



CSTAM 2009-0054

高超声速流线追踪进气道基准流场设计

岳连捷，肖雅彬，陈立红，张新宇

中国科学院高超声速科技中心

中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室

第二届高超声速科技学术会议

2009年11月2-4日 安徽·黄山

高超声速流线追踪进气道基准流场设计

岳连捷, 肖雅彬, 陈立红, 张新宇

(中国科学院高超声速科技中心, 北京海淀区 100190)

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

摘要 本文发展了一种流线追踪进气道基准流场设计方法。截短 Busemann 进气道由于其长度限制, 使得对称轴附近激波弯曲程度严重, 造成较大的总压损失。本文采用 ICFA 来使激波变直, 通过优化由样条曲线构成的下游流动来获得最大总压恢复。尽管激波弯曲现象依然存在, 但已经被限制在靠近对称轴的很小的区域内。与同样长度和收缩比的截短 Busemann 内锥流相比, 本文设计的流动具有更高的总压恢复。

关键词 高超声速, 流线追踪进气道, 基准流场

引言

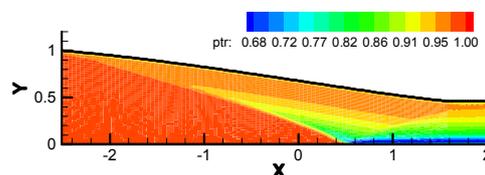
为使高超声速吸气式发动机获得最佳性能, 作为关键部件的进气道必须高效提供足够的压缩量。高性能超燃冲压发动机进气道的设计概念在文献中已有大量论述, 总体可以分为平面进气道和内转式进气道两种。平面进气道使用一系列平面或准平面激波完成压缩(如顶压^[1]、侧压^[2]以及三面压缩式进气道^[3]等), 而内转式进气道从已知基准流场出发, 给定前缘线, 通过流线追踪技术来生成无粘乘波压缩面^[4,5]。内转式进气道具有来流完全捕获能力, 同时避免了溢流带来的附加阻力。

Busemann 进气道作为一种经典的流线追踪进气道受到了大量关注^[6,7]。尽管 Busemann 进气道具有极高的无粘总压恢复, 但它的长度大于同样捕获面积的外转式进气道^[8]。受超燃冲压发动机重量和尺寸限制, 设计者需要在进气道尺寸与性能之间权衡, 因此在实际应用中, Busemann 进气道往往要进行截短^[9-11]。然而截短使流态发生改变, 尤其在对称轴附近, 锥形压缩波不再汇聚到一点, 而是包络出一道弯曲激波, 其与对称轴的交点位于原交点的下游。弯曲激波造成对称轴附近总压损失较高, 甚至会出现马赫盘。而且使出口流场不均匀。

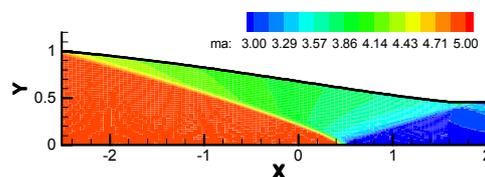
基准流场直接决定流线追踪进气道的性能, 而截短使 Busemann 进气道的性能劣化。本文的目的是设计一种性能更优的基准流场来改善进气道的性能。

1 截短 Busemann 流动

Busemann 进气道截短时应避免较大的性能降低。文献 12 通过分析截短角度对基准流场带来的影响来找出合适的截短位置。对于来流马赫数 5.05, 出口马赫数 3.0 的情况, 5 度截短提供了良好的性能: 进气道长度缩减为原来的 2/3, 同时仍保持着 90.02% 的总压恢复。但进一步增加截短角度将显著降低总压恢复, 同时不会显著减少进气道的长度^[12]。



(a) 总压分布



(b) 马赫数分布

图 1 5° 截短 Busemann 流场 (来流 Mach 5.05)

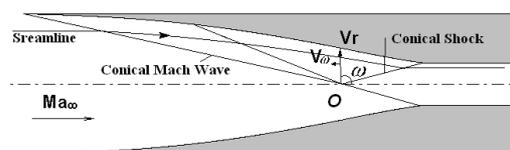


图 2 完整 Busemann 流动示意图

图 1 给出了 5°截短 Busemann 进气道流态。作为对比, 图 2 给出了完整 Busemann 进气道的流场。未经截短时, 轴对称内锥流包含一系列锥形压缩波和一道自由驻立锥形斜激波。所有锥形压缩波与自由驻立锥形斜激波共顶点“O”。由于自由驻立锥形斜激波在喉道处被消波, 其下游流动均匀。截短之后, 前缘形成锥形斜激波, 压缩波与斜激波相交, 使其向内弯曲并与对称轴交于“O”点下游。反射锥形激波打在肩点下方。尽管总压恢复依然很高, 但是对称轴附近总压恢复下降到 65.7%, 远离对称轴的总压恢复为 97.2%, 流场的均匀性受到破坏。但是如果我们能够控制压缩波来改变激波强度, 可以在一定程度上限制上述缺点。

2 内锥流

控制激波沿径向强度的最好方法是使激波尽可能直以避免过大的激波角度。

S. Molder 推导了 4 种符合 Taylor-Maccoll 方程(1)的轴对称锥形流动^[13]: 超声速外锥流, Busemann 内锥流, ICFA (Internal Conical Flow A) 和 ICFB (Internal Conical Flow B), 其中 Busemann 内锥流和 ICFA 是将平行来流压缩的收敛内流道, 如图 3。

$$V_r'' = \frac{(\gamma - 1) \left(2V_r' + V_r' \operatorname{ctg} \omega \right) \left(1 - V_r'^2 - V_r'^2 \right) / 2}{V_\omega'^2 - a^2} \quad (1)$$

上式中 V_r 为用等熵最大速度无量纲化的 r 向速度。

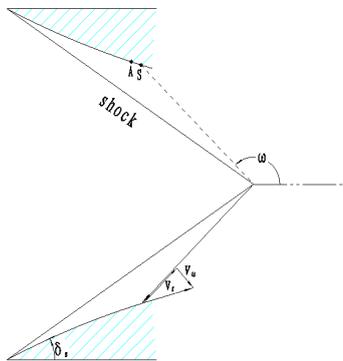


图 3 ICFA 示意图

ICFA 流动起始于直锥激波, 波后流动性质一致, 包括总压在内的流动参数均匀。但是,

当方程(1)中 V_ω 接近声速时, 方程出现奇异性, 从而无法获得严格物理意义上的 ICFA 流动。

尽管如此, 我们仍然希望使用 ICFA 来改善内流场中的激波形状, 以使起始激波尽量直。由上述分析, 奇异线上的气流法向速度为声速, 所以奇性线是一条特征线。激波形状只受奇点“S”上游型面影响。为了获得近似直锥激波, 可以选择尽可能接近奇性点“S”点的“A”点作为 ICFA 流场型面的终止点, A 点与喉道之间使用一条曲线 AD 连接, 如图 4 所示。尽管激波形状仍然会受到后接曲线的限制, 但是其区域仅限于型面 AS 影响的对称轴附近。

3 优化和数值计算方法

连接 AD 的曲线十分重要, 因为它将影响初始激波和反射激波的形状, 本文将使用优化方法来寻找总压恢复最大的曲线。

为了便于与截短 Busemann 进气道对比, 我们使优化基准流场和截短 Busemann 流场具有相同的长度和收缩比, 而且前缘发出的斜激波角度也是一样的。如图 4 所示, 轴对称进气道的母线包含 ICFA 段, 后接的 NURBS 由 A, B, C, D 等四个点决定, 其中 A 点是 NURBS 与 ICFA 的连结点, D 是进气道的肩点, C 和 D 的横坐标给定, 其纵坐标是待优化的变量, 而且被限制在大于 D 点纵坐标小于 A 点纵坐标的区域内。

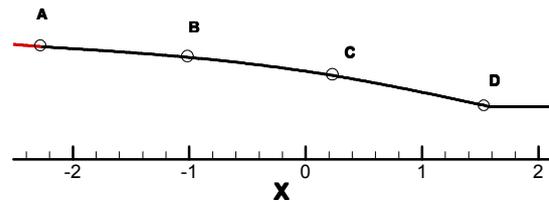


图 4 基准流场母线示意图

模式搜索算法 (General Pattern Search, GPS) 是由 Torczon^[14]发展的局部优化直接搜索算法, 适合求解非线性局部最优问题。不同于其他算法, 模式搜索算法无需计算梯度, 从而更加适于求解目标值变化较为剧烈的非线性优化问题。Lewis 和 Torczon 扩展了此算法使其能求解具有有限线性约束的局部最优优化问题^[15]。Audet 和 Dennis 使该算法支持扩展目标函数^[16]。

GPS 算法包含两步：搜索和投票。搜索阶段时求解器在值空间作全范围探测，可能会用到算法复杂度较低的代用目标和限制来预测更好的点，这种方法有效地降低了直接搜索算法固有的庞大计算量。

本文使用无粘计算来分析流场特性，无粘求解器采用二阶迎风格式，矢量通量分裂采用 AUSM 格式。来流条件和出口条件采用外推获得。计算包含 GPS 子过程，该子过程需要传入 C、D 两点的纵坐标，并返回进气道出口的总压恢复。优化目标是出口的总压恢复最大，收敛标准为优化目标的偏差小于 10^{-6} 。

4 基准流场设计

4.1 型面确定

根据上述设计方法来设计基准流场。来流马赫数 5.05，总收缩比 4.78，壁面起始偏转角为 5 度。我们已经知道，直内锥产生的内锥形激波将向对称轴弯曲。为了改善激波形状，流动必须沿流向向外膨胀，因此 ICFA 型面呈现为向外弯曲的钟形。然而膨胀过程将降低进气道压缩能力，幸运的是膨胀段的长度仅为半径的 2/5，如图 5 所示。图 6 给出了马赫数随 x 坐标的变化规律。可以看到 ICFA 流动仅仅在激波下游加速一点，其负面效果不大。

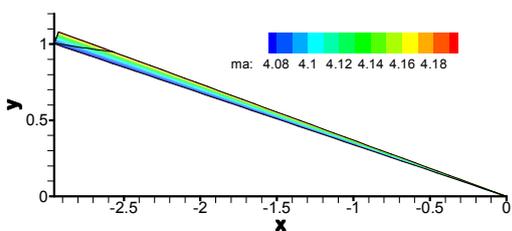


图 5 ICFA 流线和等马赫线

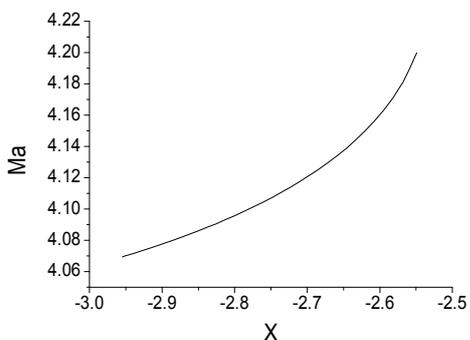


图 6 ICFA 马赫数变化

经过优化之后得到了进气道几何型线，如图 7 所示。ICFA 和优化样条曲线结合给出了性能良好的型线。但是如果不用 ICFA 而直接进行优化，则需要足够多的控制点来控制型面曲率的光滑变化来保证前缘激波的形状，尤其是前缘附近，导致计算量非常大。

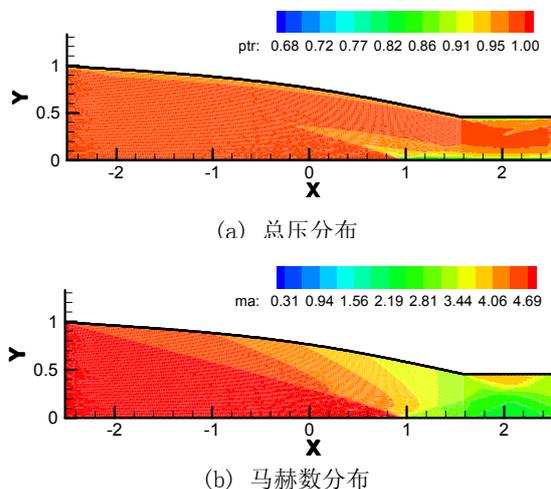
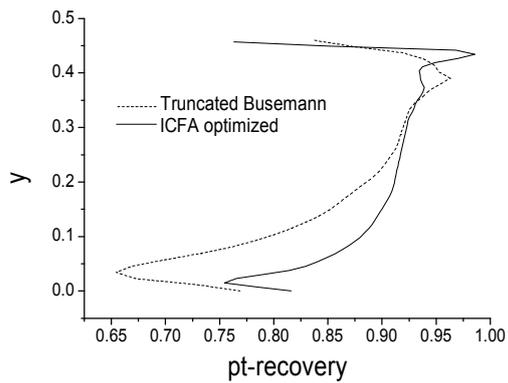


图 7 设计基准流场（来流 Mach5.05）

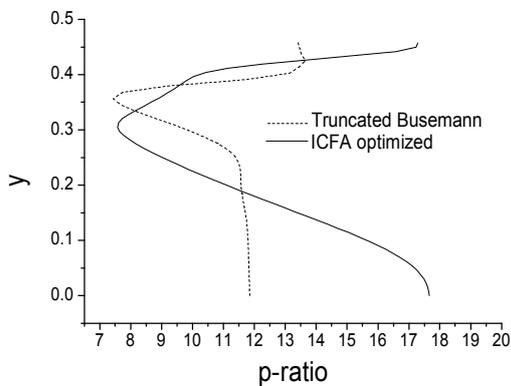
4.2 流场无粘特性

为了验证基准流场设计的有效性，将其与截短 Busemann 内锥流的流场进行比较，分别如图 1 和图 7 所示。由图 7(b) 可知，入射激波近乎直线，仅在靠近对称轴附近有少许弯曲。这表明，ICFA 曲面对激波形状有显著改善，激波强度得到很好控制，优于截短 Busemann 流动，总压保持在很高的水平，如图 7(a) 所示。注意到对称轴附近的总压恢复为 76%，远高于截短 Busemann 内锥流的 65.7%，而流量加权平均总压高达 94.94%，比截短 Busemann 内锥流高 4%。

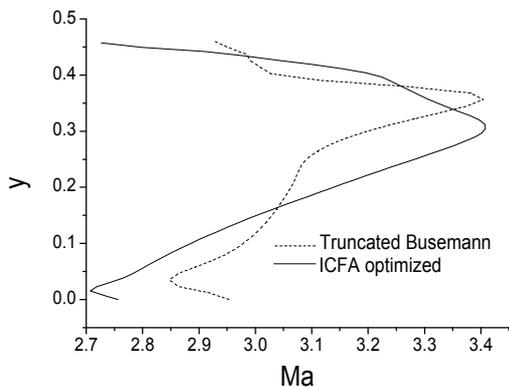
此外，反射激波接近于直线，与隔离段交于肩点后方。事实上，反射激波在截短 Busemann 内部也不会被消掉。图 8 显示了出口流动参数剖面。注意到总压均匀性要好于截短 Busemann 流动，因为前缘发出的激波更直。然而，静压的均匀性不及截短 Busemann 流动，原因是反射激波与隔离段的交点位于隔离段肩点远下游处，此距离越长，流场的静压均匀性越差。由于设计流场中入射激波更直，激波与轴向交点比对应的截短 Busemann 流动交点更远。而与此对应的设计流场内收缩比为 1.59，小于截短 Busemann 内锥流的 1.68。



(a) 总压恢复分布



(b) 压比分布



(c) 马赫数分布

图 8 出口流动参数

5 结 论

本文发展了一种用于流线追踪进气道的基准流场设计方法，以克服截短 Busemann 进气道的缺点，达到改善进气道性能的目的。受限于进气道长度，截短 Busemann 进气道将产生弯曲

激波，这将导致对称轴附近总压的下降。本文通过引入 ICFA 来改善激波形状。为克服 Taylor-Maccoll 方程的奇异性，将 ICFA 曲线与样条曲线结合构造基准流场，通过优化该样条曲线使进气道出口总压最大。

本文使用 CFD 方法研究了基准流场的特性，其中计算条件是来流马赫数 5.05，进气道总收缩比 4.78，入口处速度偏角为 5° 。并与相同收缩比和长度的限制下的截短 Busemann 流动进行了比较，尽管激波形状仍然被压缩面干扰，但是弯曲只发生在靠近对称轴的很小的范围内。设计基准流场可提供比截短 Busemann 流动更高的总压恢复。

尽管目前得到的基准流场性能较优，但通过加入更多的控制点并对其进行优化应该可以得到性能更好的样条曲线，从而进一步改善基准流场性能。

致谢

作者感谢张晓嘉博士对计算和优化所做的帮助。本研究受到国家自然科学基金 (90716014, 10525212) 的支持。

参考文献

- 1 Matthew Brown, Neil R. Mudford, Andrew J. Neely and Tapabrata Ray, "Robust Design Optimization of Two-Dimensional Scramjet Inlets", 14th AIAA/AHI Spaces and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 2006-8140.
- 2 Scott D. Holland, "Internal Aerodynamics of a Generic Three-Dimensional Hypersonic Scramjet Inlet at Mach 10", NASA TM-3476, 1995.
- 3 Tetsuo Hiraiwa, Takeshi Kanda, Tohru Mitani, Yoshinari Enomoto, "Experiments on a Scramjet Engine with Ramp-Compression Inlet at Mach 8 Condition", 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2002-4129.
- 4 F.S. Billig, Ajay P. Kothari, "Streamline Tracing: Technique for Designing Hypersonic Vehicles", Journal of Propulsion and Power, 2000, 16 (3): 465~471.
- 5 M. K. Smart, "Design of Three-Dimensional Hypersonic Inlets with Rectangular-to-Elliptical Shape Transition", Journal of Propulsion and Power, 1999, 15 (3): 408~416.
- 6 Steven H. Walker, "Falcon Hypersonic Technology Overview", AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 2005~3253.

- 7 Mölder, S., "Busemann Inlet for Hypersonic Speeds", Journal of Spacecraft and Rocket, 1966, (8):1303~1304.
- 8 C.-J. Tam, R.A. Baurle, "Inviscid CFD Analysis of Streamline Traced Hypersonic Inlets at Off-Design Conditions", 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, AIAA 2001-0675.
- 9 F.S. Billig, "Supersonic Combustion Ramjet Missile", Journal of Propulsion and Power, 1995, 11(6):1139~1146.
- 10 F.S. Billig, R.A. Baurle, C.-J. Tam, S.F. Wornom, "Design and Analysis of Streamline Traced Hypersonic Inlets", 9th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference and 3rd Weakly Ionized Gases Workshop, AIAA 99-4974.
- 11 F.S. Billig, L.S. Jacobsen, "Comparison of Planar and Axisymmetric Flowpaths for Hydrogen Fueled Space Access Vehicles", AIAA/SAE/ASME/ASEE 39th Joint Propulsion Conference, AIAA 2003-4407.
- 12 Yabin Xiao, Lianjie Yue, Peng Gong, and Xinyu Chang, "Investigation on a Truncated Streamline-Traced Hypersonic Busemann Inlet", 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 2008-2634.
- 13 Mölder, S., "Internal, axisymmetric, conical flow", AIAA Journal, 1967, 5 (7) : 1252~1255.
- 14 Torczon, Virginia, "On the Convergence of Pattern Search Algorithms", SIAM Journal on Optimization, 1997, 7 (1) : 1~25.
- 15 Lewis, Robert Michael and Virginia Torczon, "Pattern Search Algorithms for Bound Constrained Minimization", SIAM Journal on Optimization, 1999, 9 (4) : 1082~1099.
- 16 C. Audet and J.E. Dennis Jr., "Analysis of generalized pattern searches", SIAM Journal on Optimization, 2003, 13 (3) : 889~903.

DESIGN OF BASE FLOW FOR STREAMLINE-TRACED HYPERSONIC INLET

Yue Lianjie, Xiao Yabin, Chen Lihong, Zhang Xinyu

(Hypersonic Research Center, CAS, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China)

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

Abstract A design methodology has been developed for the base flow of streamline-traced hypersonic inlet. Limited by the inlet length, the truncated Busemann flow results in a curved shock wave accompanied with large total pressure loss near the axis. ICFA is then utilized to maintain the shock shape as straight as possible, downstream which an internal flow defined by spline surface is optimized for maximum total pressure recovery. Though the shock wave still curves, it only occurs in a very small region close to the axis. Accordingly, compared to truncated Busemann flow with same length and contraction ratio, the developed base flow contributes to a higher total pressure.

Key words Hypersonic, Streamline-Traced Inlet, Base Flow