frac{\gamma-1}{\gamma}\right)} - 1 \right]} \quad (5)$$

M_{1p} 对应的膨胀角 θ_{1p} 按下式计算：

$$\theta_{1p} = \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \arctan \sqrt{\frac{\gamma-1}{\gamma+1} (M_{1p}^2 - 1)} \arctan \sqrt{M_{1p}^2 - 1} \quad (6)$$

膨胀转折角 $\Delta\theta_p$ 由下式计算：

$$\Delta\theta_p = \delta_{2tan} - \delta_{1tan} \quad (7)$$

δ_{1tan} 的计算方法如 (2) 式。膨胀波后的压力 P_{2p} 由等熵关系计算如下：

$$\frac{P_{2p}}{P_\infty} = \left[\frac{1 + \frac{(\gamma-1)M_{1p}^2}{2}}{1 + \frac{(\gamma-1)M_{2p}^2}{2}} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \times \frac{P_{1p}}{P_\infty} \quad (8)$$

最终得到第二锥起始位置的平均压力系数 C_{ppm2} 如下：

$$C_{ppm2} = 2 \frac{P_{2p}/P_\infty - 1}{\gamma M_\infty^2} \quad (9)$$

将 C_{ppm2} 作为等效球锥的切点压力系数 $C_{p_{tp}}$ 并相应利用等效锥的几何参数，即可利用文献 [3] 中计算

球单锥表面压力分布的方法计算第二锥表面的压力分布。

2 计算结果及分析

利用上述方法，计算了球双锥（如图 2）在几组来流条件下的表面压力分布情况。

算例一的计算条件为： $M_a = 5.95$ ， $\alpha = 0^\circ$ ， $\phi = 0^\circ$ ， $\delta_1 = 14^\circ$ ， $\delta_2 = 7^\circ$ ， $L_1/R_n = 5$ ，轴向压力系数与文献 [3] 中的实验数据的对比如图 3，可见二者是吻合的。

算例二的计算条件为： $M_\infty = 3$ ， $\alpha = 10^\circ$ ， δ_1

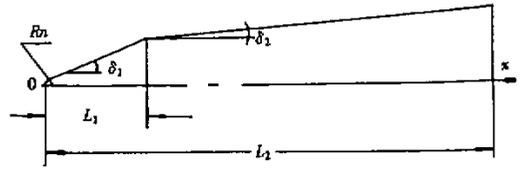


图 2 球双锥坐标示意图

Fig.2 The calculation coordinate system

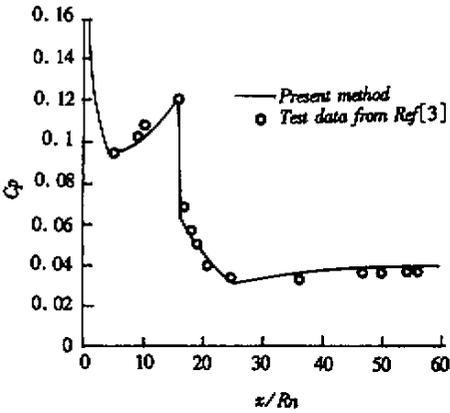


图 3 本文的计算结果与文献 [3] 实验数据的对比

Fig.3 Comparison of present method with test data of Ref [3]

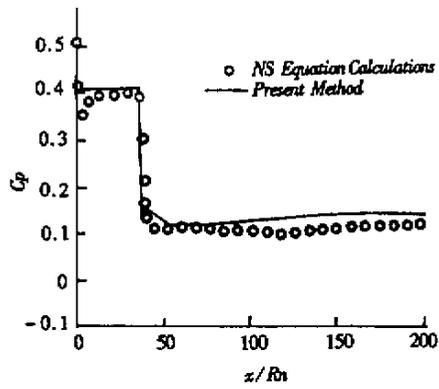


图 4 (a) 本文的计算结果与流场数值解的比较 phi = 0°

Fig.4 (a) Comparison of present method with flowfield calculation for phi = 0°

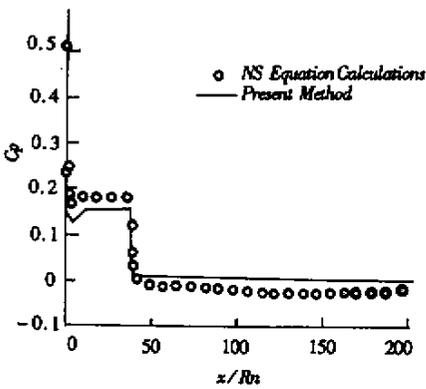


图 4 (b) 本文的计算结果与流场数值解的比较 phi = 90°

Fig.4 (b) Comparison of present method with flowfield calculation for phi = 90°

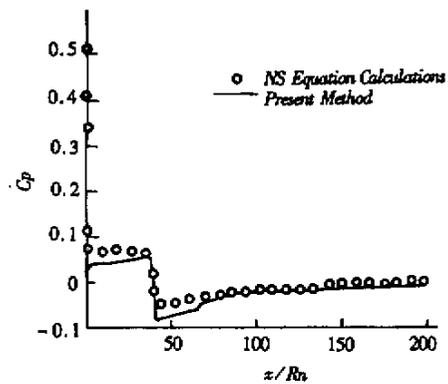


图 4 (c) 本文的计算结果与流场数值解的比较 phi = 180°

Fig.4 (c) Comparison of present method with flowfield calculation for phi = 180°

= 15.8°， $\delta_2 = 3.5^\circ$ ， $L_1/R_n = 36$ ，轴向压力系数分布的计算结果与数值求解 N-S 方程的结果对比见图 4。

算例三的计算条件为： $M_\infty = 8$ ， $\delta_1 = 15.8^\circ$ ， $\delta_2 = 3.5^\circ$ ， $L_1/R_n = 36$ ，攻角 α 分别为 0° ， 10° ，轴向压力系数分布的计算结果与数值求解 N-S 方程的结果对比见图 5。

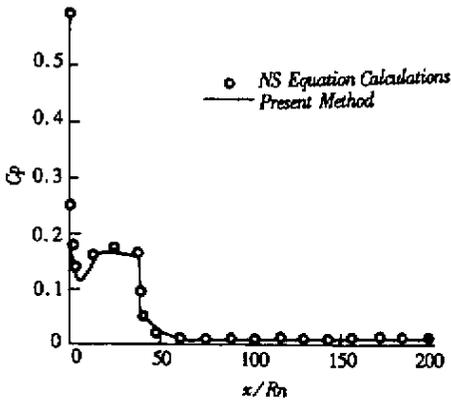


图 5 (a) 本文的计算结果与流场数值解的比较
 $\phi = 180^\circ, \alpha = 0^\circ$

Fig.5 (a) Comparison of present method with flowfield calculation for $\phi = 180^\circ, \alpha = 0^\circ$

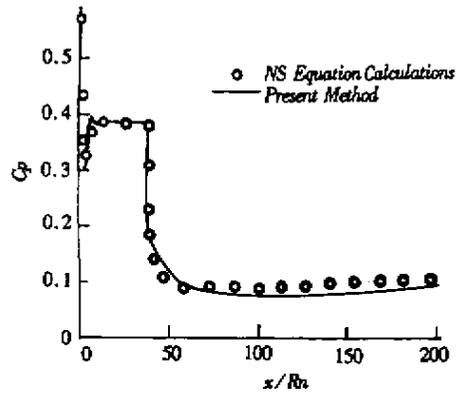


图 5 (b) 本文的计算结果与流场数值解的比较
 $\phi = 0^\circ, \alpha = 10^\circ$

Fig.5 (b) Comparison of present method with flowfield calculation for $\phi = 0^\circ, \alpha = 10^\circ$

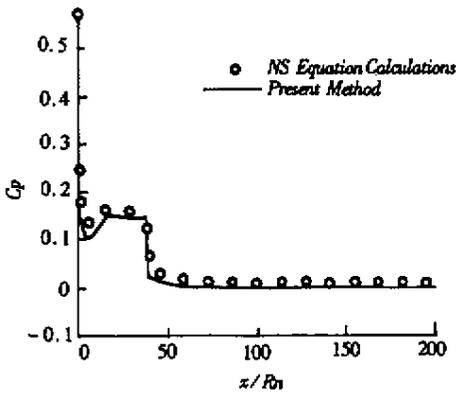


图 5 (c) 本文的计算结果与流场数值解的比较
 $\phi = 90^\circ, \alpha = 10^\circ$

Fig.5 (c) Comparison of present method with flowfield calculation for $\phi = 90^\circ, \alpha = 10^\circ$

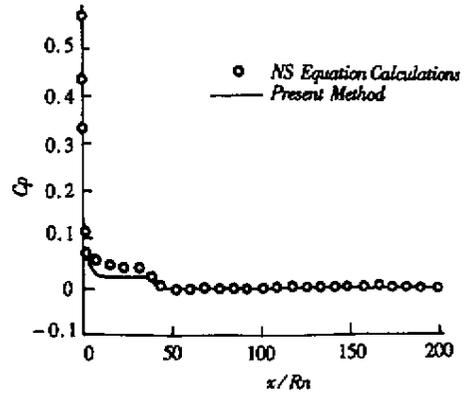


图 5 (d) 本文的计算结果与流场数值解的比较
 $\phi = 180^\circ, \alpha = 10^\circ$

Fig.5 (d) Comparison of present method with flowfield calculation for $\phi = 180^\circ, \alpha = 10^\circ$

以上算例结果与实验结果及本人对 Navier-Stokes 方程数值求解的结果对比表明： M_a 从 3 ~ 8，攻角 α 从 $0^\circ \sim 10^\circ$ 的来流条件下都得到了与数值模拟较为一致的结果，即使在背风面，算例的结果也充分证明了本文方法的有效性。此外本文的方法还可进一步推广到球、锥、柱、裙等多种结构外形的表面压力分布计算。

参考文献：

[1] 瞿章华, 刘伟, 曾明, 柳军. 高超声速空气动力学 [M]. 国防科技大学出版社, 2001.
 [2] 黄志澄. 高超声速飞行器空气动力学 [M]. 国防工业出版社, 1995.
 [3] Wells P B, Thornley P D. Blunt Cone Pressure Correlations for Supersonic And Hypersonic Flow [J]. AIAA-96-2477-CP.

