

后体/尾喷管一体化设计构型对高超声速飞行器冷热态力矩差的影响

胡守超, 崔凯, 高太元, 王秀平

(中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室(筹), 北京海淀区, 100190)

摘要 高超声速飞行器一般采用两级入轨(TSTO)方式, 即在一个高马赫数($Ma_{\infty} > 3$)飞行状态下启动并运行超燃冲压发动机作为动力推进。飞行器在转级飞行过程中, 发动机由通流到点火, 对飞行器的力矩性能产生极大影响。为了使飞行器在转级飞行时保持平稳, 发动机工作前后后体/尾喷管对飞行器的力矩作用差应控制在一个有限的范围以内。本文通过改变后体/尾喷管构型, 研究了高超声速飞行器在 $Ma_{\infty}=6.5$ 飞行状态下, 尾喷管关键几何构型参数在冷态、热态(分别对应发动机通流和发动机点火状态)下对飞行器的力矩影响规律, 找出调节冷热态力矩差的方法, 并在飞行马赫数 $Ma_{\infty}=4.5$ 时验证了这一方法的有效性, 为后体/尾喷管一体化设计提供设计参考。

关键词 高超声速, 后体/尾喷管, 一体化设计, 冷热态力矩差

一、引言

高超声速飞行器设计通常采用机体/超燃冲压发动机高度一体化的构型设计方案^[1,2]。飞行器前体采用乘波体或升力体构型, 不但提供飞行器所需的大部分升力, 而且充当发动机进气道的预压缩面。后体作为尾喷管的外延, 可以同时产生推力和升力。采用这样的设计, 机体的下半部分与推进系统完全结合在一起, 可以达到有效减阻的目的。

在整个一体化构型中, 飞行器后体与发动机尾喷管相结合, 是产生飞行器推力的主要部件, 其产生的推力可达发动机总推力的 50% 以上^[3,4]。尾喷管的性能不仅取决于飞行马赫数、飞行高度、动压和攻角的变化, 还取决于其几何构型。Edwards C L Q 等首先以喷管推力系数为目标, 完成了后体简化构型的几何设计^[3]; 陈兵等^[5], 徐华松等^[6]对尾喷管进行了二维面优化设计, 并且陈兵等在文章中还简单的探讨了飞行马赫数以及尾喷管下壁长度对尾喷管性能的影响; 车竞等^[7]、贺旭照等^[8], 采用多目标优化方法, 完成了对尾喷管的推力、升力以及俯仰力矩性能的优化, 并取得了较为理想的结果。上述文献均是基于巡航状态下对尾喷管进行优化, 并取得了十分有意义的结果。

自 1994 年美国国家空天飞机计划(NASP)终止

以来, 人们对于高超声速飞行器的单级入轨(SSTO)方式失去了信心, 大多数高超声速飞行器研究团队采用双级入轨(TSTO)方式, 即以火箭助推器或者炮发的方式对高超声速飞行器进行加速, 当飞行器加速到较高马赫数时, 转为利用超燃冲压发动机作为推力系统, 实现高超声速飞行^[2,9]。高超声速飞行器在转级过程中, 进气道由封闭到通流, 再到发动机点火, 这一变化过程使得尾喷管内的流动发生极大变化。同时由于高超声速飞行器后体采用非对称单壁扩张喷管(SERN)构型, 对飞行器产生很大的附加升力和俯仰力矩, 从而影响到飞行器的轨道性能和配平特性。为了避免飞行器转级飞行时产生大的俯仰力矩变化, 保证飞行器在转级过程中能够平稳飞行, 需要对后体/尾喷管的力矩性能进行优化设计。黄伟等人^[10-12]以尾喷管上壁面倾角为设计变量, 讨论了高超声速飞行器在 3 种不同工作状态下(即进气道关闭、发动机通流和点火)推力、升力和俯仰力矩性能, 得出当上壁面倾角为 11° 时, 飞行器在推力、升力以及纵向静稳定性权衡性能较好。

本文以减小后体/尾喷管冷热态力矩差为目标, 以后体/尾喷管的关键几何参数下底板长度 l 、下底板倾角 ω 和上膨胀面膨胀高度 h 为设计变量, 研究高超声速飞行器在 $Ma_{\infty}=6.5$ 飞行状态下, 尾喷管

几何构型在冷态、热态（分别对应发动机通流和发动机点火状态）下对飞行器的力矩影响规律，找出调节冷热态力矩差的方法，并在飞行马赫数 $Ma_\infty=4.5$ 时验证了这一方法的有效性，为后体/尾喷管一体化设计提供设计参考。

二、设计参数

后体/尾喷管侧视图如图 1 所示。喷管整体长度为 L ，下底板长度为 l 、下底板倾角为 ω 、上膨胀面高度为 h 。文中保持 L 变不变，通过调节 l 、 ω 和 h 的大小来研究喷管构型各部分对飞行器力矩性能的影响。其中 l 分别取： $L/6$ 、 $L/4$ 、 $L/3$ (L 为喷管整体长度)； ω 分别取 7° 、 10° 、 13° ； h 分别取： $0.5m$ 、 $0.7m$ 、 $0.9m$ 。

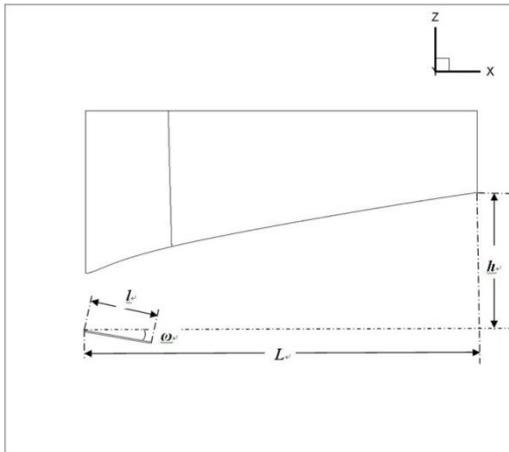


图 1 后体/尾喷管侧视图及相关几何参数

三、流体力学模型的建立

由于考虑的是三维、非化学反应流动，流场控制方程采用三维定常可压缩粘性流动方程组，并采用 $k-\epsilon$ 湍流模型。计算网格采用结构网格，图 2 为后体/尾喷管三维构型及局部网格示意图。

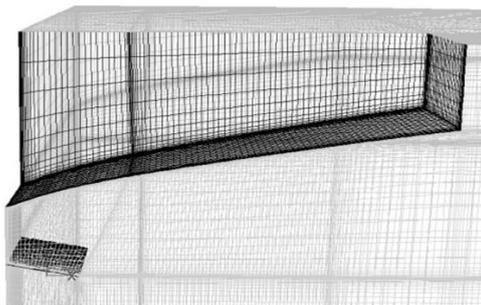


图 2 后体/尾喷管三维构型及网格示意图

喷管计算状态为：飞行高度 $25km$ ；飞行工况分别为热态 6.5 马赫、冷态 6.5 马赫、热态 4.5 马赫以及冷态 4.5 马赫四种状态，其中冷态对应飞行器进气道通流但发动机不点火时的状态，热态对应发动机工作时的状态。计算过程中还需要给定喷管入口（即燃烧室出口）处的马赫数、总温、总压和静压。在超声速流动情况下可以不给出喷管出口条件。

四、计算结果与分析

在冷态和热态下，后体/尾喷管对飞行器有着不同的力矩影响，对应的力矩系数分别为 C_{M1} 、 C_{M2} 。尾喷管构型的变化，对 C_{M1} 和 C_{M2} 的影响程度亦不一样，这引起冷热态力矩差系数 δC_M 发生变化。 δC_M 计算公式如下：

$$\delta C_M = |C_{M1} - C_{M2}|$$

其中 C_{M1} 、 C_{M2} 分别表示冷态下的力矩系数和热态下的力矩系数，它们为正数时表示对飞行器有仰头力矩作用，为负数时表示对飞行器有俯冲力矩作用。

下面我们通过本别改变后体/尾喷管下底板长度 l 、下底板倾角 ω 和上膨胀面膨胀高度 h ，讨论 C_{M1} 、 C_{M2} 随着尾喷管构型变化的规律，并通过 C_{M1} 、 C_{M2} 随着 l 、 ω 和 h 变化的规律，找出减小冷热态力矩差系数 δC_M 的调节方法。

4.1 下底板长度 l 对后体/尾喷管力矩性能的影响

在 $Ma_\infty=6.5$ 的飞行状态下，三种不同下底板长度的后体/尾喷管构型对飞行器的力矩系数如表 1 所示，力矩系数随着下底板长度 l 的变化趋势曲线如图 3 所示。

表 1 下底板长度 l 对后体/尾喷管力矩性能的影响

下底板长度 l	冷态下力矩系数	热态下力矩系数	冷热态力矩系数差
$L/6$	0.0678	0.0320	0.0358
$L/4$	0.0739	0.0590	0.0149
$L/3$	0.0785	0.0741	0.0044

注： $Ma_\infty=6.5$ ， $h=0.9m$ ， $\omega=7^\circ$ 。

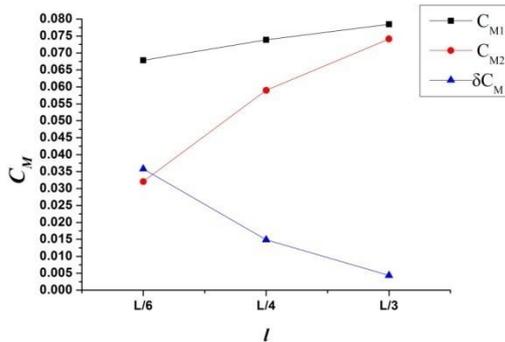


图 3 C_M 随着 l 的变化曲线图 ($Ma_\infty=6.5$, $h=0.9m$, $\omega=7^\circ$)

从表 1 的可以看出, 下底板长度 l 对飞行器力矩性能有很大影响, 随着 l 的增加, C_{M1} 、 C_{M2} 均增大, 但是冷态下力矩系数 C_{M1} 比热态下力矩系数 C_{M2} 增大的速度要慢, 图 3 更为直观的显示了 C_{M1} 、 C_{M2} 随着 l 的变化趋势; 正是由于 C_{M1} 、 C_{M2} 的变化快慢不一致, 使得我们能够有效的利用 C_{M1} 、 C_{M2} 的变化规律来调节冷热态力矩差系数 δC_M 。

从图 3 的变化规律显示, 当 $C_{M1} > C_{M2}$ 时, 随着下底板长度 l 的增加, C_{M2} 增大的速度明显比 C_{M1} 增大的速度快, 从而使得 $\delta C_M = |C_{M1} - C_{M2}|$ 减小, 达到有效减小冷热态力矩差的目的。

同样地, 如果存在 $C_{M1} < C_{M2}$ 的情况时, 应该减小下底板长度 l , 此时 C_{M2} 减小的速度明显比 C_{M1} 减小的速度快, 使得 $\delta C_M = |C_{M1} - C_{M2}|$ 减小, 实现减小冷热态力矩差的目的。

4.2 下底板倾角 ω 对后体/尾喷管力矩性能的影响

在 $Ma_\infty=6.5$ 的飞行状态下, 三种不同下底板倾角 ω 的后体/尾喷管构型对飞行器的力矩系数如表所示。

表 2 下底板倾角 ω 对后体/尾喷管力矩性能的影响

下底板倾角 ω	冷态下力矩系数	热态下力矩系数	冷热态力矩系数差
7°	-0.0021	-0.0976	0.0955
10°	-0.0060	-0.0985	0.0925
13°	-0.0093	-0.1013	0.0920

注: $Ma_\infty=6.5$, $l=L/6$, $h=0.5m$ 。

从表 2 的计算结果中可以看出, 随着 ω 的增大, C_{M1} 、 C_{M2} 均减小, 且在相同的 ω 增大下, C_{M1} 的减小量比 C_{M2} 的减小量要大, 亦即 C_{M1} 的变化速度比 C_{M2} 要快; 同时, δC_M 随着 ω 的增大而减小, 但变化幅度不大。

图 4 给出了热态、 $Ma_\infty=6.5$ 工况下不同下底板倾角的喷管上下膨胀面的压力分布云图

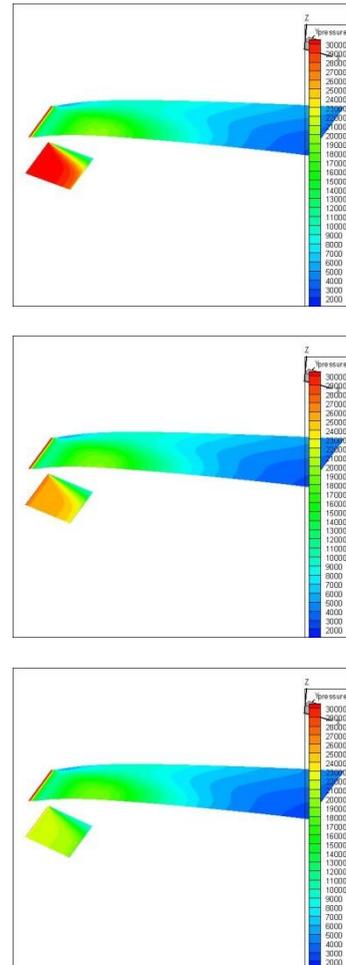


图 4 上下膨胀面压力云图分布 (从上至下依次对应 $\omega=7^\circ$ 、 10° 、 13°)
热态, $Ma_\infty=6.5$, $l=L/6$, $h=0.5m$

从图 4 中可以看出, 下底板倾角的变化主要影响下膨胀面的压力分布, 随着下底板倾角 ω 的增大, 下底板的压力值明显减小, 从而使尾喷管对飞行器仰头力矩减小。但是, 由于这里下底板长度较短 ($l=L/6$), 且其倾角 ω 变化范围较小 ($7^\circ \sim 13^\circ$), 因此 C_{M1} 、 C_{M2} 以及 δC_M 的变化幅度均比较小。

4.3 上膨胀面膨胀高度 h 对后体/尾喷管力

矩性能的影响

在 $Ma_\infty=6.5$ 的飞行状态下，三种不同上膨胀面膨胀高度 h 的后体/尾喷管构型对飞行器的力矩系数如表 3 所示。

表 3 膨胀高度 h 对后体/尾喷管力矩性能的影响

膨胀高度 h	冷态下力矩系数	热态下力矩系数	冷热态力矩系数差
0.5m	-0.0021	-0.0976	0.0955
0.7m	0.0462	-0.0209	0.0671
0.9m	0.0678	0.0320	0.0358

注： $Ma_\infty=6.5$ ， $I=L/6$ ， $\omega=7^\circ$ 。

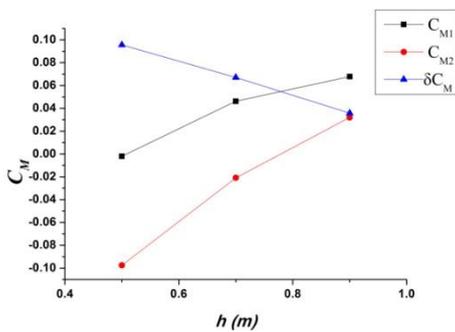


图 5 C_M 随着 h 的变化曲线图 ($Ma_\infty=6.5$ ， $I=L/6$ ， $\omega=7^\circ$)

从表的计算结果中可以看出，随着上膨胀面膨胀高度 h 的增加，冷、热态下的力矩系数 C_{M1} 、 C_{M2} 均增大，且 C_{M1} 比 C_{M2} 增大的速度要慢，而力矩系数差 δC_M 则随着 h 的增加而减小。当膨胀高度 h 由 0.5m 增大到 0.9m 时， δC_M 减小了 63%，这说明上膨胀面膨胀高度 h 的改变能够有效地调节冷热态力矩差。

同样地，图 5 更为直观地显示了 C_{M1} 、 C_{M2} 、 δC_M 随着 h 的变化规律。当 $C_{M1} > C_{M2}$ 时，随着 h 的增加， C_{M2} 增大的速度明显比 C_{M1} 增大的速度快，从而使得 $\delta C_M = |C_{M1} - C_{M2}|$ 减小，达到有效减小冷热态力矩差的目的；而当存在 $C_{M1} < C_{M2}$ 的情况时，应该减小 h ，此时 C_{M2} 减小的速度明显比 C_{M1} 减小的速度快，使得 $\delta C_M = |C_{M1} - C_{M2}|$ 减小，继而实现减小冷热态力矩差的目的。

从 4.1~4.3 我们得到了后体/尾喷管各个构型参数对其力矩性能的影响，其中下底板长度 l 、和上膨胀面膨胀高度 h 对力矩性能的影响很明显，且对

冷热态力矩差的调节能力较强；由于下底板倾角 ω 变化范围较小，且下底板长度 l 较小，故 ω 的变化对尾喷管的力矩性能改变不是很明显，但是它仍可以作为对尾喷管冷热态力矩差调节的一个方式。

五、验证

为了进一步验证上述方法，我们选定在 $Ma_\infty=4.5$ 的飞行状态下，随意选择一个初始构型 ($I=L/6$ ， $h=0.7m$ ， $\omega=7^\circ$)，通过调节后体/尾喷管几何构型减小其对飞行器的冷热态力矩差。

首先通过数值模拟得到在 $Ma_\infty=4.5$ 时，初始构型 ($I=L/6$ ， $h=0.7m$ ， $\omega=7^\circ$) 的冷、热态力矩系数分别为 $C_{M1}=0.0342$ 、 $C_{M2}=-0.1716$ ，冷热态力矩系数 $\delta C_M = |C_{M1} - C_{M2}| = 0.2058$ 。

从数值模拟结果可以看出，该构型在 $Ma_\infty=4.5$ 的飞行状态下进行转级飞行时会有很大的力矩差变化，不利于飞行器平稳飞行。另有 $C_{M1} > C_{M2}$ ，由 4.1~4.3 的研究结果知，增大上膨胀面膨胀高度 h 或者增加下底板长度 l 均能减小冷热态力矩差：

1) 在初始构型的基础上，增大上膨胀面膨胀高度 h 至 0.9m。通过数值模拟可以得到 $C_{M1}=0.1203$ 、 $C_{M2}=0.0152$ 、 $\delta C_M = |C_{M1} - C_{M2}| = 0.1051$ 。显然，通过增大 h ， δC_M 相对于初始构型减小了 50%，这说明 4.3 节中总结出的通过调节上膨胀面膨胀高度 h 以减小冷热态力矩差的规律方法是可行的。

同时注意到，这里 $\delta C_M=0.1051$ 仍为一个较大的值，冷热态力矩差仍较大，需要进一步调节以减小冷热态力矩差。此时仍有 $C_{M1} > C_{M2}$ ，由 4.1~4.3 的研究结果知，下一步仍可通过增大上膨胀面膨胀高度 h 或者增加下底板长度 l 来减小冷热态力矩差：

2) 在 (1) 的基础上，增加下底板长度 l 至 $L/4$ ，通过数值模拟可以得到 $C_{M1}=0.1552$ 、 $C_{M2}=0.1381$ 、 $\delta C_M = |C_{M1} - C_{M2}| = 0.0171$ 。此时， δC_M 相对于 (1) 的结果减小了 84%，证实了 4.1 中总结出的通过调节下底板长度 l 以减小冷热态力矩差的规律方法是正确可行的。

这里 δC_M 已经是一个很小的值了，冷热态力矩差得到了有效的控制。仍有 $C_{M1} > C_{M2}$ ，因此我们可以通过进一步增大上膨胀面膨胀高度 h 或者增加下底板长度 l 来减小冷热态力矩差：

3) 在(2)的基础上,增加下底板长 I 至 $L/3$,通过数值模拟可以得到 $C_{M1}=0.1787$ 、 $C_{M2}=0.2024$ 、 $\delta C_M = |C_{M1} - C_{M2}|=0.0237$ 。我们发现此时 δC_M 相对于(2)时反而增加了,但应注意到此此时 $C_{M1} < C_{M2}$,因此这一结果与 4.1~4.3 的研究结果是一致的,同样地证实了 4.1 中总结出的通过调节下底板长度 I 以减小冷热态力矩差的规律方法是正确可行的。下一步要想在此基础上进一步减小冷热态力矩差,需要减小上膨胀面膨胀高度 h 或者减小下底板长度 I 。

为了更为直观的了解(1)~(3)中后体/尾喷管冷、热态力矩及力矩差的变化规律,图6给出了 $Ma_\infty=4.5$ 飞行条件下,后体/尾喷管力矩系数随着下底板长度 I 的变化规律。

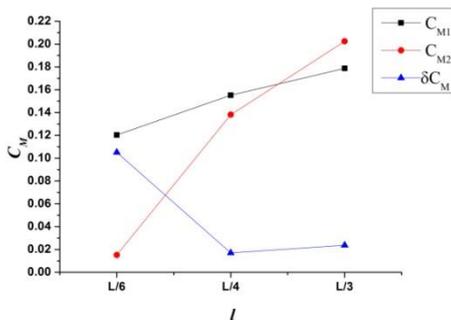


图6 C_M 随着 h 的变化曲线图 ($Ma_\infty=4.5$, $h=0.9m$, $\omega=7^\circ$)

从图6可以看出, $I-C_{M1}$ 、 $I-C_{M2}$ 曲线在 $L/4 < I < L/3$ 这个区间会出现交点,交点处 $\delta C_M=0$,亦即此时冷热态力矩差为零。当需要将冷热态力矩差控制在更小的范围时,可以在 $L/4 < I < L/3$ 这个区间,采用二分法来调节下底板长度 I 或上膨胀面膨胀高度 h 实现。这种调节方法对于不同的转级飞行马赫数下均适用。

六、结论

本文通过改变后体/尾喷管几何构型参数,采用数值模拟的方法,得到不同后体/尾喷管对高超声速飞行器的力矩作用,得出主要结论如下:

1) 随着 I 的增加,冷态下力矩系数 C_{M1} 和热态下力矩系数 C_{M2} 均增大;同时,在 I 变化相同的情况下, C_{M1} 的变化量比 C_{M2} 的变化量小,通过调节下底板的长度能够有效地调节后体/尾喷管对

飞行器的冷热态力矩差。

- 2) 随着 ω 的增加, C_{M1} 、 C_{M2} 均减小;同时,在 ω 变化相同的情况下, C_{M1} 的变化量比 C_{M2} 的变化量大,通过调节下底板倾角能够调节后体/尾喷管对飞行器的冷热态力矩差,但由于本文中所采用的尾喷管构型下底板长度 I 较小,且下底板倾角 ω 变化范围小 ($7^\circ \sim 13^\circ$),因此其对冷热态力矩差的调节效果不是很明显。
- 3) 随着 h 的增加, C_{M1} 、 C_{M2} 均增大;同时,在 h 变化相同的情况下, C_{M1} 的变化量比 C_{M2} 的变化量小,通过调节上膨胀面膨胀高度能够有效地调节后体/尾喷管对飞行器的冷热态力矩差。
- 4) 当 $C_{M1} > C_{M2}$ 时,增加上膨胀面膨胀高度 h 、增加下底板长度 I 的均能达到有效减小冷热态力矩差的目的。
- 5) 当 $C_{M1} < C_{M2}$ 的情况时,降低上膨胀面膨胀高度 h 、减小下底板长度 I 的均能达到有效减小冷热态力矩差的目的。
- 6) 在飞行马赫数确定的情况下,理论上可以将后体/尾喷管对高超声速飞行器的冷热态力矩差减小到零。

参考文献

- 1、John J. Bertin, Russell M. Cummings. Fifty years of hypersonics: where we've been, where we're going. Progress in Aerospace Sciences 39 (2003) 511 - 536
- 2、Bakos, R. . Current Hypersonic Research in the USA. In Advances on Propulsion Technology for High-Speed Aircraft . 2008. pp:10-1~10-26
- 3、Edwards C L Q, small W J, Weidner J P, et al. Studies of scramjet/airframe techniques for hypersonic aircraft [R]. AIAA 75-58
- 4、黄志澄. 空天飞机的气动外形. 气动实验与测量控制. 1991. 5(2): 1~11
- 5、陈兵, 徐旭, 蔡国飙. 二维超燃冲压发动机尾喷管优化设计. 推进技术. 2002. 23(5): 433~437

- 6、徐华松, 谷良贤. 高超声速飞行器后体喷管设计. 航空动力学报. 2007. 22(2): 257~260
- 7、贺旭照, 张勇, 汪广元等. 高超声速飞行器单壁膨胀喷管的自动优化设计. 推进技术. 2007. 28(2): 148~151
- 8、车竞, 唐硕. 高超声速飞行器后体/尾喷管一体化设计. 飞行力学. 2006. 24(3): 74~77
- 9、Ronald S. Fry. A Century of Ramjet Propulsion Technology Evolution. Journal of Propulsion and Power. 2004. 20(1): 27~58
- 10、黄伟, 柳军, 罗世彬, 王振国. 尾喷管构型对高超声速飞行器性能影响研究. 弹箭与制导学报. 2008. 28(4): 161~164
- 11、黄伟, 柳军, 罗世彬, 王振国. 尾喷管构型对类乘波飞行器性能影响. 推进技术. 2008. 28(5): 573~577
- 12、黄伟, 柳军, 罗世彬, 王振国. 尾喷管构型对高超音速飞行器纵向静稳定性的影响. 固体火箭技术. 2008. 31(4): 310~312, 32

Influence of afterbody/nozzle integrated configuration on the moment difference between unfired and fired engine states of hypersonic vehicle

Hu Shouchao, Cui Kai, Gao Taiyuan, Wang Xiuping

(State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, C A S, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China)

Abstract Hypersonic vehicle are usually designed as a two-stage-to-orbit(TSTO) system, which includes a scramjet as a second stage. When the scramjet fired at a high mach number($Ma_x > 3$), it effects great on the moment of the vehicle. To keep a smooth flight, it is necessary to limit the moment difference between unfired and fired engine states of hypersonic vehicle. In this paper, the flow of hypersonic vehicle was numerically simulated by using 3D. By changing the key geometry parameters of the nozzle, the effects of these parameters on the moment of hypersonic vehicle under different working conditions(the unfired engine and fired engine state) were analyzed. The ways of adjusting the moment of hypersonic vehicle were found out, and they were proved to be effective at different flying mach number. This paper can provides a reference for the integrated design of afterbody/nozzle.

Key words hypersonic, afterbody/nozzle, integrated design, moment difference