

双旁侧进气高超声速飞机气动布局与评估

胡守超, 崔凯, 李广利, 屈志朋, 杨国伟

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: 针对高超声速飞机的预研设计, 提出一种双乘波体对拼式的双旁侧进气气动布局方案, 对整机构型进行初步参数化设计。采用 CFD 数值模拟方法, 并以层流模型完成了整机构型的初步性能评估, 详细分析了四种不同翼/身前缘线、不同飞行攻角下整机和部件的气动性能。结果表明, 前体需要采用升力体构型以提升整机的气动性能; 翼/身融合体前缘线对整机气动性能有较大影响; 侧腹进气的气动布局使得飞行器腹部空间得以最大释放, 增加了飞行器的升力面积, 从而在带攻角飞行时大大提升了整机的升力及升阻比性能。

关键词: 高超声速, 双旁侧进气, 气动布局, 计算流体动力学(CFD)

引言

纵观航空发展史, 从早期的双翼飞机, 到超音速喷气式飞机, 再到现今的超音速巡航战斗机和轰炸机, 航空工程师们一直在不断地追求着“更高、更快”的飞行目标。随着具备超机动、超音速巡航的 T-50、F-22 等新一代战斗机的面世, 我们不禁思考下一代战机将何去何从? 近年来, 随着人们对临近空间利用的高度重视以及高超声速科技的不断进步, 尤其是先进气动布局设计和吸气式超燃冲压发动机技术的不断突破[1,2,3], 高超声速飞机或许正是下一代飞机发展的目标。

气动设计——作为航空技术发展的“先行官”, 是高超声速飞机研发首先需要面对的问题。在过去的半个过世纪中, 以美国的 X-43 和 X-51 为典型代表的高超声速飞行器气动布局设计, 无论在理论还是实验方面均取得了重大进展和众多积累。为突破高超声速飞行环境下的升阻比屏障, 它们均采用发动机与机身高度融合的一体化设计: 它采用腹部进气的方式, 以乘波体作为飞行器前体, 其为飞行器提供大部分升力的同时, 还充当发动机进气道的预压缩面; 同时, 后体下表面亦作为尾喷管的单壁延伸, 为飞行器提供飞行动力和部分升力[4,5]。这种腹部进气的气动布局方案下, 来流经乘波体压缩后具备较高的总压回复系数和很好的流场均匀性, 能很好地保证发动机的正常工作。但

对于高超声速飞机而言, 起飞、降落、载重、投弹等性能对其气动布局设计提出了更高的要求, 而腹部进气气动布局方案的不足亦显现出来: 1) 由于发动机占据腹部空间, 对飞机起落架的安装、飞机投弹造成极大不便; 2) 飞机在起飞和降落过程中, 腹部进气极易吸入跑道上的杂物而对发动机构成极大的安全威胁; 3) 高超飞行环境下, 高度融合的一体化设计使得飞行器下表面成为其不可或缺的一个升力面, 而腹部挂载发动机使得其丧失了一个主要的升力面, 大大影响飞行器的载重性能。

针对腹部进气气动布局的不足, 同时考虑到高超声速飞行环境下对飞行器高升阻比、高容积率等要求, 本文提出一种双旁侧进气气动布局方案。首先, 前体采用升力体设计, 提出利用两个乘波体对拼式前体设计方案, 其既保证了前体的高升阻比特性和高流量捕获率, 同时有益于实现对来流均匀压缩以尽可能保证进气道入口处的流场均匀性; 第二, 内流道完全封闭在整个飞机内部, 从而释放腹部空间, 为总体设计及下表面气动设计提供较大的设计空间; 第三, 高度的翼/身融合设计, 采用大后掠角布局设计, 同时机翼与机身之间没有明显的分界线, 此时机身可以提供升力, 从而增加升力面。

本文对上述双旁侧进气高超声速飞机进行了初步数值评估, 针对 CFG_C、CFG_P0.8、CFG_P1.0 和 CFG_P1.2 四种不同翼/身前缘线构

型的气动性能进行了对比评估，并选择其中升阻比系数最高的构型 CFG_P1.2，完成了不同飞行攻角下该双旁侧进气高超声速飞机的整机气动性能评估与分析。数值计算结果表明，在零度攻角下，整机升阻比系数在 1.27~1.42 之间，前体对整机升力贡献较大，约占整机升力的 39%~52%；此外，翼/身前缘型线对翼身融合体的升力、阻力及升阻比性能均有较大影响。在飞行攻角变化时，升力、阻力以及进气道流量均随攻角的增大而增大，而当攻角为 4° 时 CFG_P1.2 构型整机具有最大升阻比 4.34，此时翼/身作为整机的主要升力面（约占整机升力的 89%），因此腹部空间的释放能够有效提升整机的升阻比性能。

1. 构型设计与分析

由于双旁侧进气高超声速飞机气动布局需要满足升阻比、容积以及超燃冲压发动机正常工作等多项性能指标，其设计较为复杂，因此，在工作初期，这里将整机气动布局的设计分为三个主要部分（图 1）：1）内流道设计；气流经前体预压缩后，进入内流道，包括隔离段、燃烧室以及尾喷管的设计。2）前体设计；高超声速飞行条件下飞机头部会产生强激波，继而导致高超声速飞机难以突破升阻比屏障，因此前体采用升力体设计，同时兼顾到对来流气体的压缩以满足发动机工作要求；这里提出两个乘波体对拼的前体设计方式，并希望藉此设计方式满足前体的升阻比、容积和对来流均匀压缩等性能要求。3）翼/身一体化融合设计；考虑

到容积和载重等因素，高超声速飞机的翼/身部分法向投影面积应圆圆大于前体法向投影面积，而侧腹进气的气动布局使得飞行器腹部空间得以释放，大大增加了飞行器的升力面；且机翼与机身采用高度融合的一体化设计，在保证飞行器容积的同时使得翼身具有很好的升力及升阻比性能。

本文的主要工作是对上述的高超声速飞机气动布局进行初步的数值评估，其中内流道设计工作将在后续的工作中展开，这里暂时不予考虑。

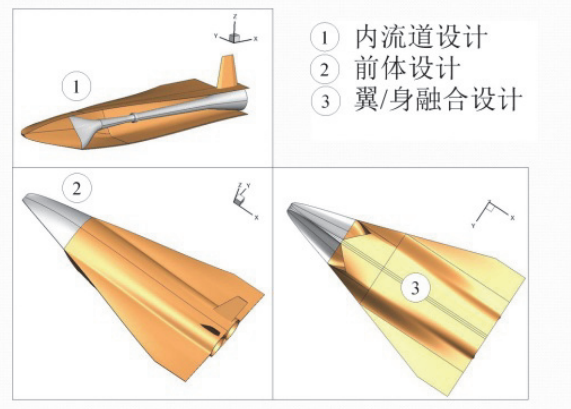


图 1 双旁侧进气高超声速飞机构型

本文针对四种不同翼/身前缘线整机构型，如图 2 所示，CFG_C 构型翼/身前缘线采用余弦函数分布，CFG_P0.8、CFG_P1.0、CFG_P1.2 构型翼/身前缘线采用幂次函数分布，幂次率分别为 0.8、1.0（亦即线性分布）、1.2。整机长度均为 5.277m，其中前体长度为 1.4m。

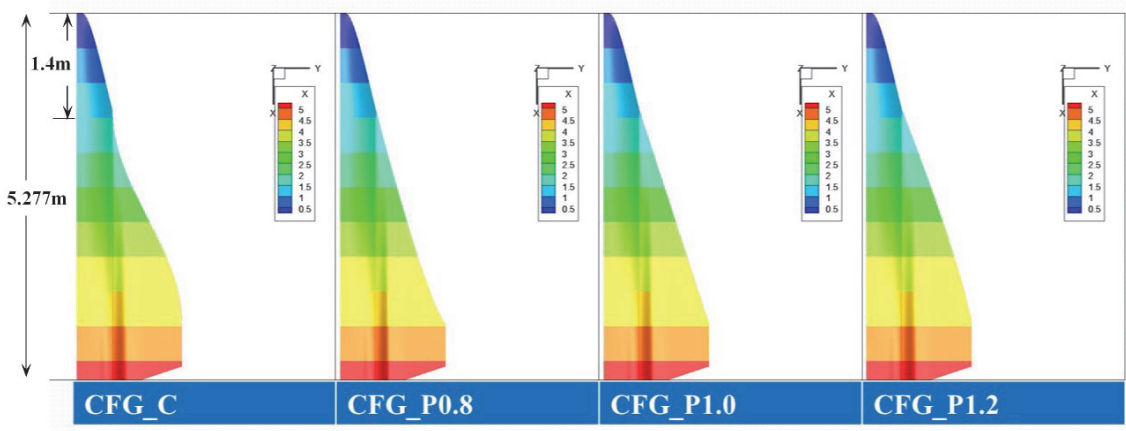


图 2 四种不同翼/身前缘线构型（从左至右依次为 CFG_C、CFG_P0.8、CFG_P1.0、CFG_P1.2）

2. 计算模型建立

针对马赫数 6、海拔高度 25Km 的巡航状态下，对整机气动性能进行数值评估，流场控制方程采用三维定常可压缩粘性流动 N-S 方程组，并采用层流模型。计算网格采用四面体非结构网格，物面网格尺度为 8mm，为保证对飞行器附近流场特性的精确捕捉，在靠近飞行器的空间采用较细密的网格，而在远离飞行器的空间采用尺度较大的网格以减小网格量，总的四面体单元数约为 800 万（图 3）。

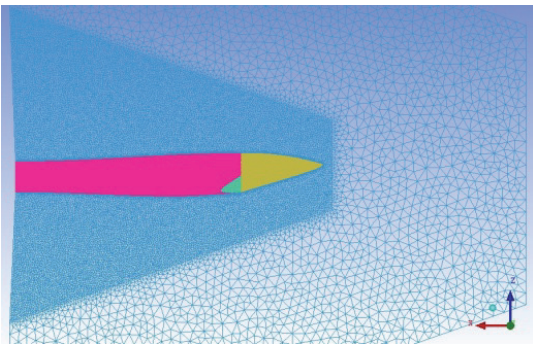


图 3 计算用非结构网格示意图

3. 结果与分析

本文针对双旁侧进气高超声速飞机整机气动性能的数值评估与分析主要包括两个部分：

1) 在零度攻角下，分析四种具有不同翼/身前缘线的整机构型各部件（前体、翼/身融合体）及整机气动性能，同时分析翼/身前缘线对整机气动性能的影响，为翼/身前缘线的设计和优化工作提供参考；2) 对 CFG_P1.2 构型作变攻角性能分析，评估并分析攻角在 $-2^{\circ} \sim 10^{\circ}$ 之间变化时，该气动布局下整机及部件气动性能。

3.1 整机气动性能分析及翼/身前缘线的影响

高马赫数来流在飞行器前端引起强激波，激波后形成高温高压气体，使得整个前体（尤其是靠近飞行器最前端的部分）分布着较高表面压力（图 4 图 5），因此前体的设计对于整个表 2）。对于 CFG_P0.8、CFG_P1.0、CFG_P1.2 三个构型，随着翼/身前缘线幂次律的逐渐增大（由 0.8 增大到 1.2），翼/身融合的升表 2），其中 CFG_P1.2 构型具有最好的升阻比性能，其升阻比在零度攻角下达到 1.42（

飞行器的增升减阻显得尤为重要。机翼随着前缘线向展向逐渐拓宽，在翼根且靠近机身前端处亦产生强激波，并在翼根前端及飞机侧面处形成较大的高压区，因此，为降低翼根出强激波产生的波阻，同时使得机翼能够下表面能够捕获波后的高压气体以增加升力，就需要合理的翼/身前缘线外形设计。

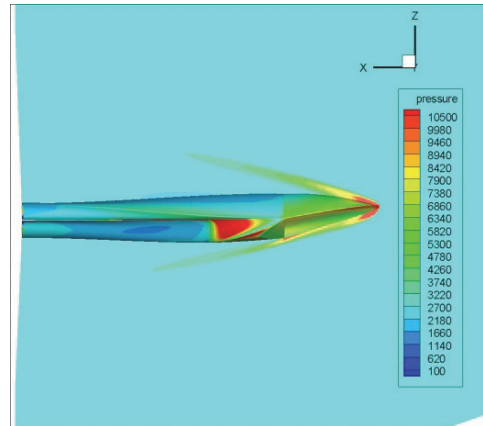


图 4 CFG_C 构型表面及对称面压力分布

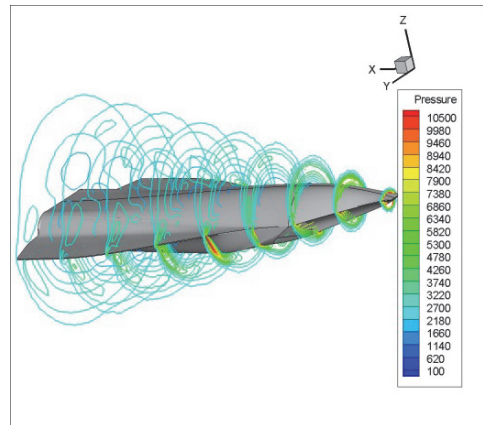


图 5 CFG_C 构型空间压力等值线图

翼/身前缘线的改变对前体气动性能几乎没有影响（图 6、图 7、

力、阻力以及升阻比均增加，继而使得整机的升力、阻力以及升阻比均增加（图 6、图 7、

表 2)。值得指出的是，尽管前体的尺寸远远小于翼/身尺寸（整机 5.227m，其中气体长度仅 1.4m，前体轴向、法向投影面积均远小于翼/表 2），因此，前体的设计需要采用升力体设计以保证整机的升阻比性能。

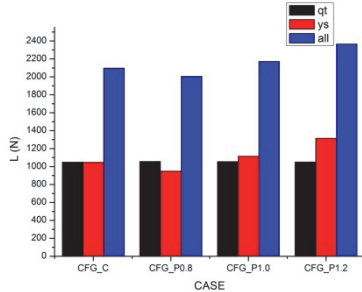


图 6 四种不同构型下前体、翼身及整机升力值

身)，但在零度攻角下，前体的升力、阻力均占整机的几乎一半（图 6、图 7、

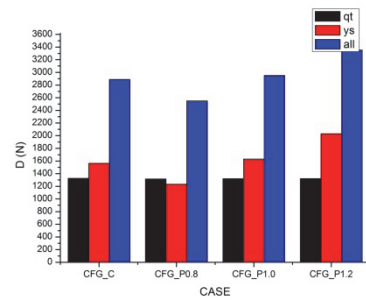


图 7 四种不同构型下前体、翼身及整机阻力值

表 2 四种不同翼/身前缘构型升阻比性能

构型	升力(N)			阻力(N)			升阻比			流量(kg)
	qt	ys	all	qt	ys	all	qt	ys	all	
CFG_C	1325.69	1563.39	2889.08	1048.87	1048.5	2097.35	1.26	1.49	1.38	13.14
CFG_P0.8	1315.36	1233.94	2549.30	1057.4	949.23	2006.63	1.24	1.30	1.27	13.15
CFG_P1.0	1319.38	1631.53	2950.91	1055.52	1115.6	2171.13	1.25	1.46	1.36	13.14
CFG_P1.2	1321.00	2031.23	3352.23	1050.61	1314.9	2365.55	1.26	1.54	1.42	13.14

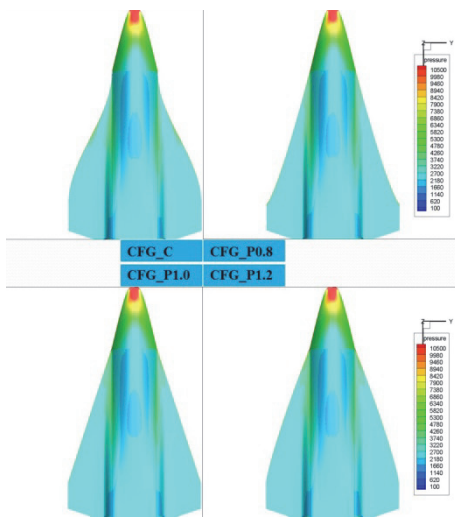


图 8 四种不同翼/身前缘构型上表面压力分布

翼/身前缘线的变化不仅会引起翼/身法向投影面积的变化，同时对前缘线前端的激波形成较大影响。四种构型细下，翼/身前缘线的改变对上边面压力分布几乎没有影响（图 8）。以幂次函数为前缘型线的 CFG_P0.8、CFG_P1.0、CFG_P1.2 三个构型，其下表面高压区均分布在靠近前缘线的边缘处。由于 CFG_C 构型前缘线采用余弦函数分布，在前缘线翼根出具有更小的后掠角，翼根前端的激波亦相对较弱，使得翼根前端及飞机侧面处的高压区大大减小（图 9），因此在 CFG_C 与 CFG_P1.0 构型整机升阻比几乎相等时，CFG_C 构型的阻力、升力均较 CFG_P1.0 构型小（

表 2)；此外，翼根处较小的后掠角使得 CFG_C 下表面高压区不再沿着前缘线边缘，而相对更靠里（图 9）。因此，在翼根处较小的后掠角设计能够阻力，而在辅以合适的前缘线形状能够有效提升翼/身及整机的升阻比性能。

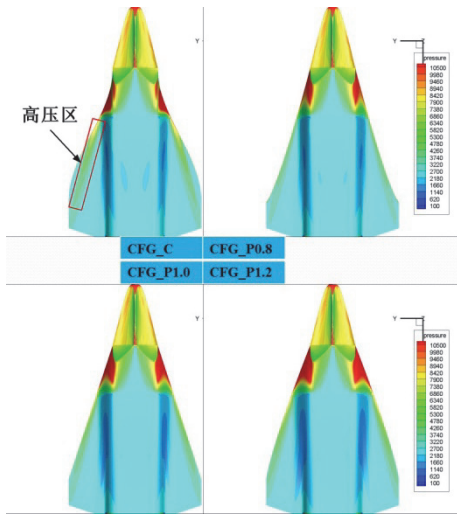


图 9 四种不同翼/身前缘构型下表面压力分布

表 3)。此外，进气道入口空气流量亦随着攻角的增加几乎呈线性增加（图 13）。

由于翼/身融合体的法向投影面积远大于前体的法向投影面积，而同时由于采用侧腹进气的气动布局，飞行器下表面成为有效的升力面，因此，在飞行攻角变化时，升力迅速增加，而前体的升力增加就相对缓慢得多（图 10）。在零度攻角时，前体升力占整机升力比重为 39.4%，而当攻角增大到 4° 时（此时整机具有最高升阻比），前体升力仅占整机升力的 20.8%。对于高超声速飞机而言，其载重性能是一个重要指标，高超声速飞机在巡航状态下应具备大的升力以提升其载重能力，因此需要对具有更大法向投影面积的翼/身融合体（尤其是下表面）进行合理利用，增大升力面积。

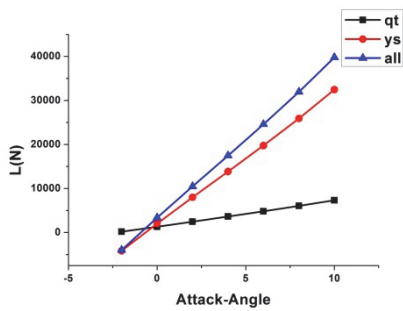


图 10 CFG_P1.2 构型升力性能随攻角变化

3.2 大范围攻角变化下整机气动性能评估与分析

攻角变化-2° ~10° 之间，采用零度攻角下具有最好升阻比性能（升阻比值达到 1.42）的 CFG_P1.2 构型，分析攻角变化对双旁侧进气高超声速飞机整机及部件气动性能的影响。

随着攻角的增大，CFG_P1.2 构型整机及部件的升力、阻力均增大（图 10 图 11），而升阻比则先增大后减小（图 12）。当飞行攻角为 6° 时，前体具有最大升阻比 2.57；而当飞行攻角为 4° 时，翼/身融合体及整机具有最大升阻比值，分别为 5.45 和 4.34（构型进气道入口流量随攻角变

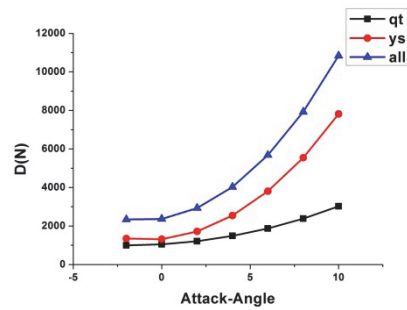


图 11 CFG_P1.2 构型阻力性能随攻角变化

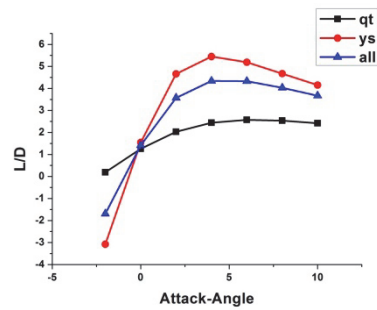


图 12 CFG_P1.2 构型升阻比随攻角变化

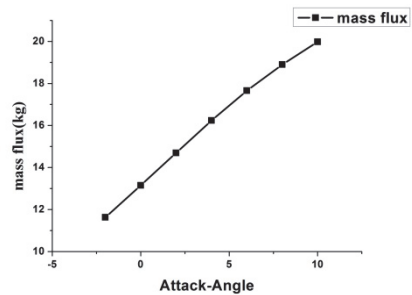


图 13 CFG_P1.2 构型进气道入口流量随攻角变

表 3 飞行攻角变化时 CFG_P1.2 构型气动性能

攻角 (°)	升力(N)			阻力(N)			升阻比			流量 (kg)
	qt	ys	all	qt	ys	all	qt	ys	all	
-2	190.49	-4158.90	-3968.41	992.10	1350.37	2342.47	0.19	-3.08	-1.69	11.63
0	1321.00	2031.23	3352.23	1050.61	1314.94	2365.55	1.26	1.54	1.42	13.15
2	2466.37	7994.71	10461.08	1213.80	1716.42	2930.22	2.03	4.66	3.57	14.69
4	3627.12	13843.22	17470.34	1485.73	2541.64	4027.37	2.44	5.45	4.34	16.23
6	4815.27	19750.33	24565.60	1873.75	3804.95	5678.70	2.57	5.19	4.33	17.65
8	6042.14	25895.92	31938.06	2382.68	5544.41	7927.09	2.54	4.67	4.03	18.90
10	7312.22	32452.26	39764.48	3021.09	7816.50	10837.60	2.42	4.15	3.67	19.98

图 14 是攻角分别为-2°、4°、10° 时 CFG_p1.2 构型上、下表面压力云图分布。

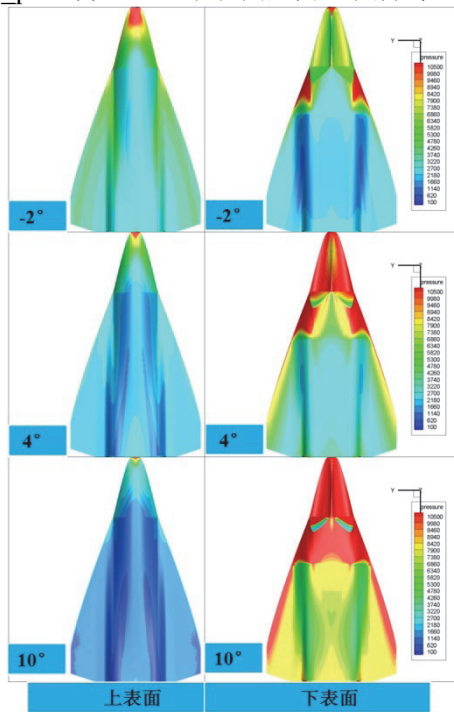


图 14 CFG_P1.2 构型上下表面压力随攻角变化

4 结论

本文提出一种双旁侧进气的高超声速飞机气动布局设计，并对四种具有不同翼/身前缘线构型进行了数值评估与分析，得到主要结论如下：

1) 高超声速飞机头部强激波导致极大的波阻，波后形成高压气流。在零度飞行攻角下，CFG_C、CFG_P0.8、CFG_P1.0、CFG_P1.2 四种构型前体的升力、阻力均占整机的一半左右。

因此，为满足高超声速飞机的升阻比性能，前体需要采用升力体设计。

2) 翼/身前缘线的改变几乎不影响前体的气动性能，但对翼/身融合体的升力、阻力及升阻比性能具有较大影响，继而对整机的气动性能有较大影响。

3) 在攻角变化时，前体和翼/身融合体的升力、阻力均增加。由于翼/身融合体的法向投影面积相对于前体大得多，同时由于腹部空间的释放，升力面的增加，其升力随攻角增大而增大的速率较前体要快得多（图 10），在 4° 攻角时，翼/身融合体升力约占整机升力的 80%，是飞机的主要升力部件，且此时整机升阻比具有最大值 4.34。因此，侧腹进气的气动布局方式能有效释放腹部空间，提升高超声速飞机的升力和升阻比性能。

参考文献

1. Ronald S.Fry. A Century of Ramjet Propulsion Technology Evolution. Journal of Propulsion and Power.2004.20(1):27~58
2. John J.Bertin, Russell M. Cummings. Fifty years of hypersonics: where we've been, where we're going. Progress in Aerospace Sciences39(2003)511-536
3. Steven Walker, Ming Tang, Sue Morris, Caesar Mamplata. Falcon HTV-3X - A Reusable Hypersonic Test Bed. 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Dayton, Ohio, Apr. 28-1, 2008
4. Bakos, R.. Current Hypersonic Research in the USA. In Advances on Propulsion Technology for High-Speed Aircraft .2008. pp:10-1~10-26
5. 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

A NOVEL HYPERSONIC AIRCRAFT WITH DOUBLE LATERAL INLET AND THE NUMERICAL SIMULATION

HU Shouchao, CUI Kai, LI Guangli, QU Zhipeng, YANG Guowei

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

Abstract: As the research progress of hypersonic aircraft, an novel aerodynamic configuration with double lateral inlet is introduced and it's aerodynamic performance has been evaluated preliminary by CFD in this paper. Four configuration with different leading-edge of Wing-Fuselage integration has been discussed in this paper, and the impact of attack-angle changing on the aerodynamic performance of CFG_P1.2 configuration has also been discussed. The results show that, lifting-body is needed for the fore-body of hypersonic aircraft so as to improve the aerodynamic performance. The shape design of the Wing-Fuselage integration is quite important for the aerodynamic performance of the hypersonic aircraft. The aerodynamic configuration with double lateral inlet can efficiently increase the lift are so as to improve the lift and lift-drag ratio of the hypersonic aircraft , especially as it flight with a greater attack-angle.

Keywords: Hypersonic, Double lateral inlet, aerodynamic configuration, computational fluid dynamics(CFD)