

能源与动力学院

021

目录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期
1	尤延铖 梁德旺 郭荣伟 黄国平	中级 正高 正高 正高	021 021 021 021	高超声速三维内收缩式进气道/乘波前体一体化设计研究评述	力学进展	2009年39卷5期
2	尤延铖 梁德旺 郭荣伟	中级 正高 正高	021 021 021	High Enthalpy Wind Tunnel Tests of Three-Dimensional Section Controllable Internal Waverider Hypersonic Inlet	47th AIAA Aerospace Sciences Meeting	2009德国不来梅
3	尤延铖 梁德旺	中级 正高	021 021	对二维分离流涡黏性系数非线性分布的新认识	力学学报	2009年41卷2期
4	尤延铖 梁德旺	中级 正高	021 021	Design concept of three-dimensional section controllable internal waverider hypersonic inlet	Science in China Series E: Technological Sciences	2009年52卷7期
5	尤延铖 梁德旺	中级 正高	021 021	基于内乘波概念的三维变截面高超声速进气道	中国科学E辑	2009年39卷8期
6	尤延铖 朱呈祥 郭军亮	中级 硕士生 硕士生	021 021 021	Dual Waverider Concept for the Integration of Hypersonic Inward-Turning Inlet and Airframe Forebody	16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conferenc	2009德国不来梅
7	靖建朋 郭荣伟	博士生 正高	021 021	弹用S弯进气道气动性能试验	航空动力学报	2009年24卷9期
8	张华军 郭荣伟	博士生 正高	021 021	一种组合发动机变几何进气道流场特性研究	航空动力学报	2009年24卷10期
9	李璞 郭荣伟	博士生 正高	021 021	一种带前体的高超声速短转圆形进气道研究	航空学报	2009年30卷4期
10	李璞 郭荣伟	博士生 正高	021 021	亚/超燃混合发动机模块间界面参数设计及数值仿真	航空动力学报	2009年24卷8期
11	李璞 郭荣伟	博士生 正高	021 021	混合模块发动机超燃模块进气道的数值仿真	南京航空航天大学学报	2009年41卷2期
12	谢旅荣 郭荣伟	中级 正高	021 021	双下侧定几何二元混压式超声速进气道的风洞试验	航空学报	2009年30卷6期
13	谢旅荣 郭荣伟	中级 正高	021 021	一种高超声速二元混压式进气道的研究	航空学报	2009年30卷12期
14	李博 梁德旺	副高 正高	021 021	无隔道超声速进气道/前机身一体化计算与试验	航空学报	2009年30卷9期
15	刘凯礼 李博 雷雨冰 张堃元	博士生 副高 副高 正高	021 021 021 021	宽高比对二元高超声速进气道性能的影响	推进技术	2009年30卷4期
16	金志光 张堃元	副高 正高	021 021	变后掠角变侧压角曲面压缩的高超侧压式进气道数值仿真	航空动力学报	2009年24卷10期
17	金志光 张堃元	副高 正高	021 021	宽马赫数高超声速进气道伸缩唇口式变几何方案研究	中国航空学会动力分会火箭发动机专业委员会会议	2009云南昆明
18	金志光 张堃元	副高 正高	021 021	宽马赫数高超声速进气道转动唇口型变几何方案研究	中国力学学会学术会议	2009河南郑州
19	潘瑾 张堃元	博士生 正高	021 021	移动唇口变收缩比侧压式进气道反压特性和自启动性能	航空动力学报	2009年24卷1期
20	卫永斌 张堃元	硕士生 正高	021 021	三维侧压式高超声速进气道阻力特性分析	航空动力学报	2009年24卷7期
21	叶飞 张堃元	硕士生 正高	021 021	进气道旋流模拟及测量的实验研究	推进技术	2009年30卷3期
22	郭斌 张堃元	硕士生 正高	021 021	攻角动态变化对侧压式进气道起动特性影响的风洞试验	航空动力学报	2009年24卷10期
23	郭斌 张堃元	硕士生 正高	021 021	攻角动态变化的侧压式进气道风洞实验	航空动力学报	2009年24卷7期
24	骆晓臣 张堃元	博士生 正高	021 021	隔离段内超声速流动摩擦阻力分析	空气动力学学报	2009年27卷1期
25	曹学斌 张堃元	博士生 正高	021 021	非对称来流下隔离段动态压力特性	推进技术	2009年30卷1期
26	孙波 张堃元	博士生 正高	021 021	弹用模块化Busemann进气道数值研究	航空动力学报	2009年24卷3期
27	吴俊琦 张堃元	硕士生 正高	021 021	带唇口封气活门的高超侧压进气道过渡态工况气动性能	航空动力学报	2009年24卷2期
28	刘凯礼 张堃元	博士生 正高	021 021	俯仰振荡引起的二元高超声速进气道不起动/再起研究	中国航空学会动力分会火箭发动机专业委员会会议	2009云南昆明
29	刘凯礼 张堃元	博士生 正高	021 021	攻角动态变化的二元高超声速进气道气动特性研究	中国力学学会学术会议	2009河南郑州

目录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期
30	曹学斌 张堃元	博士生 正高	021 021	非对称来流下带抽吸狭缝的短隔离段数值研究	第二届全国高超声速科技学术会议	2009安徽黄山
31	曹学斌 张堃元	博士生 正高	021 021	非对称来流下带后掠斜楔的短隔离带实验研究	中国航空学会动力分会火箭发动机专业委员会会议	2009云南昆明
32	南向军 张堃元	博士生 正高	021 021	压缩面升压规律可控的高速进气道轴对称基准流场设计方法研究	中国航空学会动力分会火箭发动机专业委员会会议	2009云南昆明
33	高雄 张堃元	硕士生 正高	021 021	利用消波反射从超声速均匀流到二维阶跃型非均匀流转化方法研究	第二届全国高超声速科技学术会议	2009安徽黄山
34	高雄 张堃元	硕士生 正高	021 021	基于弯曲激波的超声速非均匀流模拟方法研究	中国力学学会学术会议	2009河南郑州
35	高雄 张堃元	硕士生 正高	021 021	利用膨胀波产生二维超声速非均匀马赫数分布的流动	中国航空学会动力分会火箭发动机专业委员会会议	2009云南昆明
36	张龙冬 张堃元 南向军	硕士生 正高 博士生	021 021 021	无侧滑二元超声速进气道侧板遮挡度对其性能影响研究	中国力学学会学术会议	2009河南郑州
37	张龙冬 张堃元 南向军	硕士生 正高 博士生	021 021 021	不同侧板遮挡度的二元超声速进气道侧滑性能研究	中国航空学会动力分会火箭发动机专业委员会会议	2009云南昆明
38	王磊 张堃元 潘瑾	硕士生 正高 博士生	021 021 021	激波始终封口的二元高超进气道变曲面压缩面概念研究	中国航空学会动力分会火箭发动机专业委员会会议	2009云南昆明
39	周宏奎 张堃元 徐惊雷 金志光	硕士生 正高 正高 副高	021 021 021 021	二元等熵进气道外压段的阻力特性分析	江苏省工程热物理学会会议	2009江苏南京
40	周宏奎 张堃元 刘凯礼 曹学斌	硕士生 正高 博士生 博士生	021 021 021 021	二元进气道外压段阻力的理论分析	中国航空学会动力分会火箭发动机专业委员会会议	2009云南昆明
41	潘瑾 张堃元	博士生 正高	021 021	等压力梯度设计曲面压缩系统性能数值模拟和实验	中国航空学会动力分会火箭发动机专业委员会会议	2009云南昆明
42	潘瑾 张堃元	博士生 正高	021 021	Experimental and Numerical Investigation of a Curved Compression System Designed on Constant Pressure Gradient	45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit	2009美国丹佛

高超声速三维内收缩式进气道/乘波前体一体化设计研究评述*

尤延铎[†] 梁德旺 郭荣伟 黄国平

南京航空航天大学能源与动力学院, 南京 210016

摘 要 论述了国内外在高超声速三维内收缩式进气道研究方面的最新研究动态, 重点阐述了三维变截面内乘波式进气道的研究进展. 介绍了常规矩形进口进气道与乘波体外形一体化相关研究, 并对三维内收缩式进气道与前体的一体化问题提出了关注. 最后, 对高超声速进气道与前体一体化设计的研究趋势进行了展望, 提出三维内收缩式进气道与乘波前体的“双乘波”一体化设计可能为高超声速研究带来新的变革.

关键词 高超声速进气道, 内收缩式, 内乘波, 乘波前体, 双乘波, 一体化

1 引 言

近空间飞行器的发展涉及国家安全与和平利用空间, 是日前国际竞相争夺空间技术的焦点之一, 而近空间高超声速远程机动飞行器的研究又因其重要的战略意义成为近空间飞行器发展的重中之重. 以美国、俄罗斯为代表的世界强国都在大力推进各自的高超声速飞行器研制计划, 美国在 2009 年 10 月即将进行马赫数 4.5-6.5 一级的乘波体、单模块冲压发动机飞行演示验证 (X51, 如图 1), 验证的关键技术包括超燃冲压发动机, 飞行器/推进系统的一体化设计以及多学科优化技术.

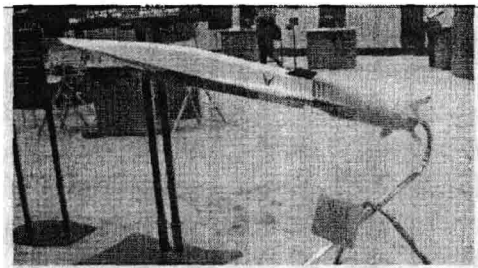


图 1 X51 乘波飞行器缩比模型

自 20 世纪 60 年代以来的大量研究^[1]充分说明, 推进系统与机体的一体化设计是实现高超声速飞行的关键, 而机体/推进系统一体化的核心

则是飞行器前体和进气道的一体化. 从设计角度考虑, 总体对二者的要求存在着差异: 对前体的要求主要为高升阻比和良好的前缘气动热防护性能; 而对进气道的要求则是用最小的气流能量损失为燃烧室提供尽可能多的有效气源. 由于二者工作要求的不同, 很长一段时间里, 人们一直认为一体化就是分别设计两个高性能部件, 对它们进行相干叠加和相互折衷. 但一体化设计问题绝非如此简单. Lewis^[2]指出, 虽然完善的乘波理论可以帮助我们很容易地设计出升阻比 7~8 的飞行器, 但目前匹配上发动机的高超声速飞行器升阻比最大也只有 3.8, 制约总体性能的关键就在于缺乏高效的一体化设计方法.

高效的一体化设计显然离不开高性能的前体和进气道设计. 前体设计方面, 乘波体理论作为高性能的飞行器设计方法已经趋于成熟; 而进气道设计方面, 一类被称为三维内收缩式进气道的设计近年来越来越引起人们的重视. 如图 2, 此类进气道最大特点在于采用向内收缩的流场而非轴对称外流或二维平面流动. 若考虑流场的径向偏移参数^[3] (radial deviation parameter, RDP), 内收缩流场的 RDP 小于等于 1 而大于 0, 表明气流是在向中心汇聚的, 而非统一向一侧偏转 (RDP 等于 0) 或向外扩散 (RDP 小于 0, 大于等于 1), 因此它具有有一些有别于轴对称进气道或二元进气道的独特优势.

收稿日期: 2008-07-03, 修回日期: 2008-11-23

* 国家自然科学基金 (90405009) 资助项目

[†] E-mail: youyancheng@nuaa.edu.cn

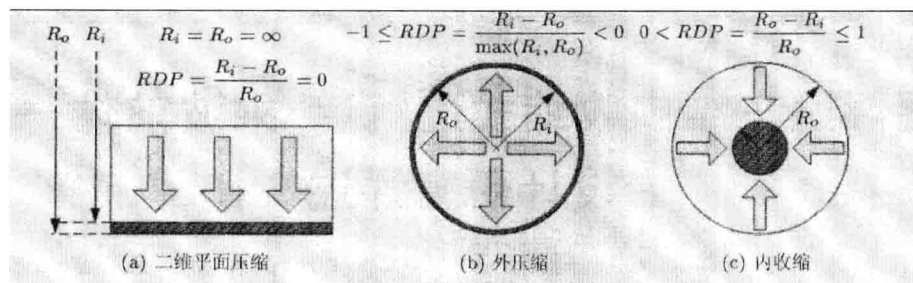


图2 内收缩与外压缩及二维平面压缩进气道对比

和常规二元进气道相比, 美国空军实验室研制的一种 Jaw 进气道获得了 24.87% 推力增益^[4,5]; 2007 年 6 月, 美国与澳大利亚联合试射了马赫数 10 的 HYCAUSE (hypersonic collaborative Australia/United States experiment) 飞行器验证了内收缩式进气道 (图 3) 的工作特性^[6]; 此外, 洛克西德马丁公司为美国下一代高超声速飞行器 FALCON (force application and launch from conus) 提出的方案^[7,8] 也已经确定采用两侧进气的三维内收缩式进气道。



图3 HYCAUSE 进气道试验模型

南京航空航天大学内流研究中心在过去 3 年间完成的国家自然科学基金研究项目^[9~14] 也已经通过计算和实验证实内乘波式进气道具有优于常规高超声速进气道的总体性能, 如图 4 所示。

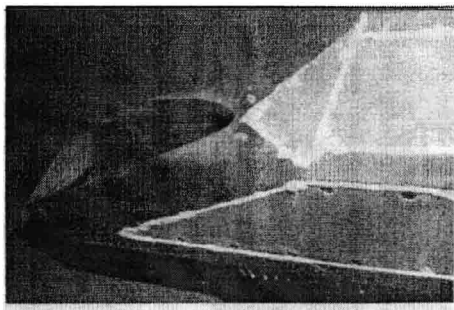


图4 变截面内乘波式进气道试验模型

可以预见, 高超声速进气道向三维内收缩方向发展将成为必然趋势, 也必将引起高超声速飞行器总体方案的再一次变革。然而, 由于压缩方式的差异, 三维内收缩式进气道与二元进气道存在截然不同的流场结构、总体性能、进口形状和外形特征。乘波前体与二元进气道一体化的很多概念在三维内收缩式进气道/前体一体化问题中将不再适用。三维内收缩式进气道/乘波前体一体化设计目前还停留在概念阶段, 一体化方法和理论还属于一片空白。因此, 从设计理论源头出发, 探索适用于高超声速飞行器的内收缩式进气道/前体一体化设计新概念, 以提升飞行器总体性能为目标, 进行一体化设计技术和方法研究, 无论是对短期现实的马赫数 4-6 级高超声速飞行器 (导弹) 设计还是为我国未来近空间飞行器的发展都具有重要意义。

2 国内外研究现状

高性能前体和进气道设计理论与方法是一体化研究的重要基础。前体的乘波体设计方法已经比较成熟, 多篇文献^[15~19] 详细归纳总结了乘波体设计的技术特点和发展历程。限于篇幅, 本文在此对国外研究现状的阐述仅限于高超声速三维内收缩式进气道研究和高超声速进气道/乘波前体的一体化研究。

2.1 高超声速三维内收缩式进气道研究

高超声速三维内收缩式进气道是一种区别于典型高超声速进气道 (轴对称进气道、二元进气道、侧压进气道) 的进气道形式。美国 Johns Hopkins 大学在 20 世纪 60 年代设计的 SCRAM 高超声速导弹方案中就采用了这种方案^[20,21]。此后, 由于二元进气道所具有的工程设计优势, 三维内

收缩式进气道在相当长的一段时间内没有得到发展。近年来,随着研究的深入,国外学者普遍认为此类进气道具有较高的总体性能^[22~28],此类进气道再次得到关注。按进气道/前体一体化设计思路分,日前在研的三维内收缩式进气道研究主要可以分为以下 3 个层次。

2.1.1 直接流线追踪内收缩式进气道

(1) Busemann 进气道

1942 年, Busemann 提出了一种内收缩流场,该流场属于锥形流的范畴,在等极角线上流场参数处处相等。由于只有一道结尾激波,其余压力上升都靠等熵压缩实现,因此 Busemann 流场是实现指定压力上升的最佳内收缩流场。但直接以 Busemann 流场作为进气道的缺点也是明显的:第一,过分依靠等熵压缩, Busemann 流场长度相当长,无法用于工程实际;第二,完全的内收缩使得这种进气道根本不具有低马赫数起动的可能。解决这两个致命缺点的方法包括用截短的 Busemann 流场取代基准 Busemann 流场,生成一种截短 Busemann 进气道 (truncated Busemann inlet); 采用流线追踪技术 (streamline tracing) 取 Busemann 流场的一部分作为进气道的型面以减小内压缩程度,改善进气道起动性能。Molder 等^[29,30]于 1966 年首先将这种概念用于高超声速进气道设计; 20 世纪 60 年代以来, Billig 等围绕这种进气道方案开展了大量研究工作^[20,21]。近年来, O'Brien, Jacobsen, Tam, Billi 等对 Busemann 进气道的工程设计、优化方法、起动特性、性能测试等问题进行了深入的研究^[22,23,31~34]。图 5 为 Jacobsen 等在马赫 4 风洞内开展的 Busemann 进气道降低起动马赫数试验^[22]。

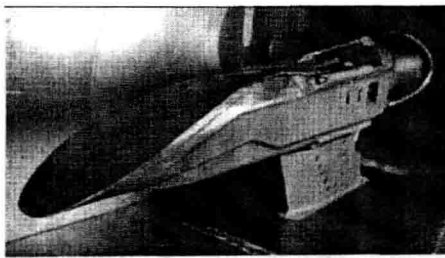


图 5 Busemann 进气道试验模型

孙波、张堃元近几年对 Busemann 进气道开展了细致的研究工作^[35~37],研究了 Busemann 进气

道的流动特性,对不同设计马赫数下的截短进气道在设计状态和非设计状态进行了数值模拟和总体性能分析,并试验验证了 Busemann 进气道的总体性能和低马赫数起动特性。

(2) 模块化乘波式进气道^[24] (modular waverider inlet).

Matthews, Jones 等设计了一种扇形进口,多模块布局的弹用乘波式进气道方案 (图 6)。研究了内收缩基本流场 (等压比和等内收缩角设计)、模块数等因素对乘波式进气道和飞行器总体性能影响规律;基于一维流路分析方法和相应数学模型,研究了进气道方案对飞行器总体性能影响规律;开展了马赫数 7 一级的风洞试验,研究了变来流雷诺数情况下的进气道工作特性和低马赫数起动性能。研究结果表明,黏性对进气道性能起重要作用,在设计过程中必须充分考虑来流雷诺数和壁面热流等因素对进气道方案的影响。此外, Matthews 等认为,该类型进气道的主要优点可能表现在其低马赫数起动能力,更高的隔离段抗反压能力和减小内通道的摩擦阻力。

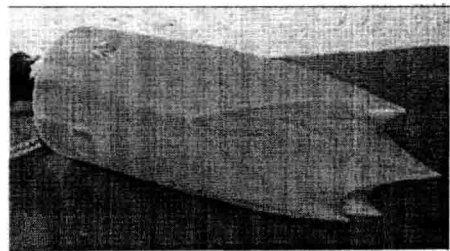


图 6 模块化乘波式进气道试验模型

(3) Funnel 进气道

Kothari 等^[3]首次提出用内收缩基本流场设计乘波体,并得到了图 7 所示的飞行器外形^[38,39]。该外形在很大程度上颠覆了人们对飞行器外形的传统认识,它实际上是一个飞行器/进气道高度一体化的设计方案,也可以将它视为是一种漏斗 (Funnel) 型的内收缩式进气道方案。虽然该工作只停留在概念设计阶段,但 Kothari 清晰地描述了内收缩流动、二维平面流动和外拐折流动之间的密切联系,从理论角度为外流乘波体设计和内流进气道设计建立了联系,阐述了内收缩式进气道乘波特性的理论出发点^[3]。

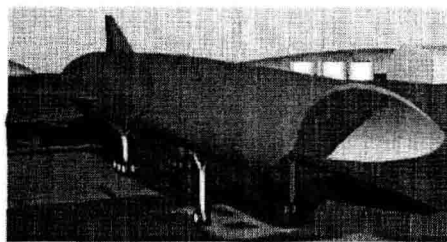


图 7 Funnel 内收缩式进气道概念图

(4) HYCAUSE 进气道

HYCAUSE 进气道也采用三维内收缩构型^[6], 如图 8. 该进气道的设计方法采用的并非 Busemann 流场, 而是数值优化方法获得的某种内收缩锥基本流场. 此次试验主要关注该类进气道的低马赫起动能力和进气道工作过程中的湍流附面层流态. 初步研究显示, 飞行过程中, 由于助推器上传感器失效导致火箭在高超声速阶段发生晃动, 气流无法按设计状态进入进气道, 燃烧过程也因此夭折. 尽管有效数据采集过程仅有 2 秒, 此次试验完成了对三维内收缩进气道的第一次马赫数为 10 (向下俯冲过程) 的关键验证, 而试验数据也证明 HYCAUSE 飞行器在下降阶段已经实现了燃烧^[40].

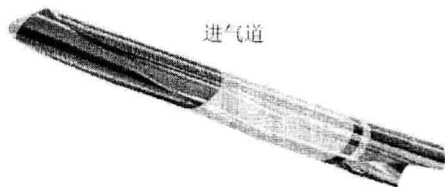


图 8 HYCAUSE 进气道概念图

(5) Jaw 型进气道

Malo-Molina 提出了一种新型三维高超声速进气道 Jaw^[3,4](图 9), 并对 Jaw 进气道开展了带燃烧室的全内通道设计. Molina 在研究中发现, 制约矩形截面进气道总体性能的关键因素是进气道内复杂的激波/附面层, 激波/激波相互干扰, 因此 Jaw 进气道主要设计思想就是为了尽量减少进气道内这两种复杂的流动现象. 此类进气道设计方法借鉴了三维向内收缩的概念, 用三维复杂型面得到了进气道内部的规则平面激波. 通过与相同设计参数的二元进气道总体性能对比分析, 得出如下定量结论: 采用三维内收缩设计, 较矩形截面

进气道而言, Jaw 进气道可以多捕获 20% 的来流流量, 且由于减少了浸润面积, Jaw 进气道的摩阻得到降低, 二者综合作用可以为发动机提高 24.87% 的推力. 另外, 合理的三维内收缩式进气道设计可以减弱进气道内部复杂波系间的交叉反射, 减少流动损失; 同样由于减少了浸润面积, 附面层厚度得到降低, 可以减弱激波与附面层间的相互干扰, 从而在一定程度上避免分离, 提高进气道总体气动性能.

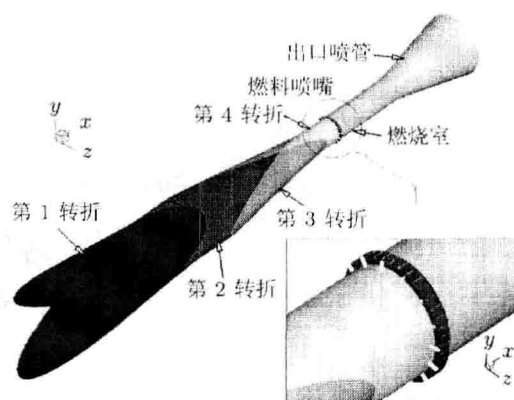


图 9 Jaw 进气道流场结构

直接流线追踪内收缩式进气道采用内收缩锥基本流场直接流线追踪设计, 优点是获得的进气道型面能够保持原内收缩流场中相同位置气流的流动特征, 具有反设计的特点; 但它主要不足在于进气道的进口形状由基本流场和进气道出口唯一决定. 因此, 此类进气道无法实现与复杂外形飞行器的一体化设计, 通常被用于多模块的弹体布局或直接以进气道作为飞行器的前体.

2.1.2 几何过渡变截面内收缩式进气道

矩形进气道进口可以方便地安装在二维前机身下表面以便有效地捕获来流, 而已有研究表明椭圆形燃烧室的许多性能却要强于矩形截面的燃烧室. 因此, 有必要设计一种方转(椭)圆进气道, 实现进气道从进口矩形到出口椭圆的过渡.

(1) 方转椭圆进气道 (rectangular to elliptical inlet, REST)

通常情况下, 进气道的进口形状都被选择为矩形. 因为对多模块进气道而言, 它们可以无泄漏地被重叠起来, 并方便地安装在二维前机身上以便有效地捕获来流. 但有研究表明, 椭圆形截面燃烧室

的许多性能却强于矩形截面燃烧室^[31]。为了使两部分同时获得最佳方案,1998年 Smart 首先设计了一个内收缩轴对称流场,并通过指定矩形进口和椭圆出口的分别流线追踪,将不同的几何形状用一个几何规律绘制并混合在一起,从而产生一个从矩形向椭圆光滑过渡的进气道型面^[25],图 10 为该进气道试验模型。

Smart 用试验证实了 REST 进气道具有较高的流量捕获系数和设计状态总体性能^[26],并采用数值方法分析了 REST 进气道的抗反压特性^[27]。尽管计算结果不能与试验数据完全吻合(计算结果低估了进气道的最大承受反压),但文献^[27]还是合理地揭示了反压条件下 REST 进气道内部的流动特征,为进一步全面评价该类进气道奠定了基础。文中还对计算结果与试验数据间的差距及其造成原因进行了定性分析。Smart 紧接着开展了 REST 进气道低马赫数起动试验^[28],但设计马赫数 5.7 的进气道(总收缩比 4.8,内收缩比 1.77)在马赫数 4.0 条件下无法自起动,在下唇口附近开放气孔后,该进气道成功起动。文献^[28]研究了放气孔形式、数量等因素对 REST 进气道起动性能的影响规律。

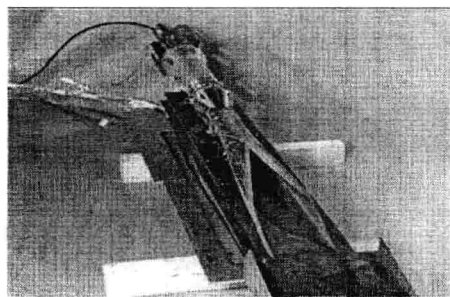


图 10 REST 进气道试验模型

(2) 方转圆进气道内压段设计

基于同 REST 相同的出发点, Sabeau, Lewis 等采用数值优化的方法对进气道的内压段进行了矩形到圆的内通道设计。该方法首先指定发动机入口处期望的来流均匀程度,然后让这个优化程序自动选择能够最好地逼近这个流动均匀度的几何体目标。得到的最优内通道方案并不遵循从矩形到圆的单调过渡,而是生成了一个能互相消除波的结构相对复杂的形状,如图 11。证明了对于几乎任意的非均匀来流,总存在三维通道可以将其

转变为均匀出流,因此进气道设计未必一定要求进口流场均匀;但是,如果把进气道作为独立部件进行设计,仅仅要求出口流场而不限进口流场,依靠气动优化方法设计获得的进气道方案显然过于理想。因为对于如此复杂的三维通道形状,微小的来流条件变化都可能得到完全不同于原设计要求的出口流场结果。

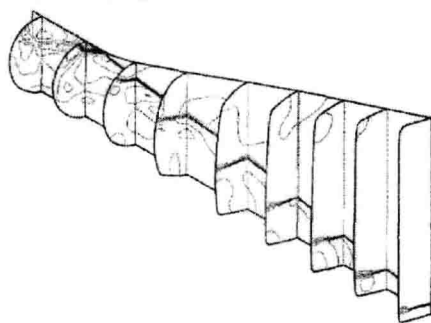
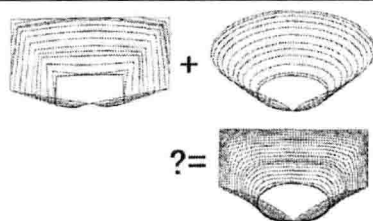


图 11 气动数值优化的方转圆进气道内部流场

REST 进气道突破了直接流线追踪进气道进出口形状无法同时控制的缺点,实现了从一种规则进口(方)到另一种规则出口(椭圆)的三维内收缩式进气道设计,但如图 12 所示,REST 进气道的方转(圆)圆过渡仅仅是一种类似对棱边连续导角的简单做法。从设计概念上说,它仅能够实现几何上的光滑过渡而非气动上的光滑过渡。这也正是 REST 进气道即使在设计状态也无法实现完全乘波、全流量捕获的关键原因。Sabeau 的工作则是完全依赖气动数值优化技术对进气道内压段的个别优化案例,显然无法作为一种设计方法进行推广。因此,有必要在 REST 进气道的研究基础上,进一步探寻一种能够实现变截面气动过渡的内收缩式进气道设计方法。



几何上的光滑过渡而非气动上的光滑过渡

图 12 REST 进气道设计原理图

2.1.3 气动过渡变截面内收缩式进气道

(1) 变截面内乘波式进气道

南京航空航天大学内流研究中心于 2005~2007 年间完成了变截面三维内乘波式进气道的研究工作: 基于非轴对称内收缩基本流场^[10], 运用吻切锥理论开展了遵循气动规律的三维内乘波式进气道设计^[11]. 采用不同于 REST 的几何变截面技术手段, 成功设计出一方转椭圆内收缩式进气道(图 13), 分析了该进气道内部的流动特征和工作特性^[12](图 14, σ 为总压恢复系数), 并进行了马赫数 4-6 进气道(带二维前体)的高焓风洞试验^[13](图 15), 验证了此类进气道设计状态和低马赫数状态的性能^[14]. 在马赫数 5 设计状态下, 进气道能够实现接近全流量捕获, 计算流量系数达到 0.992, 隔离段出口马赫数 2.73, 增压比 13.98, 总压恢复为 0.618. 在高焓风洞试验中, 进气道测试结果为流量系数 0.99 ± 0.01 , 出口流量平均总压恢复为 0.609, 出口平均马赫数为 2.78, 压比为 13.98; 进气道最大承受 51.4 倍反压, 并能够在马赫 4 条件下稳定工作.

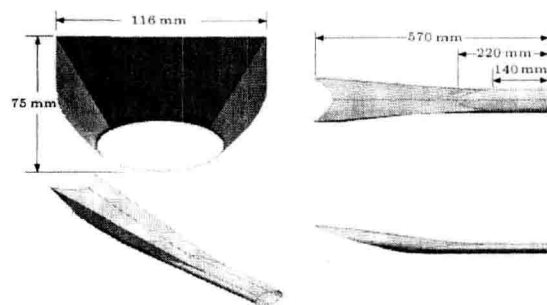


图 13 变截面内乘波式进气道三维造型

洛克西德马丁公司于 2007 年申请了内收缩式进气道/喷管与高超声速飞行器一体化的专利^[7], 介绍了 FALCON 进气道布局方案(图 16)和基本设计理论(图 17). FALCON 方案采用的进气道也是一种变截面内收缩式进气道设计, 初步判断其设计方法类似内乘波进气道变截面设计方法, 应用吻切锥理论得到复杂进口向圆形出口的进气道方案. 由于缺乏详细的技术资料, 其具体设计与理论仍值得深入研究. 此外, 同为三维内收缩类型进气道, HYCAUSE 进气道的研制正在为 FALCON 的下一步发展积累经验.

三维内收缩式进气道的设计最终发展到基于吻切锥理论的气动过渡使得进气道设计过程中进、出口形状相互独立, 这使得三维内收缩式进气道与三维复杂乘波外形的一体化出现了可能.

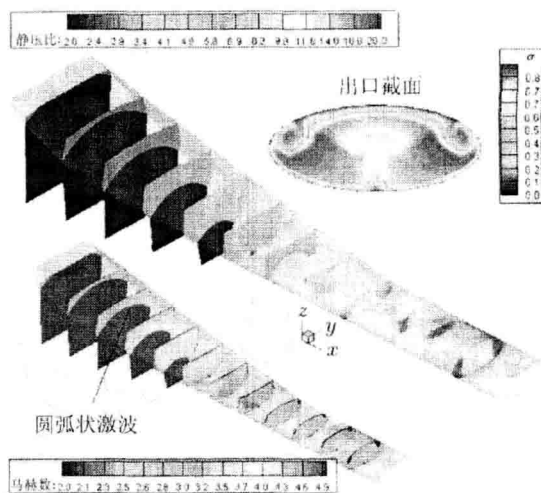


图 14 变截面内乘波式进气道内部流场结构

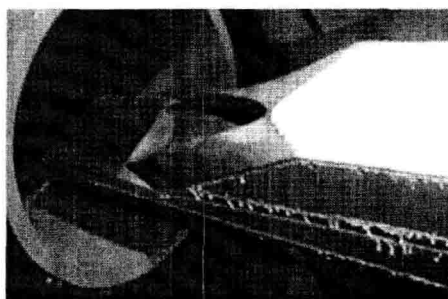


图 15 变截面内乘波式进气道风洞实验

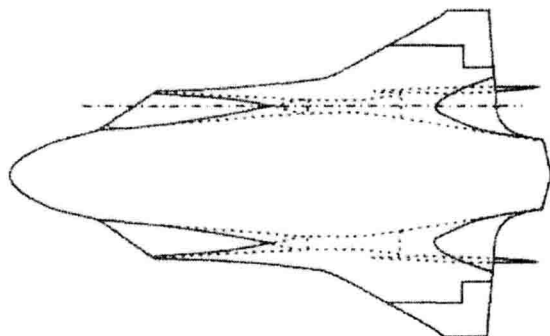


图 16 FALCON 飞行器方案

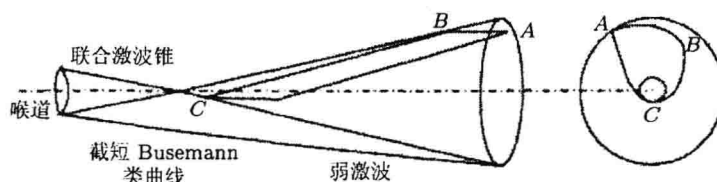


图 17 FALCON 进气道设计原理图

2.2 高超声速进气道/前体一体化研究

日前国外已经开展的进气道/前体一体化工作主要集中在两个方面: 常规进气道 (通常为矩形进口) 与乘波体外形一体化研究; 三维内收缩式进气道与前体的一体化设计概念研究。分别介绍如下。

2.2.1 常规进气道与乘波体外形一体化研究

国外许多研究机构针对乘波体外形与矩形进口进气道的一体化 (如图 18) 开展了广泛研究。O'Neill 和 Lewis 首先考虑到了进气道因素, 开展了矩形进气道进口位置压力和温度均匀分布的乘波体优化设计 [42,43], 并得到了如图 19 所示的一体化方案。随后, Takashima 和 Lewis 增加了对超声速飞行时非设计工况下的考虑, 并进行了吻切锥方法最大升阻比优化设计 [44,45]。O'Brien 和 Lewis 又扩展了该工作, 针对 RBCC (rocket based combined cycle) 飞行器, 开展了考虑跨声速阻力的前体/进气道一体化优化工作 [46]。Tarpley 和 Lewis 则研究了一体化优化设计中的稳态飞行效果以及静态边缘约束的影响规律, 获得了比无稳态飞行约束优化结果高得多的飞行器总体性能 [47]。Starkey 和 Lewis 开展的一体化乘波体设计过程最为完整 [48,49], 他们优化了一个高超声速导弹的乘波体, 包括对乘波体、进气道和发动机内通道进行优化。该工作以弹体体积作为约束, 把最小化内通道的黏性损失作为评估总体设计的指标, 获得了优化结果。此外, 其他一些学者也就矩形进口进气道与乘波外形的一体化问题开展了研究 [50,51]。

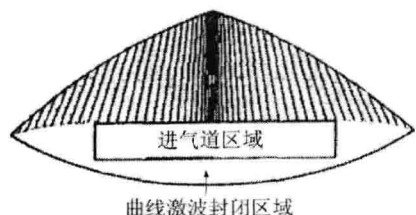


图 18 前体与矩形截面进气道一体化概念图

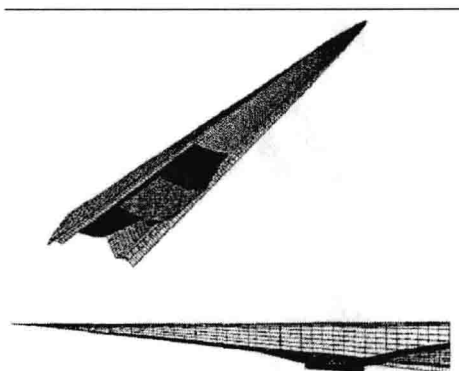


图 19 乘波前体/进气道一体化概念图

除了以上研究之外, X51 飞行器的一体化思路也引起众多科技人员的关注。X51 又称超燃冲压/乘波验证机 (scramjet engine demonstrator-waverider, SED-WR), 主要验证的是飞行器乘波外形的气动性能和超燃冲压发动机的工作能力。图 20, 图 21 是本文作者拍摄的 X51 缩比模型。X51 飞行器具有一系列新颖的一体化设计概念: (1) 进气道唇口沿反射激波位置后切 (如图 20(c))。X51 以前体/进气道一体化设计代替并取消进气道反射波系前的固壁约束, 获得前体/进气道需要的共同乘坐激波和进气道反射激波前流场, 可以明显缩短进气道长度 (仅剩内压缩段), 减少黏性损失和相应结构重量, 提高总体性能。(2) 进气道前部分与前体融合, 而后部分与前体又不在一连续曲面上, 存在分界线 (图 20(d) 中虚线)。分界线起始点 (图 20(b) 圆点所示) 以前, 前体与进气道外压缩面共同保证前缘激波 (图 20(b) 中实线) 交于进气道下唇口。分界点的确定是以该点发出的特征线 (图 20(b) 虚线) 交于下唇口为标准, 从而保证设计状态前缘激波贴口, 减少溢流。(3) 如图 21, X51 以点划线为轴线, 设计状态带有一定攻角飞行, 前体下表面基本为平面, 与轴线基本保持 δ 夹角, 据估计是按照定楔角乘波体方法设计。然而, 分界点以后, 进气道型面继续向下收缩, 而前体两侧则平

行向后, 两侧突变的垂直平面 (图 20(a) 中垂直符号) 将会引起溢流. 这种设计方案应该是追求乘波

体高升阻比和保证进气道高流量捕获间的一种折衷, 但其具体设计思想还有待研究.

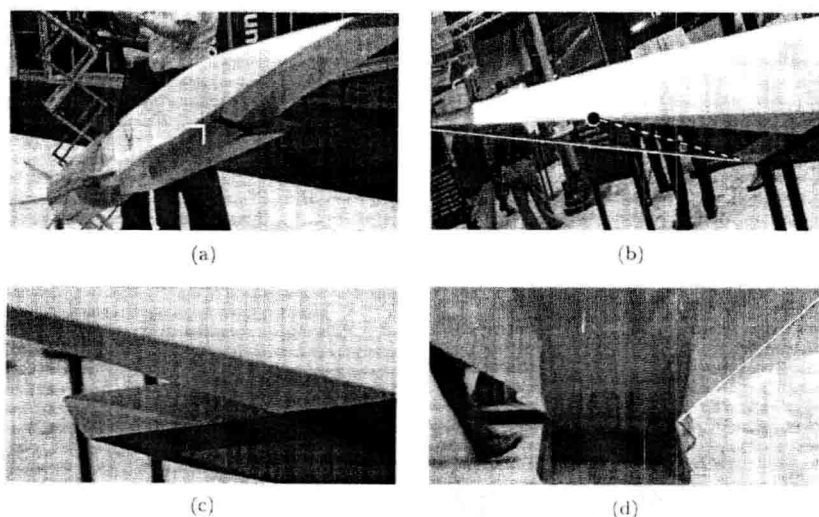


图 20 不同角度的 X51 缩比模型

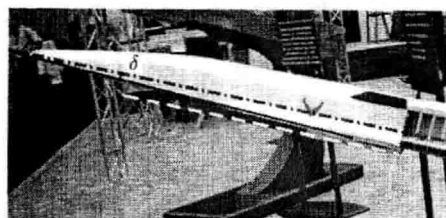


图 21 X51 缩比模型侧视图

国内对高超声速进气道/前体一体化设计的研究重点集中于飞行器总体与推进系统一体化数学建模与优化分析^[52~56], 二元进气道、侧压式进气道与二维前体的一体化设计方法^[57,58]、流场数值模拟与分析^[59]和少量的实验研究^[60]. 部分工作关注进气道与乘波前体的一体化工作, 但也仅限于初步的设计概念研究^[61,62]. 南京航空航天大学内流研究中心 2007 年完成了临近空间飞行器前体/进气道一体化设计与匹配方面的研究, 重点研究了前体与二元进气道的一体化设计方法; 不同前体方案对二元进气道流量特性、总体性能的影响规律.

2.2.2 三维内收缩式进气道与前体一体化设计概念

三维内收缩式进气道的设计本身还在不断完善, 关于乘波前体与三维内收缩式进气道一体化的具体研究工作日前尚未见到国内外有公开文献报导. 但在研的各类方案都分别有一些一体化设计概

念, 对应前文内收缩式进气道研究现状的 3 个层次.

(1) 直接以内收缩式进气道作为飞行器前体

此类方案大多具有弹用背景, 以 Busemann 进气道为代表的一类进气道采用此种一体化设计概念. 而 Kothari 等提出的方案也是把进气道直接作为飞行器的前体, 并已申请专利^[63], 如图 22. 将这样的一体化方案称作是进气道与飞行器前体的完全融合似乎更为恰当, 但该方案下飞行器的升阻力特性能否满足系统总体需求仍是值得探讨和研究的重要问题.

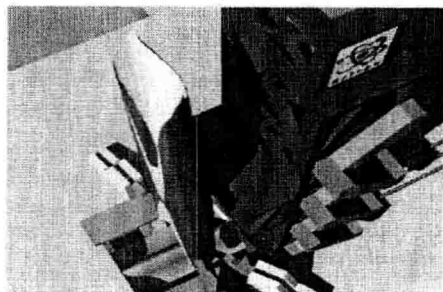


图 22 直接以内收缩式进气道作为飞行器前体

(2) 几何变截面内收缩式进气道与二维前体一体化

REST 进气道和方转圆进气道瞄准的一体化布局方式是多模块并列的安装, 在类似 X43C 飞行

器前体的下表面上,如图 23. 这一作法仅是将常规进气道(通常为矩形进口)与乘波体外形一体化研究中的矩形进口进气道(多为二元压缩)替换为矩形向其他形状过渡的某种三维内收缩进气道,从一体化研究角度来看并不存在本质创新。

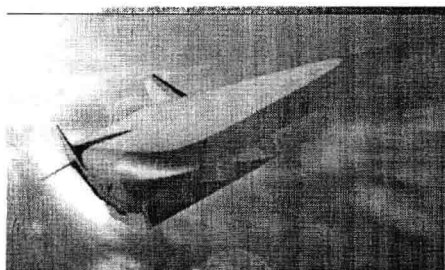


图 23 几何变截面内收缩式进气道与二维前体一体化

(3) 变截面内收缩式进气道与三维乘波前体一体化

FALCON 飞行器考虑的方案(如图 24)最为细致,从其设计概念图上看,有望实现进气道与乘波体机身的几何衔接和分别独立乘波。美国对外公布的 FALCON 计划显示,作为其远期研究目标的高超声速飞行器, FALCON 前机身采用吻切锥乘波体设计,动力系统为两组 TBCC(turbine based combined cycle) 发动机。由于保密原因,国外学者并未公布该一体化设计的详细原理和具体方法,其设计思路仍值得研究。

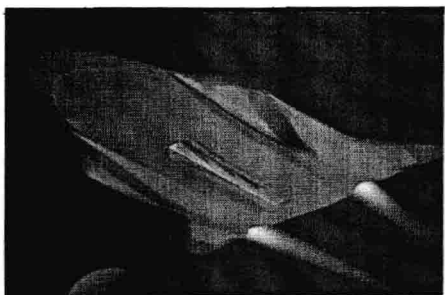


图 24 变截面内收缩式进气道与三维乘波前体一体化

国际上关于三维内收缩式进气道与前体一体化的研究才刚刚起步,仍处在概念设计阶段。由于三维内收缩式进气道设计技术在国内还没有得到广泛应用,加上研究基础落后于国外先进水平等多方面原因,国内关于三维内收缩式进气道与乘波前体的一体化工作未见开展。从增强我国航天

航空飞行器研究的源头创新能力,为我国未来临近空间飞行器的发展奠定技术创新的基础的角度来说,开展高性能三维内收缩式进气道与乘波前体的一体化研究工作,探索新颖的一体化设计概念和设计方法是十分必要的。

3 发展动态分析

分析国内外研究现状,本文得到以下主要观点:

(1) 乘波体设计是提高飞行器升阻比的有效方法,以吻切锥方法为代表的外流乘波理论已经趋于成熟,但基于内收缩流的乘波理论还有待研究。

乘波体设计特点是逆向设计,其中的吻切锥方法因其直接指定激波形状、无需激波生成体,以及可将三维流动用局部的二维轴对称流动描述的特点而特别适合于复杂乘波体外形的生成和优化设计。吻切锥乘波体的关键设计参数是乘波体拟乘坐的三维曲面激波的结构和形状,它们决定着乘波体的气动性能和外部造型。

Kothari 的研究工作说明内收缩流乘波体具有一些独特的优势,但现有的吻切锥理论全都是基于外拐折流动和二维平面流动以及二者的组合,因此,进一步认识内收缩流动,探寻将其与外锥流、二维平面流组合起来的一种内流、平面流、外流连续吻切锥理论是当前乘波体研究需要解决的问题。

(2) 高超声速进气道有朝三维内收缩方向发展的趋势,但其设计方法仍需完善和改进。

三维内收缩式进气道具有优于各类典型高超声速进气道的总体性能优势:(1) 采用内收缩基本流场,等熵压缩比重大,压缩效率高;(2) 按流线追踪方法设计,进气道具有内乘波特性,理论上保证了设计状态进气道全流量捕获,低马赫数状态进气道自动溢流;(3) 截面形状(通常为圆或椭圆)避免拐角流动,减少通道内复杂的波/波相互作用和激波/边界层相互干扰,从而减小流动损失,且出口形状更加适合于下游燃烧室燃料喷注,包容反压,减小摩擦的要求;(4) 在相同捕获流量情况下,(椭圆)圆柱形燃烧室结构可以显著减小进气道本身的结构重量;(5) 浸润表面积小,能显著减小进气道摩擦阻力、防热压力,从而减少冷却用燃料(高超飞行固壁产生的气动热多用燃料循环冷却),增大有

效载荷。

当然,作为一种新的设计概念,内收缩式进气道也还存在一些有待完善和解决的问题,主要包括两方面:(1)相比外拐折流动和二维平面流动,对内收缩基本流场认识还十分不足;(2)内收缩式进气道的起动特性还有待进一步研究和验证(目前的各类内收缩式进气道设计,若不添加辅助起动措施,低马赫数的自起动都还存在相当大的挑战)。

(3)作为一种新的设计理念,三维内收缩式进气道与乘波前体的“双乘波”一体化设计可能为高超声速研究带来新的变革。

传统高超声速进气道与前体的一体化概念就是进气道进口平面为交界面,把整体划分成前体和进气道 2 个独立部件,前体负责为进气道提供均匀的进口来流。但根据对 X51 和 FALCON 飞行器的初步分析结果看,为了在一体化环境下充分发挥三维内收缩式进气道和乘波前体的性能优势,需要探寻一套更为有效的设计方法,既保证进气道坐落在所需的内收缩激波上,又保证前体下表面在外流中也乘波,即对特定三维曲面激波的“双乘波”。既然许多研究已经表明内收缩式进气道和乘波前体是两个优秀的独立部件,而双乘波设计又可以最大限度地发挥它们的全部潜力,因此,内收缩式进气道/前体的双乘波设计会是今后研究的发展方向 and 可能出现的技术突破。尽管 X51 设计在某种程度上实现了前体和二元进气道共同乘坐二维平面波,而 FALCON 方案以一种割裂的方式实现了前体、进气道的分别乘波,但它们都与本文所设想的内、外流双乘波存在差距,还不能算是最理想的一体化设计方案。当然,由于缺乏详细技术资料,X51 和 FALCON 的设计理念还值得推敲,并将先进理念应用于双乘波三维内收缩式进气道/前体的一体化设计中。

4 结 论

本文论述了国内外在三维内收缩式进气道研究方面的最新研究动态,对比分析了各类三维内收缩式进气道的特点。其中,较细致地阐述了三维变截面内乘波式进气道的研究进展。在进气道与乘波前体一体化设计方面,介绍了常规矩形进口进气道与乘波体外形一体化的相关研究,对三维内收缩式进气道与前体的一体化问题提出了关

注。高超声速进气道研究有朝着三维内收缩(内乘波)方向发展的趋势;而作为一种新的设计理念,三维内收缩(内乘波)进气道与乘波前体的“双乘波”一体化设计可能为高超声速研究带来新的变革,值得进一步深入研究。

参 考 文 献

- 1 Heiser W H, Pratt D T. Hypersonic Airbreathing Propulsion. USA: American Inst. of Aeronautics and Astronautics Inc, 1994
- 2 Lewis M A. Hypersonic propulsion airframe integration overview. In: 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Huntsville, Alabama, 2003-7-20~23. USA: American Inst. of Aeronautics and Astronautics Inc, AIAA Paper, AIAA-2003-4405, 2003
- 3 Kothari A P, Tarpley C, McLaughlin T A, et al. Hypersonic vehicle design using inward turning flow fields. In: 32nd AIAA/ASME/SAE/ASEE, Joint Propulsion Conference and Exhibit, Lake Buena Vista, Florida. 1996-7-1~3. USA: American Inst. of Aeronautics and Astronautics Inc, AIAA Paper, AIAA-1996-2552, 1996
- 4 Malo F J, Gaitonde D V. Numerical investigation of an innovative inward turning inlet. In: 17th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, Toronto, Ontario Canada, 2005-6-6~9. USA: American Inst. of Aeronautics and Astronautics Inc, AIAA Paper, AIAA-2005-4871, 2005
- 5 Malo F J, Gaitonde D V. Analysis of an Innovative inward turning inlet using an air-JP8 combustion mixture at Mach 7. In: 36th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, San Francisco, California, 2006-6-5~8. USA: American Inst. of Aeronautics and Astronautics Inc, AIAA Paper, AIAA-2006-3041, 2006
- 6 Walker S H, Rodgers F. Falcon hypersonic technology overview. In: 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, Capua, Italy. 2005-5-16~20. USA: American Inst. of Aeronautics and Astronautics Inc, AIAA Paper, AIAA-2005-3253, 2005
- 7 Elvin J D. Integrated inward turning inlets and nozzles for hypersonic air vehicles. USA: Patent Application Publication, 07102293.3, 2007
- 8 Walker S H, Rodgers F, Esposito A L. Hypersonic collaborative australia/United states experiment (HYCAUSE). In: AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, Capua. 2005-5-16~20. USA: American Inst. of Aeronautics and Astronautics Inc, AIAA Paper, AIAA-2005-3254, 2005
- 9 尤延铨,梁德旺,黄国平.一种新型内乘波式进气道初步研究.推进技术,2006,27(3): 252~256
- 10 尤延铨,梁德旺,黄国平.内乘波式进气道基本流场研

- 究. 空气动力学报, 2008, 26(2): 203~207
- 11 You Y C, Liang D W. Design concept of three-dimensional section control-lable internal waverider hypersonic inlet, Science in China, E Series. 2009, 52(7): 2017~2028
 - 12 You Y C, Liang D W, Ke C. Numerical research of three-dimensional sections controllable internal waverider hypersonic inlet, In: 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Hartford, Connecticut. 2008-7-21~23, USA: American Inst. of Aeronautics and Astronautics Inc, AIAA Paper, AIAA-2008-4708, 2008
 - 13 You Y C, Liang D W, Guo R W. High enthalpy wind tunnel tests of three-dimensional section controllable internal waverider hypersonic inlet, In: 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Orlando, Florida, 2009-1-5~8, USA: American Inst. of Aeronautics and Astronautics Inc, AIAA Paper, AIAA-2009-0031, 2009
 - 14 尤延铎. 三维内乘波式高超声速进气道设计与流动特征研究:[博士论文]. 南京: 南京航空航天大学, 2008
 - 15 Anderson J D, Lewis M J. Hypersonic waveriders-where do we stand? In: 31st AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 1993-1-11~14. USA: American Inst. of Aeronautics and Astronautics Inc, AIAA Paper, AIAA-1993-0399, 1993
 - 16 Jones K, Center K B. Waverider design methods for non-conical shock geometries. In: 3rd Theoretical Fluid Mechanics Meeting, St. Louis, Missouri. 2002-6-24~26. USA: American Inst. of Aeronautics and Astronautics Inc, AIAA Paper, AIAA-2002-3204, 2002
 - 17 Sobieczky H, Zores B, Zhuo W, et al. High speed flow deisgn using the theory of osculating cones and axisymmetric flows. *Chinese Journal of Aeronautics*, 1999, 12(1): 1~8
 - 18 Chauffour M L, Lewis M J. Corrected waverider design for inlet applications. In: 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Fort Lauderdale, Florida. 2004-7-11~14. USA: American Inst. of Aeronautics and Astronautics Inc, AIAA Paper, AIAA-2004-3405, 2004
 - 19 Sobieczky H, Dougherty F C, Jones K. Hypersonic waverider design from given shock waves. In: First International Waverider Symposium, 1990-10-17~19. USA: University of Maryland, 1990
 - 20 Billig F S. SCRAM-a supersonic combustion ramjet missile. In: The Johns Hopkins University, Laurel Maryland. 1993. USA: American Inst. of Aeronautics and Astronautics Inc, AIAA Paper, AIAA-1993-2329, 1993
 - 21 van Wie D, Molder S. Applications of busemann inlet designs for flight at hypersonic speeds. In: Aerospace Design Conference, Irvine California, 1992-2-3~6. USA: American Inst. of Aeronautics and Astronautics Inc, AIAA Paper, AIAA-1992-1210, 1992
 - 22 Jacobsen L S, Tam C J, Robert B F. Starting and operation of a streamline-traced busemann inlet at Mach 4. In: 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Sacramento, California. 2006-7-9~12. USA: American Inst. of Aeronautics and Astronautics Inc, AIAA Paper, AIAA-2006-4508, 2006
 - 23 O'rien Timothy F; Colville J R. Analytical computation of leading edge truncation effects on inviscid busemann inlet performance. In: 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada. 2007-1-8~11, USA: American Inst. of Aeronautics and Astronautics Inc, AIAA Paper, AIAA-2007-0026, 2007
 - 24 Matthews A, Jones T. Design and test of a modular waverider hypersonic intake. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, 22(4): 913~920
 - 25 Smart M K. Design of three-dimensional hypersonic inlets with rectangular to elliptical shape transition. *Journal of Propulsion and Power*, 1999, 15(3): 408~416
 - 26 Smart M K. Experimental testing of a hypersonic inlet with rectangular-to-elliptical shape transition. In: 37th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 1999-1-11~14. USA: American Inst. of Aeronautics and Astronautics Inc, AIAA Paper, AIAA-1999-0085, 1999
 - 27 Smart M K, White J A. Computational investigation of the performance and back-pressure limits of a hypersonic inlet. In: 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 2002-1-14~17. USA: American Inst. of Aeronautics and Astronautics Inc, AIAA Paper, AIAA-2002-0508, 2002
 - 28 Smart M K, Trexler C A. Mach 4 performance of a fixed-geometry hypersonic inlet with rectangular-to-elliptical shape transition. In: 41st AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 2003-1-6~9 USA: American Inst. of Aeronautics and Astronautics Inc, AIAA Paper, AIAA-2003-0012, 2003
 - 29 Molder S. Internal, axisymmetric, conical flow. *AIAA Journal*, 1967, 5(7): 1252~1255
 - 30 Dsouza N, Molder S. Applicability of hypersonic small-disturbance theory and similitude to internal hypersonic conical flows. *Journal of Spacecraft*, 1970, 7(2): 149~154
 - 31 Billig F S, Jacobsen L S. Comparison of planar and axisymmetric flowpaths for hydrogen fueled space access vehicles. In: 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Huntsville, Alabama. 2003-7-20~23. USA: American Inst. of Aeronautics and Astronautics Inc, AIAA Paper, AIAA-2003-4407, 2003
 - 32 Billig F S, Kothari A P. Streamline tracing: technique for designing hypersonic vehicles. *Journal of Propulsion and Power*, 2000, 16(3): 465~471
 - 33 Tam C J, Baurle R A. Inviscid CFD analysis of streamline

- traced hypersonic inlets at off-design conditions. In: 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada. 2001-1-8~11. USA: American Inst. of Aeronautics and Astronautics Inc, AIAA Paper, AIAA-2001-0675, 2001
- 34 Billig F S. Design and analysis of streamline traced hypersonic inlets. In: 9th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference and 3rd Weakly Ionized Gases Workshop, Norfolk, VA. 1999-11-1~5. USA: American Inst. of Aeronautics and Astronautics Inc, AIAA Paper, AIAA-1999-4974, 1999
- 35 孙波, 张堃元. Busemann 进气道无粘流场数值分析. 推进技术, 2005, 26(3): 242~247
- 36 孙波, 张堃元. Busemann 进气道起动问题初步研究. 推进技术, 2006, 27(2): 128~131
- 37 孙波, 张堃元. Busemann 进气道风洞实验及数值研究. 推进技术, 2006, 27(1): 58~61
- 38 Dissel A F, Kothari A P. Investigation of two-stage-to-orbit airbreathing launch-vehicle configurations. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2006, 43(3): 568~574
- 39 Dissel A F, Kothari A P, Lewis M J. Comparison of horizontally and vertically launched airbreathing and rocket vehicles. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2006, 43(1): 161~169
- 40 叶蕾, 昝旭. HyCause 项目促进 FALCON 飞行器进气道研究. 飞航导弹, 2008(1): 4~5
- 41 Sabean J W, Lewis M J. Computational optimization of a hypersonic rectangular-to-circular inlet. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(3): 571~578
- 42 O'Neill M L, Lewis M J. Optimized scramjet integration on a waverider. *Journal of Aircraft*, 1992, 29(6): 1114~1121
- 43 Mary K L, O'Neill, Lewis M J. Optimized scramjet integration on a waverider. *Journal of Aircraft*, 1992, 29(6): 1114~1121
- 44 Takashima N, Lewis M J. Optimization of waverider-based hypersonic cruise vehicles with off-design considerations. *Journal of Aircraft*, 1999, 36(1): 235~245
- 45 Takashima N, Lewis M J. Waverider configurations based on non-axisymmetric flow fields for engine-airframe integration. In: 32nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibits, Reno, Nevada. 1994-1-10~13. USA: American Inst. of Aeronautics and Astronautics Inc, AIAA Paper, AIAA-1994-0380, 1994
- 46 O'Brien T F, Lewis M J. RBCC engine-airframe integration on an osculating cone waverider vehicle. In: 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Huntsville, AL, 2000-7-16~19. USA: American Inst. of Aeronautics and Astronautics Inc, AIAA Paper, AIAA-2000-3824, 2000
- 47 Tarpley C, Lewis M J. Stability derivatives for engine integrated waveriders with viscous and pitch effects. In: 32nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada. 1994-1-10~13. USA: American Inst. of Aeronautics and Astronautics Inc, AIAA Paper, AIAA-1994-0381, 1994
- 48 Starkey R P. Scramjet optimization for maximum off-Design performance. In: 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Fort Lauderdale, Florida. July 11-14, 2004-7-11~14. USA: American Inst. of Aeronautics and Astronautics Inc, AIAA Paper, AIAA-2004-3343, 2004
- 49 Starkey R P, Lewis M J. Analytical off-design lift-to-drag-ratio analysis for hypersonic waveriders. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2000, 37(5): 684~691
- 50 Javaid K H, Serghide V C. Thrust matching requirements for the conceptual design of hypersonic waverider vehicles. *Journal of Aircraft*, 2005, 42(4): 1055~1064
- 51 Javaid K H, Serghides V C. Airframe-propulsion integration methodology for waverider-derived hypersonic cruise aircraft design concepts. In: 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, Jan. 5-8, 2004-1-5~8. USA: American Inst. of Aeronautics and Astronautics Inc, AIAA Paper, AIAA-2004-1201, 2004
- 52 Jing C, Shuo T, Bingnan K. Airframe/scramjet integrated design of hypersonic cruise vehicle. In: 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada. 2007-1-8~11. USA: American Inst. of Aeronautics and Astronautics Inc, AIAA-2007-642, 2007
- 53 Bing C, Xu X, Guobiao C. Single- and multi-objective optimization of scramjet components using genetic algorithms based on a parabolized Navier-Stokes solver. In: 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Sacramento, California. 2006-7-9~12. USA: American Inst. of Aeronautics and Astronautics Inc, AIAA-2006-4686, 2006
- 54 车竞, 唐硕. 高超声速飞行器机身/超燃冲压发动机一体化设计研究. 实验流体力学, 2006, 20(2): 41~44
- 55 罗世彬, 罗文彩, 王振国. 高超声速巡航飞行器机体/推进系统一体化设计参数灵敏度分析. 国防科技大学学报, 2004, 25(4): 10~14
- 56 罗世彬. 高超声速飞行器机体/发动机一体化及总体多学科设计优化方法研究.[博士论文]. 长沙: 国防科技大学, 2004
- 57 宋道军, 胥继斌. 高超声速二维前体进气道一体化优化设计研究. 空气动力学学报, 2004, 22(3): 371~375
- 58 黎明, 宋文艳, 贺伟. 高超声速二维混压式前体/进气道设计方法研究. 航空动力学报, 2004, 19(4): 459~465
- 59 宋文艳, 黎明, 刘伟雄等. 超燃冲压发动机前体/进气道和隔离段气动设计. 西北工业大学学报, 2004, 22(1): 96~99
- 60 范晓楠, 李桦, 易仕和等. 侧压式进气道与飞行器机体气动一体化设计及实验. 推进技术, 2004, 25(6): 499~502

- 61 刘嘉, 王发民. 乘波前体构型设计与压缩性能分析. 工程力学, 2003, 20(6): 130~134
- 62 Saqib N, Linshu H. Towards developing a waverider based low hypersonic research vehicle. In: 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada. 2007-1-8~11. USA: American Inst. of Aeronautics and Astronautics Inc, AIAA-2007-0853, 2007
- 63 Kothari A P. Designs of and methodology for inward or outward, and partially inward or outward turning flow hypersonic air-Breathing and rocket-based-combined-cycle vehicles. USA: Patent Application Publication, 5205055, 1998

OVERVIEW OF THE INTEGRATION OF THREE-DIMENSIONAL INWARD TURNING HYPERSONIC INLET AND WAVERIDER FOREBODY*

YOU Yancheng[†]

LIANG Dewang

GUO Rongwei

HUANG Guoping

College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China

Abstract The development of airbreathing hypersonic vehicles is one of the focuses in international competition for near space flight. The latest research of three-dimensional inward turning hypersonic inlet is presented, and some recent research results of the section-controllable internal waverider hypersonic inlet in IFRC of NUAA, China is proposed in detail. On the integration of hypersonic inlet and waverider forebody, typical jobs between rectangular two-dimensional and waverider airframe are reported and the integration of three-dimensional inward turning hypersonic inlet and waverider forebody is also elaborated. The future development trend is suggested for both the hypersonic inlet and airframe-propulsion integration, and a new concept of dual-waverider is finally proposed.

Keywords hypersonic inlet, inward turning, internal waverider, waverider forebody, dual waverider, airframe-propulsion integration

* The project supported by the National Natural Science Foundation of China (90405009)

[†] E-mail: youyancheng@nuaa.edu.cn