

含前支柱构型的气动特性初步研究

汪球，刘云峰，赵伟，姜宗林

(中国科学院力学研究所高温气动重点实验室 LHD, 北京 100190)

摘要：对于高超声速飞行器，激波阻力占到总阻力的 2/3 以上，同时激波加热也是气动加热的主要来源，因此高超声速飞行器中激波的考虑及处理就显得尤其有意义，一般通过改变激波结构来重构流场从而达到防热及减阻的目的。在综合考虑飞行器气动力/气动热特性情况下，本文提出了一种基于热防护的高超声速飞行器新构型，构型采用支柱-锥-机翼-柱形机身的基本外形，通过支柱来重构流场，起到减阻作用，同时支柱则通过侧向射流进行保护。数值计算表明，支柱加侧向射流对于钝头体有很好的减阻以及降低热流的作用，而基于这种思想的高超飞行器新构型拥有相对理想的气动性能，同时也兼顾考虑了容积率。

关键词：高超声速飞行器，升阻比，气动热，容积率

0. 引言

高超声速飞行器一般是指马赫数大于 5.0 的远程巡航飞行器，是目前航空航天领域众多学科的新技术集成，代表了未来航空航天领域的研究发展方向，可以说是航空史上继飞机发明、突破声障之后第三个新的里程碑。美国的 X-15 试验机在 1968 年首先达到高超声速飞行，其飞行速度为 7297km/h。尽管如此，真正的高超声速时代尚在期待之中^[1]。

目前要求高超声速飞行器不仅速度快而且航程远，其高速飞行会带来其他很多技术问题。其中，飞行器前缘激波所导致的气动阻力以及波后壁面的气动加热是两大主要问题^[2]。本文在课题组已有的计算及实验结果基础上，综合考虑气动力/气动热以及构型容积率，探索一种高超声速飞行器的新构型，并对新构型不同攻角的气动特性进行了计算。

1. 新构型气动外形以及设计思想

1.1 国外典型飞行器设计特点

高超声速气动外形主要分为四类：升力体、翼身融合体、对称旋成体和乘波体^[3]。其中乘波体由于具有高升阻比、流场均匀性和反设计的优势，成为高超声速飞行器设计者关注的焦点，已经形成了一套相对完整的乘波理论，但是乘波体尖前缘所带来的工艺难度及气动加热问题很大程度也限制了其实际工程应用。升力体采用中心体构型并配合三角翼，他的稳定性和机动性比较好。乘波体和升力

体中比较典型的代表是美国的 X-43A 以及俄罗斯的 IGLA 试验机，他们的外形都有自己独特的气动特点。

X-43A 在 2004 年已经试飞成功，马赫数分别达到了 6.8 和 9.8^[4]。X-43A 构型采用乘波体思想，下表面流场比较均匀，发动机和机体进行一体化设计，升阻比也比较高，但在构型上还存在缺陷，首先气动防热尚未彻底解决，试飞时超燃工作时间仅 10s 左右，在头部布置了约 400kg 的钨进行防热，这对于俯仰特性以及偏转特性都是不利的，另外前部尖的前缘外形也直接影响到容积率。俄罗斯的 IGLA 并没有采用一体化设计的思想，而是将升力面和发动机分开设计，外形采用锥-柱基本构型^[5]，其中 6°的小钝锥前体能够起到的一定的减阻和防热作用，其自主飞行时间就可以达到 7-12 分钟，但是由于钝锥角比较小，在一定程度上影响了容积率。

1.2 新构型气动外形及设计思想

不同类型的高超声速飞行器都有各自的优缺点，真正实用的飞行器外形应该是综合考虑各方面因素。在综合考虑气动防热、减阻以及有效容积率的基础上，我们提出了一种支柱-锥-机翼-柱形机身的高超声速飞行器外形，如图 1 所示。

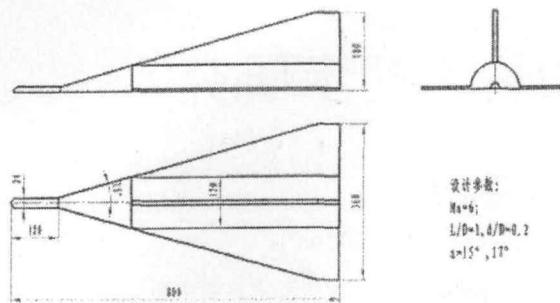


图 1 新构型基本外形

新构型的设计思想是,通过支杆产生一个前导锥形激波压缩来流,如图 2 所示,机身及机翼处于锥形激波内并尽量远离锥形激波,起到减阻和主机体防热作用。锥体的半锥角也要不大于前导锥形激波的半激波角,避免激波打到锥体上以及激波/激波相互作用。根据支杆加钝头体的实验结果,如图 3 所示,锥体半锥角取为 15° ,大的半锥角间接增大了飞行器有效容积率。飞行器支杆的头部则通过侧向射流进行保护。支杆加侧向射流这一方法不仅能够减阻和防热,还能够避免支杆头部因为严重的气动加热而失效,同时在非 0° 攻角时也能有很好的气动特性^[6]。

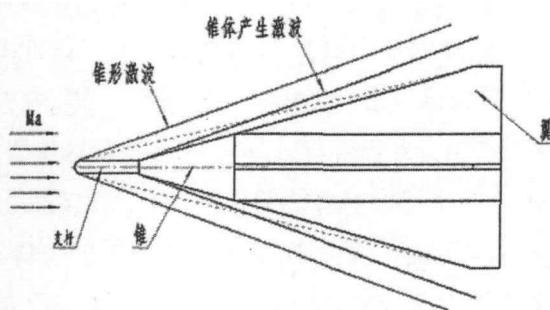


图 2 飞行器激波结构示意图

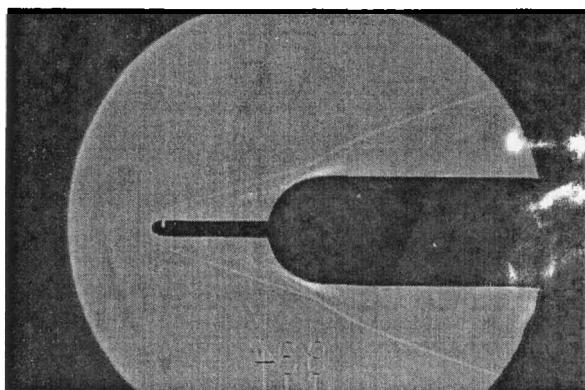


图 3 支杆实验纹影图

这一系列对激波的考虑及设计,不仅有利于减阻也实现了防热,使飞行器尽可能长时间的飞行,同时保证了飞行器有相对大的容积率。

2. 新构型气动特性数值模拟

2.1 计算条件

数值模拟使用的是 Fluent 流体计算软件。计算选取 30Km 高空来流, $P_\infty = 1197 \text{ Pa}$, $T_\infty = 226 \text{ K}$, $\text{Ma} = 6$ 。计算没有考虑机体上部的舵。

2.2 数值模拟结果及分析

高升阻比一般是指在参考设计高度下,具有高的升阻比值(大于 3.5)^[7]。是高超声速飞行器处于巡航状态时重要的气动性能参数,高的升阻比有利于飞行器的控制和减少燃料的消耗量^[8]。图 4 给出的是新构型升阻比随攻角的变化,飞行器在 8° 攻角时达到了最大值 3.4,在 0° 攻角时飞行器产生的是负升力。

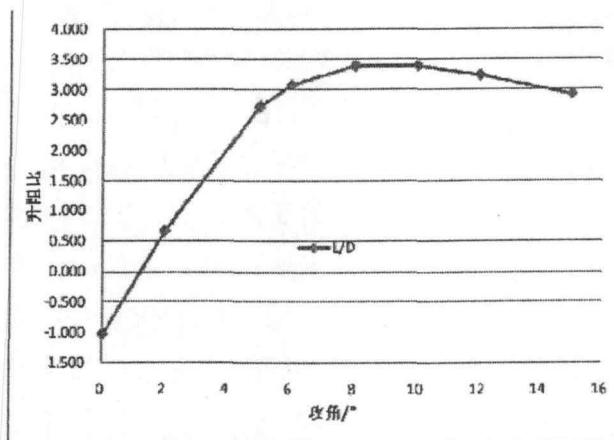


图 4 新构型升阻比随攻角变化

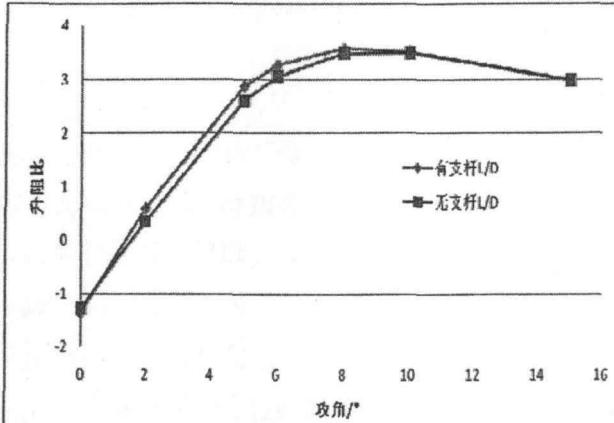


图 5 构型有无支杆升阻比随攻角变化

图 5 和表 1 给出的是有支杆和没有支杆时的气动特性对比, 可以看出有支杆时各项性能都是有所提高的, 在 2° - 8° 攻角范围内, 升阻比增大相对较多, 而在其他攻角时变化幅度不是很明显。在攻角较小时, 有支杆能够很明显的降低阻力, 其中在 0° 攻角时, 阻力系数降低 11.7%, 攻角在 2° - 5° 范围内时, 支杆也能使升力有比较明显的增加。在攻角大于 10° 时, 有支杆和没有支杆各项气动特性基本相同, 支杆的作用已经不明显, 此时迎风面直接是飞行器的下表面, 通过支杆来重构流场的功能基本丧失, 这时如果通过支杆加侧向射流则可起到一定作用。

表 1 有无支杆升力系数和阻力系数对比

攻角 $^{\circ}$	有支杆 C_d	无支杆 C_d	有支杆 C_L	无支杆 C_L
0	0.1764	0.2001	-0.2420	-0.2556
2	0.1790	0.1899	0.1079	0.0683
5	0.2227	0.2277	0.6417	0.5960
6	0.2525	0.2558	0.8240	0.7833
8	0.3345	0.3359	1.1922	1.1686
10	0.4478	0.4484	1.5732	1.5667
15	0.8763	0.8821	2.6106	2.6457

图 6 给出的是飞行器机翼升阻比、机身(支杆、锥体和柱体部分)升阻比, 以及整体飞行器的升阻比。可以看出, 机翼升阻比最大为 4.35, 处于 6° 攻角处, 机身最大升阻比为 2.96, 处于 12° 攻角处, 两者的大升阻比所在攻角存在着 6° 的差别。

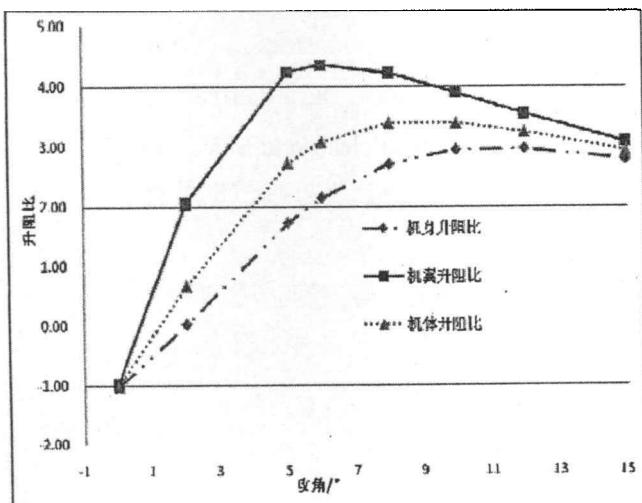


图 6 飞行器不同部件升阻比

图 7 和图 8 给出的是将飞行器机身和机翼拆开单独计算以及整体计算时的升阻比。可以看出, 整

体计算时机身和机翼的升阻比都要比分开计算时的高, 但是最大升阻比所处的攻角对于机身和机翼在分开计算和整体计算时都是一样的, 都是分别处于 12° 和 6° , 而飞行器机体的升阻比最大时是处于 8° 攻角处, 因此通过调节机身和机翼之间的角度配合, 应该能将两者升阻比贡献最大化达到一个平衡, 这样能使整体飞行器升阻比提高。

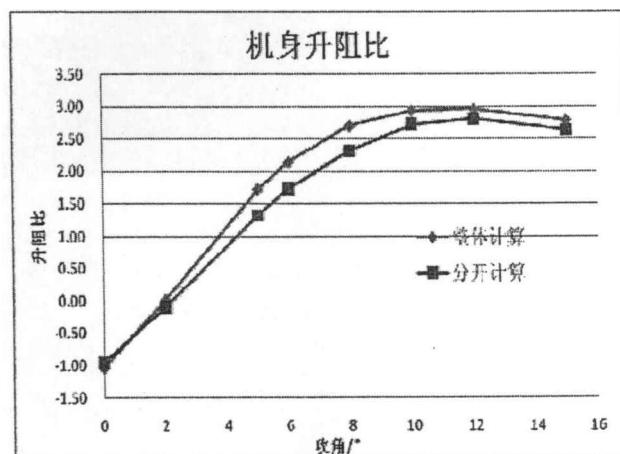


图 7 机身升阻比

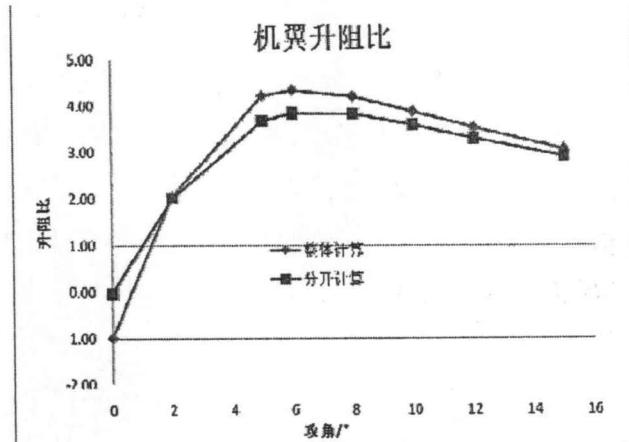


图 8 机翼升阻比

图 9 给出的是将机身和机翼按照 3° 夹角进行岔开配合时的外形图, 表 2 给出了这种处理和 0° 夹角岔开时两者升阻比的对比。可以发现, 岔开处理时升阻比有所增大, 但增加幅度不大。上面的计算我们知道机身和机翼最大升阻比所处攻角差别是 6° , 当两者进行 6° 岔开时, 升阻比增大应该相对明显, 但是这种处理同时也会导致飞行器下体流场的相对不均匀, 而且对于攻角较小时, 这种处理会导致阻力增大, 升力降低。机翼和机身角度的配合有待进一步深入研究, 找到各种考虑因素之间的平衡。

表 2 两种外形最大升阻比对比

	最大升阻比	最大升阻比所处攻角/°
0°岔开	3.4	8
3°岔开	3.46	10

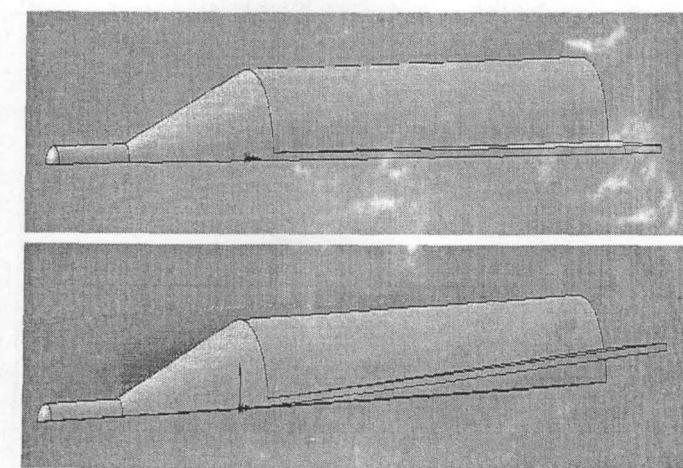


图 9 飞行器外形布局 (上: 机身和机翼 0° 岔开, 下, 机身和机翼 3° 岔开)

3. 结论

本文综合分析了乘波体(X-43A)和升力体(IGLA)气动外形的特点,在课题组已有的研究基础上,提出了一种基于热防护的高超声速飞行器新构型,构型兼顾考虑气动防热/减阻,同时考虑有效容积率。对该构型进行了数值模拟,分析其气动性能,主要结论如下:

- 1) 构型的提出同时考虑到了防热、减阻和有效容积率。
- 2) 数值模拟结果表明:有支杆时,新构型在小攻角时各项性能都有所提高,其中阻力系数在 0° 攻角时减小能够达到 11.7%。在攻角大于 10° 时,支杆重构流场的功能不明显,气动特性相对于无支杆变化很小。
- 3) 该构型在 8° 攻角时升阻比达到最大,为 3.4。

4) 机身和机翼最大升阻比所处攻角分别为 12° 和 6°, 存在 6° 的差别。飞行器外形中,机翼和机身进行 3° 角度岔开时,相对于没有岔开,升阻比有所升高,幅度不大。

此构型是一个初步的基本构型,还没有进行任何优化设计,相信进行一些改进优化后,各项性能还是有比较大的提升空间,同时,机翼和机身之间的配合有待进一步深入研究,找到一个最佳值。

参考文献

- [1] 姜宗林.高超声速飞行时代的曙光.科学,2004,56(2): 10-13.
- [2] Anderson J D. Hypersonic and high temperature gas dynamics. McGraw-Hill, New York,1989.
- [3] 叶友达.近空间高超飞行器气动特性研究与布局设计优化.力学进展, 2009,39.
- [4] Randall T.Voland, Lawrence D. Johnson, Charles R.McClinton. X-43A Hypersonic vehicle technology development. Acta Astronautica 2006.
- [5] V.L.Semenov, A.P.Ivanov. Experimental investigation of the problems concerning with the flow around airframe of high-speed flying vehicle integrated with combined propulsion.
- [6] Zonglin Jiang, Yunfeng Liu, Guilai Han, Wei Zhao. Experimental demonstration of a new concept of drag reduction and thermal protection for hypersonic vehicles. Acta Mech Sin,2009.
- [7] 叶友达.高空高速飞行器气动特性研究.力学进展, 2009,39.
- [8] 黄伟, 王振国, 等. 高超声速乘波体飞行器机身/发动机一体化关键技术研究. 固体火箭技术, 2009,32.