

文章编号: 0258-1825(2006)01-0080-05

带控制舵飞行器机动特性研究

唐伟^{1,2}, 马强¹, 张勇¹, 李为吉²

(1. 中国空气动力研究与发展中心, 四川 绵阳 621000; 2. 西北工业大学, 陕西 西安 710072)

摘要: 研究带控制舵双锥外形再入飞行器的机动特性。文章首先利用“部件叠加法”, 通过对干扰因子和等效攻角等概念的引入, 发展了一套可以计算该类飞行器纵横向气动力的工程计算方法。其次, 文章通过大量计算, 分析了该类飞行器的配平特性。最后, 利用气动力与六自由度弹道耦合方法, 研究分析了此类飞行器实现射面拉起/下压机动飞行及空间锥形机动的舵面控制规律。

关键词: 部件叠加法; 锥形机动; 控制舵; 再入飞行器

中图分类号: O357.1 文献标识码: A

0 引言

带控制舵飞行器是飞行器实现机动飞行的典型方案^[1]。此类飞行器在其主弹体的尾部是四片小展弦比的“十”字形布局或“X”字形布局的三角形或梯形全动控制舵(图1)。其机动飞行主要可分为射面内的拉起/下压机动飞行和空间的锥形机动飞行两大类。与惯性再入飞行相比, 此类飞行器在机动飞行中可能伴随有大攻角、大侧滑角、大舵偏角等飞行姿态, 随之而来的气动非线性、舵-体、体-舵及舵-舵间的气动干扰, 以及俯仰、偏航及滚转三个方向控制间的交叉耦合等特性也十分复杂。

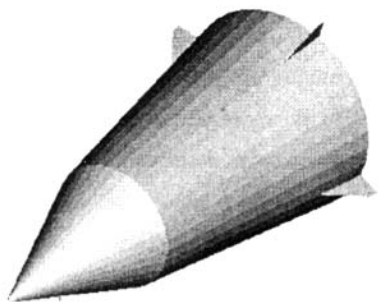


图1 带控制舵双锥体概念

Fig.1 Biconic vehicle with flaps

本文通过对干扰因子和等效攻角等概念的引入, 发展了一套可以计算带控制舵飞行器在超声速和高超声速飞行时的纵横向气动力的工程计算方法, 并利

用数值方法进行验证。利用这一方法, 计算分析了此类飞行器的布局特点和配平特性, 并利用气动力与六自由度弹道耦合计算, 研究分析了此类飞行器实现射面拉起/下压机动飞行及空间锥形机动的舵面控制规律。

1 部件叠加法及其验证

对于“十”字形布局带控制舵飞行器, 采用部件叠加法计算其纵横向气动力系数^[1]。对于此类飞行器, 其气动力系数可表示为:

$$C_{\text{TOTAL}} = C_B + C_{B(W)} + C_{W(B)}$$

其中, C 表示任意气动力系数, 下标 TOTAL 表示全弹, B 表示单独的体, $B(W)$ 表示有舵存在时飞行器弹体的气动力增量, $W(B)$ 表示有体存在时的舵的气动力系数。

引入无舵面偏转时的体对舵面的干扰因子 K_W 和舵面对体的干扰因子 K_B , 以及舵面偏转时的体对舵面的干扰因子 k_w 和舵面对体的干扰因子 k_b , 可以获得带控制舵钝双锥飞行器攻角 α 及舵偏 δ 时的气动力系数, 即:

$$C_{\text{TOTAL}} = C_B + [(K_B + K_W) \cdot \alpha + (k_b + k_w) \cdot \delta] \cdot \frac{\partial C_W}{\partial \alpha}$$

舵面等效攻角 α_{eq} 为: $\alpha_{eq} = k_w \cdot \delta + K_W \cdot \alpha$

在单独体上, 本文采用了推广牛顿理论^[2]进行预测, 单独舵面采用了线化理论, 而各干扰因子随马赫

* 收稿日期: 2005-01-11; 修订日期: 2005-04-19.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(项目号: 10072074).

作者简介: 唐伟(1967-), 男, 副研究员, 西北工业大学在职博士生, 主要从事航天飞行器气动布局设计及气动特性计算分析研究.

数、攻角及侧滑角具有强烈的非线性,是利用 Euler 方程数值解获得的^[3]。图2给出了马赫数7.0,水平舵偏角 δ_p 分别为 0° 及 -20° 时本文计算的俯仰力矩系数随攻角变化规律以及 Euler 方程数值计算结果的比较。可以看到,本文计算结果与数值模拟计算结果具有相同的变化趋势和定性规律,两者吻合得较好,配平攻角误差在 1° 以内。

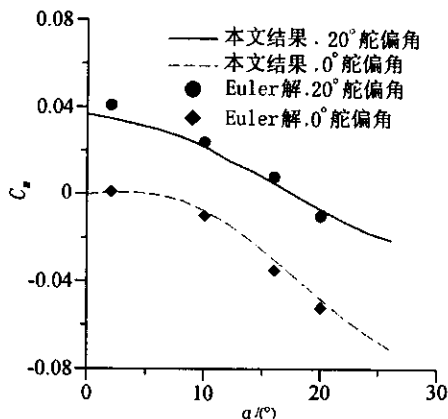


图2 Euler方程数值计算结果比较

Fig.2 Comparison with Euler solution

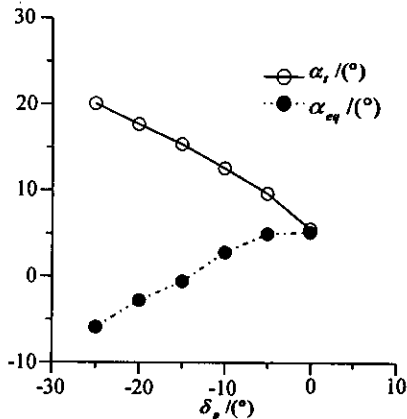


图3 等效攻角及配平效率

Fig.3 Equilibrium angle of attack and trimming efficiency

2 气动特性分析

图3为配平攻角 α_i 下俯仰舵偏的控制效率及舵面的等效攻角计算结果,俯仰舵偏角 δ_p 为 $0^\circ \sim -25^\circ$,飞行马赫数为7.0。从计算结果看,控制舵有较高的配平效率,单位舵偏角可以产生较大的配平攻角。体-舵及舵-体的相互干扰呈明显的非线性。此外,由于主弹体是静不稳定设计,因此在配平状态下舵面的实际等效攻角 α_{eq} 很小,俯仰舵偏角为 -25° 时的配平攻角为 20° ,而此时的舵面实际攻角仅为 6° 左

右,这对舵面的结构设计、热防护设计及铰链轴设计十分有利。

图4给出了配平状态下升力 C_L 、阻力 C_D 和升阻比 L/D 随配平攻角 α_i 变化规律。随配平攻角的增大,飞行器的升力及阻力系数均增大,而升阻比先随配平攻角的增加而增大,并在攻角为 11° 左右达到最大,此后随攻角增大而减小。图5给出了水平舵偏角为 -20° 时配平升力、配平阻力及配平升阻比随马赫数 M 的变化规律。随马赫数的减小,配平升力先增后减,最大配平升力发生在马赫数4左右,而配平阻力随马赫数的减小而单调增加,升阻比则随马赫数减小单调下降。相对而言,飞行马赫数小于6后的配平气动力变化率较大,而此时飞行器正处于机动区域内,配平气动力系数的变化将对机动飞行产生重要影响。

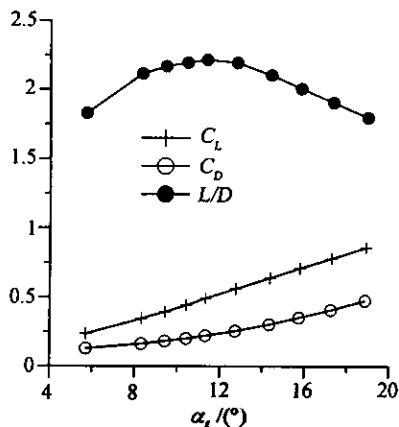


图4 升力、阻力及升阻比随配平攻角变化规律

Fig.4 Effect of trimming angles of attack

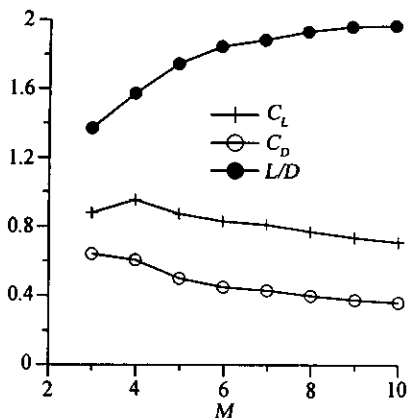


图5 升力、阻力及升阻比随马赫数变化规律

Fig.5 Effect of Mach number

实际上,由于带控制舵飞行器锥形运动中不可避免地出现攻角和侧滑角的交替变化,配平状态下航向

稳定性也是设计者必须考虑的问题。图6给出了俯仰舵偏角 δ_p 为 $0^\circ \sim -25^\circ$ 时配平攻角 α_t 随侧滑角 β 的变化规律。计算表明,侧滑角降低飞行器的配平效率,侧滑角越大,相应的配平攻角越小。此外,由于飞行器是对称的,航向与俯仰方向具有相当的静稳定性,但大攻角且大侧滑角时,俯仰及横向的稳定性均降低。此外,由于侧滑角将引起左右俯仰舵面控制效率出现差异,将不可避免地诱导出滚转力矩,而且滚转力矩系数受侧滑角的影响很大,达到 10^{-4} 量级。同时,在实现锥形运动俯仰、偏航及滚转运动必然出现交叉耦合,因此飞行器的滚转控制将是十分重要的。

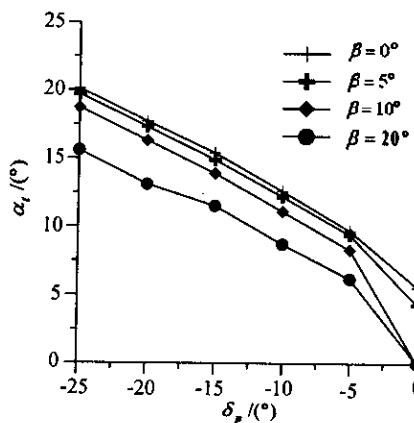


图6 侧滑角对配平效率的影响

Fig.6 Effect of sideslip angle

3 机动飞行的数值模拟

根据飞行器质心运动学方程、动力学方程和绕质心的运动学方程及动力学方程,并考虑地球的扁率及自转运动,我们可以得到建立在地面发射坐标系下的飞行器空间运动控制方程组^[3]。对于一阶常微分方程组初值问题,可以利用四阶龙格库塔法求解。将本文发展的气动力工程计算方法与六自由度弹道方程进行实时耦合计算,在不考虑烧蚀及各类随机因素影响的条件下,我们可以研究带控制舵飞行器的机动飞行特性。再入条件为:再入马赫数 14,再入倾角 38° ,再入高度 80 千米。

带控制舵飞行器的操纵方法主要有两种,即侧滑转弯控制 STI(Skid-to-turn)和最佳方位控制 PO(Preferred orientation control),本文采用侧滑转弯控制方案并采用俯仰、偏航及滚转三个通道进行控制。注意到需要将三种运动模态的舵偏转指令传给四个控制舵,因此必须引入约束条件以唯一确定各个舵偏角。通

常采用紧致模式条件(squeeze model condition),以使得舵面偏转产生的轴向力最小。即假设飞行器采用十字形布局,前视时的上、左、下及右舵面偏转角分别用 δ_1 、 δ_2 、 δ_3 及 δ_4 表示,左右舵面前缘向下为副舵偏,上下舵面前缘向左为副舵偏,则俯仰、偏航及滚转三个方向的控制指令 δ_p 、 δ_y 及 δ_r 可表示为:

$$\delta_p = (\delta_2 - \delta_4)/2, \delta_y = (\delta_1 - \delta_3)/2,$$

$$\delta_r = (\delta_1 + \delta_2 + \delta_3 + \delta_4)/4$$

而紧致模式条件可表示为:

$$S_{sm} = (\delta_1 - \delta_2 + \delta_3 - \delta_4)/4$$

实际上,如果采用这种控制方式,飞行器在进行锥形机动时,由于各个舵面的气动效率不同,因此舵面诱导滚转力矩是必须解决的问题。本文首先通过计算获得滚转力矩 C_l 随高度 H 、马赫数 M 等来流条件的相互关系 $C_l(H, M, \alpha, \beta, \delta_r, \dots)$,然后根据机动所需的配平攻角及侧滑角大小设计相应的俯仰及偏航舵偏角,此时将不可避免地产生滚转力矩。如果滚转速度超过某个预先给定值,则根据滚转力矩关系反推获得滚转舵偏角,从而有:

$$\delta_1 = \delta_y - \delta_r, \delta_2 = \delta_p - \delta_r,$$

$$\delta_3 = -\delta_y - \delta_r, \delta_4 = -\delta_p - \delta_r$$

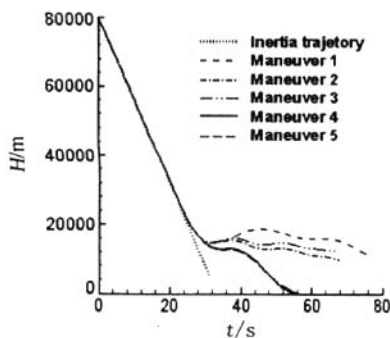
这样获得的紧致模式条件满足 $\delta_{sm} = 0$,即零紧致模式控制。与其它附加控制模式相比,零紧致控制模式产生的阻力最小,相同条件下所需的机动力也最小,换言之,同样的机动力产生最大的机动范围。

舵面偏转角的变化规律是此类飞行器机动的决定性因素。我们根据机动任务需求首先设计俯仰舵偏控制规律,利用两个水平舵面向下偏转从而使飞行器以较大攻角拉起,进而保持水平飞行,然后利用上下两个舵面进行正弦曲线式的周期偏转,并考虑了不同的摆动幅值及周期,从而使飞行器进行横向机动,最后采用负攻角下压飞行器,使之以较大倾斜角落地。

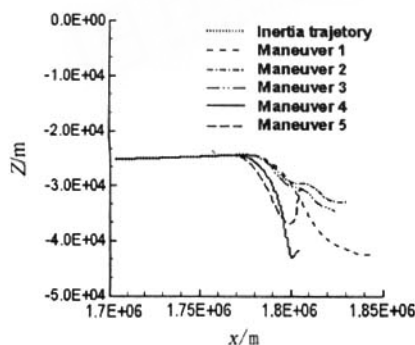
图7分别给出了五种锥形机动方案高度特性 H 、横向位移特性 Z 、速度特性 M_∞ 、法向过载特性 N_y 及方案2、3的攻角和侧滑角、总攻角 η 收敛历程,并同时与惯性再入特性进行了比较。从机动轨道看,飞行器开始机动的高度都在20千米左右。若希望在更高的高空获得机动能力,可以采用的方法是利用喷流发动机的直接力进行控制,或者修改外形使配平升阻比和升力更高,锥形机动减速效率很高,机动弹道设计必须确保适当的落地马赫数,这对于打开引信保险非

常重要;与惯性再入飞行相比,飞行器机动的飞行时间和飞行距离要大得多,机动飞行距离可达200千米以上,而且还可以根据需要,通过控制俯仰舵偏规律产生不同范围的机动;由于实施了大攻角拉起和锥形机动,飞行器出现了较大的法向过载。因为锥形运动时攻角和侧滑角是交替变化的,而总攻角保持基本不变,因此其法向过载和侧向过载也是交替变化的,法向过载和侧向过载不会同时达到峰值;从攻角和侧滑

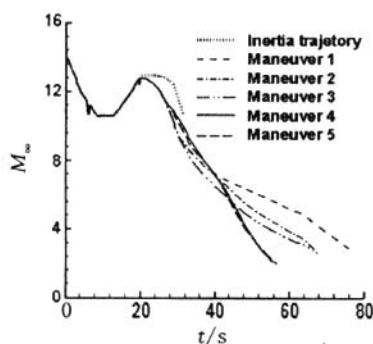
角的收敛历程看,此类飞行器在纵向及横向均有较好的稳定性,且飞行器在机动飞行时可以快速地响应控制舵面的偏转,并迅速收敛到对应的配平攻角和配平侧滑角。特别的,方案2及方案3在俯仰及偏航方向均采用了两个周期的舵偏控制,因此可以从总攻角的变化规律中发现其明显的周期性,这使我们可以直观地理解锥形运动。



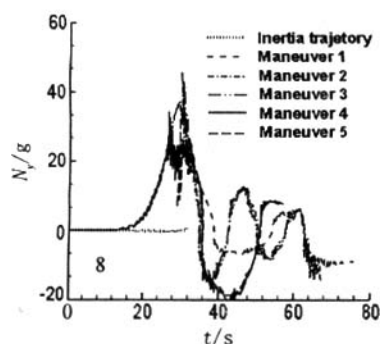
(a) 机动弹道高度特性



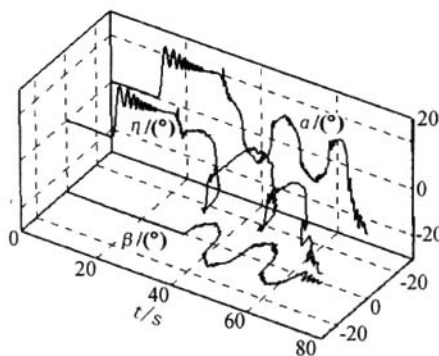
(b) 机动弹道横向位移特性



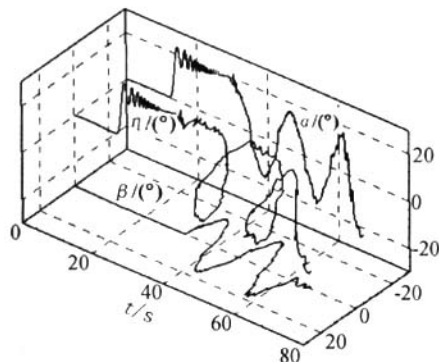
(c) 机动弹道速度特性



(d) 机动弹道法向过载特性



(e) 方案2 攻角、侧滑角收敛历程



(f) 方案3 攻角、侧滑角收敛历程

图7 锥形机动模拟

Fig.7 Conic maneuvering movement

4 结 论

带控制舵飞行器是超声速、高超声速飞行器实现机动飞行的典型方案,本文发展了部件叠加法,通过对干扰因子和等效攻角等概念的引入,计算分析了此类飞行器的布局特点和配平特性,并研究分析了此类飞行器的实现射面拉起/下压机动飞行及空间锥形机动的舵面控制规律。实现机动飞行,不仅可以增大射程,而且还可以调节落点精度,提高飞行器躲避拦截的能力,从而提高了突防能力和威胁力。

滚转控制是飞行器实现锥形运动的主要技术难

点之一,需要作进一步的深入研究。

参 考 文 献:

- [1] HEMSCH M J and NIELSEN J N. Tactical missile aerodynamics [R]. AIAA Inc. 1986.
- [2] ERICSSON L E and KING H H C. Extension unsteady embedded Newtonian theory [R]. AIAA 91-0709, 1991.
- [3] 马强,唐伟,张鲁民.带控制舵双锥体气动力工程计算方法研究[J].宇航学报,2003,24(6):882-554.

A study on conic maneuverability of a biconic vehicle with flaps

TANG Wei^{1,2}, MA Qiang¹, ZHANG Yong¹, LI Wei-ji²

(1. China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang, Sichuan 621000, China;

2. Northwestern Polytechnical University, Xi'an, Shaanxi 710072, China)

Abstract: The maneuverability of a biconic vehicle with cruciform flaps has been studied. This kind of vehicle is one of the typical missile concepts for hypersonic maneuvering, and its tactical movement includes draw back and/or push down in reentry section plane, and space conic movement, simultaneously it will fly at high angle of attack, high angle of sideslip, together with high angle of flaps, the aerodynamic non-linearity, the disturbance between body and flaps will be generated and unavoidable, the control laws and the coherent effect between pitch, yaw and roll are very complicated. Using the concepts of interferential factors and effective angles of attack, an engineering component built-up method has been developed to predict the aerodynamic characteristics of this vehicle during hypersonic reentry flight. The comparison of the results with that of Euler equation numerical simulation shown that the accuracy of the presented method is sufficient for the conceptual design, and the correctness and effectiveness of the method are validated. Then the trimming efficiency of the vehicle has been analyzed. The vehicle has a high control efficiency, and because of the unstable design of the main body, the actually angle of attack of the flaps is much smaller than that of the body, which is of much beneficial to the heat protection and structural design. The angle of sideslip will diminish the trimming efficiency, and will induce the rolling moment unavoidably, thus the rolling control is essential for the vehicle. Finally, coupling aerodynamics prediction method and 6-D trajectory equation, the flaps control rules with squeeze model condition and corresponding flight performance have been investigated and simulated numerically for the pull-up/pull-down movement and conic maneuver. The results show that the rolling control may be one of the vital challenges for the successful design of this vehicle.

Key words: component built-up method; conic maneuver; control flaps; reentry vehicle