

高超声速飞行器一体化方法研究

黄笠舟,施崇广,郑晓刚,李怡庆,尤延铖
(厦门大学 航空航天学院,福建厦门 361005)

摘要:针对高超声速飞行器一体化设计方法现状的分析,阐明了吸气式发动机与乘波体飞行器之间高效的一体化对于高超声速飞行的重要作用,并从理论、原理、设计方法3方面进行介绍。在激波理论方面,通过从直线激波的求解拓展到二次曲面激波的求解,为3维曲面激波的研究提供了帮助;在乘波原理方面,将乘波原理从外流乘波拓展到内流乘波,继而提出1种兼顾内外流需求的双乘波原理,深化了乘波原理的内涵;在设计方法方面,对于基本流场的气动设计问题,提出更加高效的一体化气动反设计方法。综上分析并归纳出准3维内外流一体化乘波理论与方法,从而在现有“准3维”研究体系上,构建并完善了全3维内外流一体化乘波理论与方法,对于复杂3维超超声速内外流一体化设计技术的发展具有一定借鉴作用。

关键词: 高超声速飞行器;一体化设计;乘波体;进气道;曲面激波;双乘波原理;气动反设计;航空发动机

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2019.06.005

Research on Integration Method of Hypersonic Vehicle

HUANG Li-zhou, SHI Chong-guang, ZHENG Xiao-gang, LI Yi-qing, YOU Yan-cheng
(School of Aeronautics and Astronautics, Xiamen University, Xiamen Fujian 361005, China)

Abstract: In view of the analysis of the present situation of the integrated design method of hypersonic vehicle, it was expounded that the efficient integration between airbreathing engine and waverider body vehicle played an important role in hypersonic flight, and introduced from theory, principle and design method. In the aspect of shock wave theory, it was helpful to study the three dimensional curved shock wave by extending it from the solution of linear shock wave to the solution of quadric curved shock wave. In the aspect of waverider principle, the waverider principle was extended from the external flow waverider to the internal flow waverider, and then the dual-waverider principle with the requirement of both internal and external flows was put forward, and the connotation of the waverider principle was deepened. In the aspect of design method, a more efficient integrated aerodynamic inverse design method was proposed for the aerodynamic design of the basic flow field. The waverider theory and method of quasi-three-dimensional internal and external flow integrated are analyzed and summarized. Thus, based on the existing "quasi-three-dimensional" research system, the theory and method of integrated waverider of full three-dimensional internal and external flow are constructed and perfected, which is helpful to the development of complex three-dimensional supersonic internal and external flow integrated design technology.

Key words: hypersonic vehicle; integrated design; waverider body; inlet; curved surface shock; dual-waverider principle; aerodynamic inverse design; aeroengine

0 引言

高超声速科学与技术是当今世界科技前沿的重要研究领域。高超声速飞行器最显著的特点是子系统之间的耦合较其他类型飞行器更加强烈^[1-2]。自1959年 Nonweiler^[3]提出乘波构型概念以来,高超声速乘波

飞行器因其具有更高的升阻比,均匀的下表面流场而备受关注。然而,单独乘波体的高气动性能并不能保证高超声速飞行的成功。美国空军首席科学家 Lewis^[4]曾经提出:利用完善的乘波理论可以很容易地设计出升阻比为5~7的飞行器,但目前匹配上吸气式发动机

收稿日期: 2019-03-22 **基金项目:** 中央高校基本科研业务费专项资金(20720170055)、福建省自然科学基金(2016J06011)、装发预研领域基金(61402060301)、航空动力基金(6141B090308)、兵发预研基金(6141B010266)资助

作者简介: 黄笠舟(1996),男,在读硕士研究生,主要研究方向为高超声速空气动力学、计算流体力学;E-mail: 18205153230@163.com。

引用格式: 黄笠舟,施崇广,郑晓刚,等. 高超声速飞行器一体化方法研究[J]. 航空发动机, 2019, 45(6): 28-34. HUANG Lizhou, SHI Chongguang, ZHENG Xiaogang, et al. Research on integration method of hypersonic vehicles [J]. Aeroengine, 2019, 45(6): 28-34.

的高超声速飞行器升阻比最大仅为 3.8, 因此制约总体性能的关键在于缺乏高效的一体化设计方法。高超声速飞行成败关键在于能否将吸气式发动机与乘波体飞行器之间进行高效的一体化设计, 发展 1 种更为广义的一体化设计体系, 为中国的高超声速技术的持续发展奠定坚实的理论基础。

从国外已经公布的高超声速一体化的研究来看, 美国的 X-51A 高超声速导弹已经进行了多次飞行试验^[5], 其采用完全乘波体的前体设计方案与成熟的 2 元进气道方案, 在飞行试验中达到马赫数为 5.1; 波音公司在 2010 年公布了 Manta 2025 高超声速巡航飞行器方案^[6], 采用进气道前缘型面作为飞行器前体的一体化设计, 使得前体的外压缩波系对进气道的干扰问题得到部分解决。国内南向军、张堃元等^[7]采用压力梯度, 先增大后减小压升规律轴对称基准流场, 结合流线追踪及截面渐变技术设计了矩形转圆形内收缩进气道模型, 并采用 4°斜楔模拟飞行器前体, 对前体、进气道一体化模型进行数值模拟和风洞试验, 初步得到该进气道的流场结构及总体性能。迄今为止国内外高超声速飞行器一体化研究^[8-12]几乎都源自对激波的数值模拟和试验测量。

随着临近空间飞行器和吸气式高超声速推进系统的技术发展, 对激波的认识也在逐步完善。自 1870 年 Rankin-Hugoniot 建立激波关系式以来, 激波求解理论并没有得到太大发展。虽然直线型激波如正激波、斜激波和圆锥激波的理论已经非常完善, 但是对于工程应用中常见的弯曲型激波如曲线激波、曲面激波、3 维激波等相关理论研究仍基本属于空白。开展 2 维乃至 3 维激波理论求解方法的研究, 对于推动强烈依赖于复杂激波形状的乘波体高超声速飞行器一体化设计的发展, 具有重要的科学意义。

本文针对高超声速内外流乘波一体化设计方法这一关键问题, 在曲面激波求解方法、内外流双乘波原理和一体化气动反设计 3 方面开展基础理论和工程应用研究, 构建了准 3 维内外流一体化乘波理论体系。

1 准 3 维激波求解方法

1.1 曲线激波高阶导数代数运算法

经典的激波求解理论包括正激波、斜激波、圆锥激波的理论推导及激波前后的压力、温度、密度、速度等的计算关系式。然而, 现有的激波求解理论大都集

中在直线型激波求解问题(平面或轴对称)上, 而对于更加具有工程应用价值的曲面激波求解则研究较少。

针对曲线激波, Van W D 和 Molders 等^[13]将斜激波(式(1))和 Rankin-Hugoniot(式(2))分别沿流线和激波曲线坐标系推导出 1 阶弯曲激波方程组(式(3))。在此基础上, 尤延铨、李怡庆、施崇广等人对弯曲激波方程组在弯曲激波坐标系中进行 2、3 阶求导, 获得波前波后气动参数 2、3 阶导数的代数方程组(式(4)、(5)), 具体推导过程见文献[14-15]。导出的曲线激波高阶导数代数运算如图 1 所示。根据已知的波前气动参数导数信息, 利用代数运算, 可快速求解出曲线激波波后参数的高阶导数, 进而确定激波下游流场。

图 1 曲线激波高阶导数代数运算

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{2\gamma}{\gamma+1} M_1^2 \sin^2 \theta - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \quad (1)$$

$$p_1 + \rho_1 V_1^2 \sin^2 \theta = p_2 + \rho_2 V_2^2 \sin^2 (\theta - \delta) \quad (2)$$

$$A_1 P_1 + B_1 D_1 + E_1 \Gamma_1 = A_2 P_2 + B_2 D_2 + C S_a + G S_b$$

$$A_1' P_1 + B_1' D_1 + E_1' \Gamma_1 = A_2' P_2 + B_2' D_2 + C' S_a + G' S_b \quad (3)$$

$$A_1'' P_1 + B_1'' D_1 + E_1'' \Gamma_1 = A_2'' P_2 + B_2'' D_2 + C'' S_a + G'' S_b + \text{const}$$

$$A_1''' P_1 + B_1''' D_1 + E_1''' \Gamma_1 = A_2''' P_2 + B_2''' D_2 + C''' S_a + G''' S_b + \text{const} \quad (4)$$

$$A_{31} P_1 + B_{31} D_1 + E_{31} \Gamma_1 = A_{32} P_2 + B_{32} D_2 + C_3 S_a + G_3 S_b + \text{const}_1$$

$$A_{31}, B_{31}, E_{31}, A_{32}, B_{32}, C_3, G_3, \text{const}_1 = f(\gamma, \theta, \delta, M_1, M_2)$$

$$A_{31}' P_1 + B_{31}' D_1 + E_{31}' \Gamma_1 = A_{32}' P_2 + B_{32}' D_2 + C_3' S_a + G_3' S_b + \text{const}_1$$

$$A_{31}'', B_{31}'', E_{31}'', A_{32}'', B_{32}'', C_3'', G_3'', \text{const}_1' = f(\gamma, \theta, \delta, M_1, M_2) \quad (5)$$

曲线激波高阶导数代数运算法的计算如图 1 所示。图中验证了其正确性。

对于指定的轴对称曲线激波(红线), 由 1 阶导数的代数方程组计算得到的物面结果与精确的特征线(MOC)结果相差甚远, 而由 2 阶导数的代数方程组和特征线计算得到的结果完全吻合。对于大部分曲

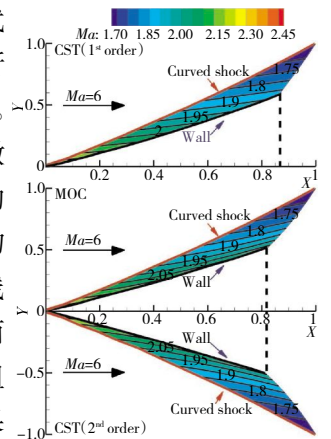
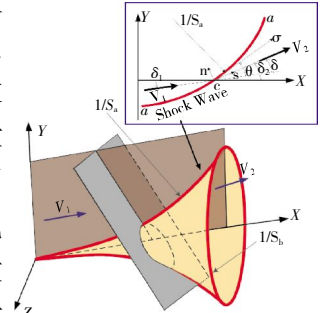


图 2 给定流向压力反设计流场

线激波,2阶结果就能够满足应用要求。但对于极端大曲率弯曲激波,可以进一步采用3阶方程来提高精度。

1.2 密切曲面激波求解方法

在曲线激波高阶导数代数运算法的基础上,结合超声速流动密切理论,可以得到1种能够计算非轴对称曲面激波的密切曲面激波求解法,如图3所示。其最大特点是流动被

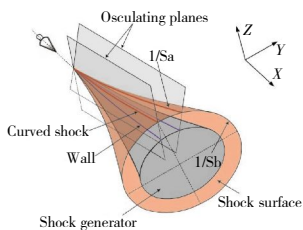


图3 密切曲面激波求解

限制在激波曲率方向所指当地密切平面内。对于此类流动,根据密切理论将曲面激波转化为一组曲线激波的集合,逐次运用曲线激波高阶导数代数方程组,由激波面(shock surface)逆向求解获得激波生成体外形(shock generator)。设计人员可以完全摆脱CFD等数值求解工具,直接通过该方法反求获得曲面激波的生成体和波后流场。

椭圆锥激波问题是密切曲面激波求解很好的算例,如图4、5所示。对于来流马赫数为4,底部椭圆长短轴比为1.2,长轴半锥角为 42° ,短轴半锥角为 37° 的直椭圆锥,采用密切曲面激波求解法,可以沿每个密切平面(osculating plane)快速求解曲线激波并最终获得的椭圆锥流场(图4)。将CFD计算结果与二次曲面激波密切求解法(CST)直接求解的结果进行对比(图5),其结果一致。

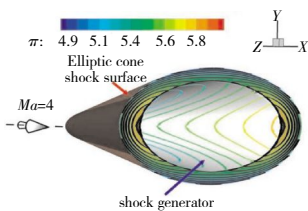


图4 椭圆锥曲面激波密切求解

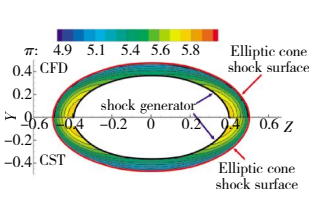


图5 椭圆锥曲面激波密切求解对比

上文所提出的密切曲面激波求解法目前仅适用于具有明确固定密切平面的流动,暂时还不能处理全3维复杂自由曲面的激波求解问题,是1种准3维激波求解方法。

总之,根据已知的波前气动参数导数信息,通过代数运算直接求解出曲线激波波后参数的高阶导数,确定激波下游流场。在此基础上,结合超声速流动密切原理,该方法还可以被推广到求解非轴对称、准3维曲面激波的问题。这是从数学角度上首次推导出的

曲线激波的高阶导数代数方程组,并以此为基础构建了1种准3维曲面(密切平面不发生偏转)激波流场求解方法,具体逻辑框架如图6所示。该方法

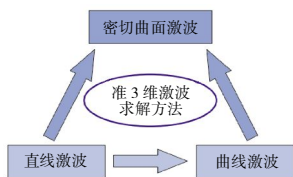


图6 曲面激波求解方法研究路线

是针对气动参数高阶导数的代数运算方法,不涉及数值离散过程,求解简便、计算效率高。

2 内外流双乘波原理

2.1 内流乘波原理与内乘波式进气道

传统意义的乘波原理,特指在外流流动中预先设定已知生成体的激波,推导出1种前缘“乘坐”在附着激波形状上的飞行器构型方法。因为具有显著的高升阻比,乘波体被公认为是高超声速飞行器气动外形的理想选择。但乘波原理在很长时间内只用于外流气动设计。

尤延铨等人首次将乘波原理拓展到内流乘波,提出适用于内流气动设计的内乘波式进气道设计方法^[16-20],如图7所示。由于采用乘波设计原理,因此获得的内乘波进气道和外乘波飞行器具有类似的气动性能特点:二者都能够精确地将轴对称的内/外激波系封闭在物面一侧,以保证较高的气动性能(升阻比/流量系数)。从图中可见,乘波原理在外流和内流中的使用是相通的。对于外锥流场而言,输入飞行器前缘去相贯追踪外锥流场可以获得飞行器乘波下表面;而对于内收缩锥流场而言,输入进气道前缘去相贯追踪内锥流场可以获得进气道封闭流管。

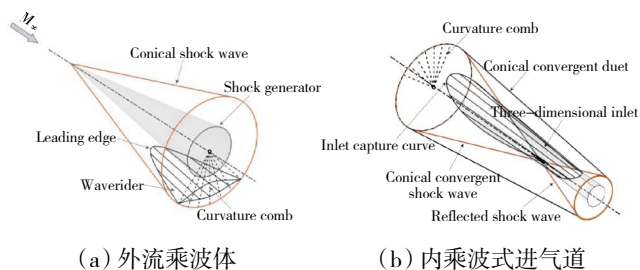


图7 内外乘波设计原理对比

根据内乘波原理,设计出的内乘波式进气道模型如图8所示,在风洞试验中以及数值计算中所得结果如图9所示。试验和数值模拟都得到了预期的气动特性,证明提出的内乘波式进气道设计方法切实有效,能够完全实现设计条件下的激波封口特性。

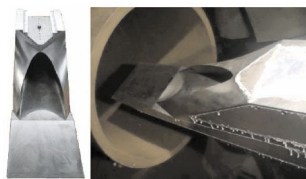


图8 内乘波式进气道风洞试验模型

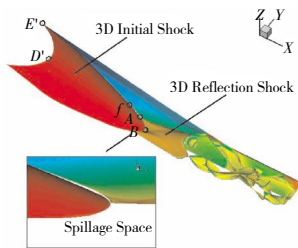


图9 内乘波式进气道数值模拟结果

2.2 内外流双乘波一体化设计原理

在内流乘波的基础上,利用复杂弯曲激波展向曲率可在内外流间连续过渡的特点,得到1种外流乘波前体和内流乘波进气道共同“乘坐”的准3维复杂弯曲激波面,如图10红线所示。基于准3维弯曲激波面和密切曲面激波求解方法,得到1种能兼顾内外流特点的一体化气动设计原理,命名为内外流双乘波一体化设计原理^[22-24]。由于双乘波是1种气动设计方法,当事先给定内外流联合“乘坐”的复杂曲面激波形状时,可以快速求解并描绘出FCT曲线对应的乘波体/进气道内外流一体化气动分布,如图11、12所示。通过结果验算,利用该设计原理推导出的复杂3维壁面和激波形状的分析解与CFD结果完全吻合。该设计原理方法准确,能够兼顾外流乘波体的高升阻比和内流乘波进气道的性能。

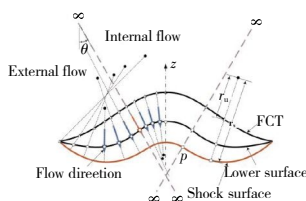


图10 内外流双乘波一体化

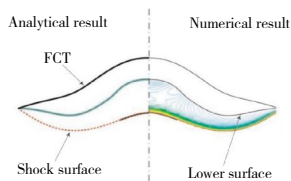


图11 内外流双乘波一体化原理验证

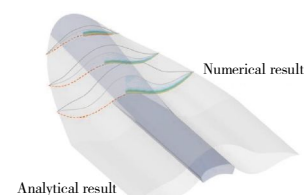


图12 双乘波方案设计/数值模拟对比

将乘波原理从外向内拓展,并且将外和内乘波通过激波曲率的连续变化相结合,获得综合内外流特点的内外流双乘波设计原理。在此基础上,构建内外流双乘波原理体系,扩展了乘波原理在高超声速气动设计领域(飞行器-进气道-飞发一体化)的应用范畴,如图13所示。

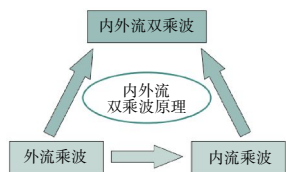


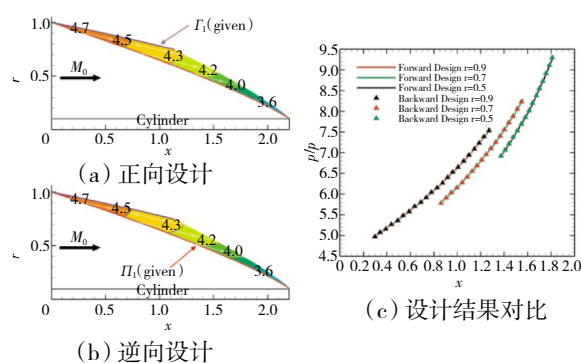
图13 内外流双乘波原理研究路线

3 一体化气动反设计

3.1 基于决定域有界性原理的气动逆向设计方法

高超声速飞行器、进气道、飞行器/进气道一体化设计方案,其设计理念经历了由正向设计(forward design)到逆向设计(backward design)的变化。结合内外流双乘波一体化设计原理,针对事先提出明确乘波形状的气动设计问题,采用沿特征线逆推几何构型的逆向设计会更加高效。利用超声速流场双曲型偏微分方程决定域有界性原理,改变了给定物面求激波的传统思路,从中得到1种定制曲线激波乃至曲面激波形状后逆特征线方向反求决定域物面的逆向设计方法。有时逆向设计能够解决正向设计无法完成的气动设计问题。

曲线激波流场的求解问题表明正向设计到逆向设计的理念变化,如图14所示。对于正向设计(图14(a))的某轴对称内收缩曲线激波流场,若事先指定壁面 Γ_1 形状,便可获得正向设计流场,即壁面决定流场以及曲线激波形状。这种传统的正向设计适用于不断改进、迭代方案的几何构型,同时观察流场的同步变化以优化几何构型的形状;而逆向设计获得的流场(图14(b)),若在流场的下游事先指定激波形状 Π_1 ,利用超声速流场决定域有界性的原理,沿着当地特征线逆向设计获得上游的决定域流场。可见逆向设计获得的流场与正向设计是完全吻合的,如图14(c)所示。



(b) 逆向设计

图14 超声速流场的正向设计与逆向设计

异形乘波鼓包进气道在战斗机中的应用问题,是基于决定域有界性原理的气动逆向设计方法的1个典型范例。此类鼓包进气道通过精心设计,3维压缩面鼓包配合进气道唇口,可以有效排移前机身的附面层,从而提高进气道高速状态下的效率。传统的鼓包进气道都是采用锥形流乘波设计,进气道进口的锥形激波形状惟一,难以同强隐身需求的第4代机大后掠

唇口匹配,无法实现气动/隐身性能的综合最优。气动逆向设计方法一改锥形流乘波鼓包正向设计的惯例,以进气道隐身唇口(cowl lip)为输入条件(如图15所示),指定被捕获弯曲激波面的形状,逆向设计求解并最终获得异形乘波鼓包型面(图15)。异形乘波鼓包逆向设计理念开拓了超声速鼓包进气道设计理论和方法应用的新领域,具体设计方法见文献[25]。

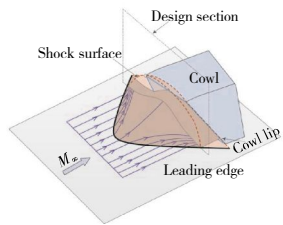


图15 基于“逆向设计”理念的3维鼓包设计

3.2 指定气动参数的几何边界反设计方法

在许多气动设计过程中,期望获得指定的出口或者下游气动参数分布,从而反向设计上游的固壁边界。例如:在进气道设计过程中,通常能够获得指定的出口气动参数分布,而这通常是指定激波形状的正向和逆向设计都无法完成的。为此,在逆向设计基础上,尤延铖等人提出1种由沿程气动参数分布和出口气动参数分布反求流场和固壁外形的超声速流场气动反设计方法。

再以轴对称曲线激波流场的求解问题说明给定下游出口气动参数分布的气动反设计理念^[26],如图16所示。从图16(a)中可见,对于壁面形状 Γ_1 ,其主要流场特征是入射激波在中心圆柱上反射,获得1道反射激波;从图16(b)中可见,在气动反设计方法获得的流场中,根据反向指定流场下游的进气道出口速度分布,可以确定流场需要的反射激波形状 Π_2 ,再根据压缩流场弯曲激波之间流动等熵的特点,便可以通过气动反设计获得入射激波的形状;从图16(c)中可见,由入射激波和反射激波2道曲线激波形状,再运用曲线激波高阶导数代数运算法获得满足出口性能参数的反设计流场;气动反设计方法获得的流场与正向设计完全吻合,证明了该方法的正确性。

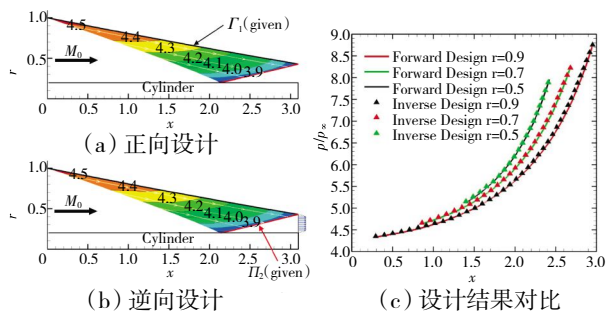


图16 超声速流场的逆向设计与气动反设计

给定沿程压力分布的气动反设计流场^[26]如图17所示。对于一体化方案,设计人员通常希望内外流之间在展向上没有明显横向压力梯度,这对内乘波流动和外乘波流动的流向压力精确控制提出很高要求。运用气动反设计方法,指定不同属性的内流流动和外流流动的流向必须具有完全一样的压力分布,如图17(a)所示。采用曲线激波高阶导数代数运算法,很快计算出严格满足该压力分布的内流流动和外流流动,分别如图17(b)、(c)所示。在此基础上,运用内外流双乘波一体化设计原理便可以获得给定流向压力分布的反设计一体化气动布局,如图18所示。一般满足特定气动参数分布条件气动反设计的问题,通过常规的正向设计和逆

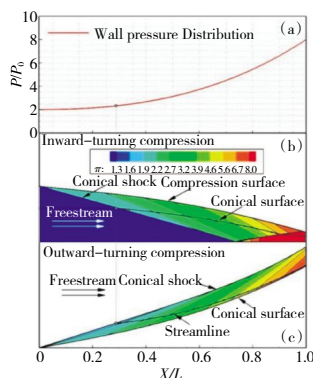


图17 给定流向压力反设计流场

向设计是不可能完成的。综上所述,在超声速流场正向设计的基础上,尤延铖等人发展了超声速流场的逆向设计理论,并将其成功地应用于鼓包进气道设计。同时将一体化设计问题由单纯的激波几何求解,获得基于下游气动参数的气动反设计方法。由正向设计、逆向设计及气动反设计,构建了一体化气动反设计体系,如图19所示。该体系完全摆脱了气动计算的正向迭代优化过程,从设计要求到设计方案,大大提高了设计能力与效率,进一步充实了超声速流场气动设计的理论。

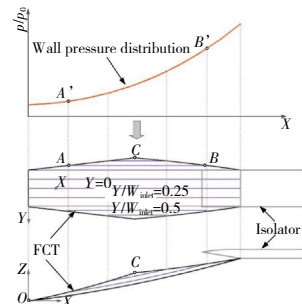


图18 给定流向压力反设计一体化布局

综上所述,在超声速流场正向设计的基础上,尤延铖等人发展了超声速流场的逆向设计理论,并将其成功地应用于鼓包进气道设计。同时将一体化设计问题由单纯的激波几何求解,获得基于下游气动参数的气动反设计方法。由正向设计、逆向设计及气动反设计,构建了一体化气动反设计体系,如图19所示。该体系完全摆脱了气动计算的正向迭代优化过程,从设计要求到设计方案,大大提高了设计能力与效率,进一步充实了超声速流场气动设计的理论。

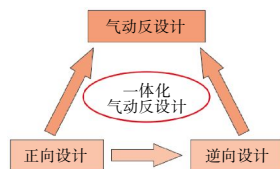


图19 一体化气动反设计体系

4 准3维内外流一体化乘波理论体系

本文所提出的准3维激波求解方法、内外流双乘波原理和一体化气动反设计这3项创新理论,各自具有独立的学术研究范畴,彼此间又相辅相成,互为依托。同时,三者之间又具有明确的递进传递关系,后面

工作以前面工作为基础,共同构建了1个完整的准3维内外流一体化乘波理论与方法设计体系,如图20所示。该体系对中国高超声速飞行器/推进系统一体化气动设计技术的发展起到推动作用。

之所以将现有设计体系称为“准3维”,是因为目前的密切曲面激波求解方法还仅限于类似如图3所示的具有明确固定密切平面的超声速流动,尚不能做到任意全3维流场的乘波设计。

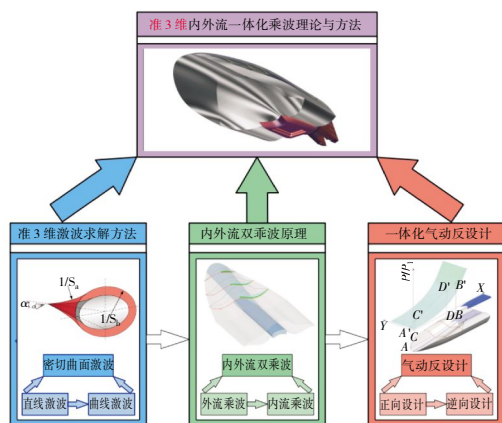


图20 准3维内外流一体化乘波理论体系

基于准3维内外流一体化乘波理论体系,完成的给定流向压力与进气道出口速度分布的反设计一体化气动布局如图21所示。该布局具有明显的内外流双乘波一体化特点,飞行器前体与3维内收缩进气道共同在波浪形的准3维激波曲面上。对于外流部分,整个前体的压力分布是事先指定的;对于内流部分,进气道出口的速度分布是事先指定的,而二者的气动参数共同要求通过准3维激波求解方法、内外流双乘波原理和一体化气动反设计联合设计得以实现。

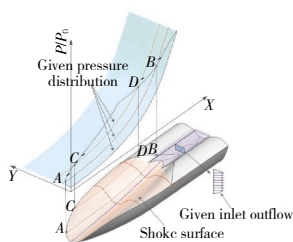


图21 基于准3维内外流一体化乘波理论体系的一体化布局设计

5 结论

本文构建的准3维内外流一体化乘波理论体系完善了现有高超声速一体化设计理论体系,为推动中国高超声速飞行器/推进系统一体化设计理论、方法和技术的发展奠定了坚实的基础。具体表现在:

(1)准3维激波求解方法将传统直线激波求解拓展至曲线激波乃至密切曲面激波的求解,建立了1套

基于气动参数高阶导数代数运算的准3维曲面激波求解方法,填补了相关理论空白。对于完全依赖于复杂激波形状的高超声速空气动力学设计原理的发展具有重要的科学意义;

(2)内外流双乘波原理体系将外流乘波拓展至内流乘波,并以此为基础利用曲率中心的连续变化,获得1种综合内外流设计和气动性能双乘波一体化的设计方法,极大地扩展了乘波原理的应用范畴,深化了乘波原理的本质和内涵;

(3)一体化气动反设计完成了从正向设计到逆向设计及气动反设计的理念更新。与准3维激波求解方法、内外流双乘波原理的结合,使得给定物面、激波或者流场参数中任意项为输入条件的气动设计成为可能,大大充实了高超声速飞行器/推进系统的一体化气动设计理论,有力地推动了复杂3维超声速内外流一体化设计技术的发展。

参考文献:

- [1] Lockwood M K, Petley D H, Martin J G, et al. Airbreathing hypersonic vehicle design and analysis methods and interactions[J]. Progress in Aerospace Sciences, 1999, 35(1):1-32.
- [2] Engelund W C, Holland S D, Cockrell J C E, et al. Propulsion system airframe integration issues and aerodynamic database development for the hyper-X flight research vehicle[R]. Florence:ISOABE,1999.
- [3] Nonweiler T R F. Aerodynamic problems of manned space vehicles[J]. Aeronautical Journal, 1959,63(585):521-528.
- [4] Lewis M J, O'Neil M K L. Optimized scramjet engine integration on a waverider airframe [D]. Maryland: University of Maryland College Park, 1992.
- [5] Hank J, Murphy J, Mutzman R. The X-51A scramjet engine flight demonstration program[R]. AIAA-2008-2540.
- [6] George T, Richard J, Salvatore L. Air vehicle integration and technology research (AVIATR)[R]. AFRLRB-WP-TR-2010-3068.
- [7] 南向军, 张堃元, 金志光, 等. 矩形转圆形高超声速内收缩进气道数值及试验研究[J]. 航空学报, 2011, 32(6):988-996.
NAN Xiangjun, ZHANG Kunyuan, JIN Zhiguang, et al. Numerical and experimental investigation of hypersonic inward turning inlets with rectangular to circular shape transition [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(6):988-996. (in Chinese)
- [8] Sobieczky H, Anderson J D. Hypersonic waverider design from given shock waves[C]//Proc First International Waverider Symposium. Maryland: University of Maryland College Park, 1990:17-19.
- [9] 贺旭照, 乐嘉陵. 曲外锥乘波体进气道实用构型设计和性能分析[J]. 航空学报, 2017, 38(6):14-24.
HE Xuzhao, LE Jialing. Design and performance analysis of practical

- curved cone waverider inlet[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(6):14–24. (in Chinese)
- [10] 南向军, 张堃元, 金志光. 乘波前体两侧高超声速内收缩进气道一体化设计[J]. *航空学报*, 2012, 33(8):1417–1426.
NAN Xiangjun, ZHANG Kunyuan, JIN Zhiguang. Integrated design of waverider forebody and lateral hypersonic inward turning inlets[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2012, 33 (8):1417–1426. (in Chinese)
- [11] 贺旭照, 周正, 倪鸿礼. 密切内锥乘波前体进气道一体化设计和性能分析[J]. *推进技术*, 2012, 33(4):510–515.
HE Xuzhao, ZHOU Zheng, NI Hongli. Integrated design methods and performance analyses of osculating inward turning cone waverider forebody inlet (OICWI)[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2012, 33(4):510–515. (in Chinese)
- [12] 尤延铖, 梁德旺, 黄国平. 一种新型内乘波式进气道初步研究[J]. *推进技术*, 2006, 27(3):252–256.
YOU Yancheng, LIANG Dewang, HUANG Guoping. Investigation of internal waverider-derived hypersonic inlet [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2006, 27(3): 252–256. (in Chinese)
- [13] Van W D, Molder S. Applications of busemann inlet designs for flight at hypersonic speeds[R]. AIAA–1992–1210.
- [14] 施崇广, 李怡庆, 韩伟强, 等. 超声速流场的流线–特征线坐标变换与应用[J]. *推进技术*, 2017, 38(5):1016–1022.
SHI Chongguang, LI Yiqing, HAN Weiqiang, et al. Conversion and application of streamline–characteristic coordinate system in supersonic flows [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38 (5): 1016–1022. (in Chinese)
- [15] 韩伟强, 朱呈祥, 尤延铖, 等. 二阶弯曲激波理论的推导与应用研究[C]// 第八届全国高超声速科技学术会议. 哈尔滨: 中国力学学会, 2015:1.
HAN Weiqiang, ZHU Chengxiang, YOU Yancheng, et al. Derivation and application of second-order curved shock theory[C]// The 8th National Conference on Hypersonic Technology. Harbin: Chinese Society of Theoretical and Applied Mechanics, 2015:1. (in Chinese)
- [16] You Y C, Liang D W. Design concept of three-dimensional section controllable internal waverider hypersonic inlet [J]. *Science in China*, 2009, 52(7): 2017–2028.
- [17] 尤延铖, 梁德旺. 内乘波式进气道内收缩基本流场研究[J]. *空气动力学报*, 2008, 26(2):203–207.
YOU Yancheng, LIANG Dewang. Investigation of internal compression flowfield for internal waverider-derived inlet [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2008, 26(2):203–207. (in Chinese)
- [18] You Y C, Liang D W, Huang G P. Cross section controllable hypersonic inlet design using streamline–tracing and osculating axisymmetric concepts[R]. AIAA–2007–5379.
- [19] 尤延铖, 梁德旺. 基于内乘波概念的三维变截面超声速进气道[J]. *中国科学:技术科学*, 2009, 39(8):1483–1494.
YOU Yancheng, LIANG Dewang. Design concept of three-dimensional section controllable internal waverider hypersonic inlet [J]. *Sci China Ser E–Tech Sci*, 2009, 39(8): 1483–1494. (in Chinese)
- [20] You Y C. An overview of the advantages and concerns of hypersonic inward turning inlets[R]. AIAA–2011–2269.
- [21] 尤延铖, 梁德旺, 郭荣伟, 等. 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 [J]. *力学进展*, 2009, 39(5):513–525.
YOU Yancheng, LIANG Dewang, GUO Rongwei, et al. Overview of the integration of three-dimensional inward turning hypersonic inlet and waverider forebody [J]. *Advances in Mechanics*, 2009, 39 (5):513–525. (in Chinese)
- [22] You Y C, Zhu C X, Guo J L. Dual waverider concept for the integration of hypersonic inward–turning inlet and airframe forebody [R]. AIAA–2009–7421.
- [23] Li Y Q, Zhen X G, Teng J, et al. Dual waverider concept for inlet–airframe integration with controllable wall pressure distribution[R]. AIAA–2017–2225.
- [24] 郑晓刚, 李怡庆, 尤延铖, 等. 基于密切原理的 Bump 进气道外压缩鼓包逆向设计[J]. *航空动力学报*, 2018, 33(9):2257–2267.
ZHENG Xiaogang, LI Yiqing, YOU Yancheng, et al. Reversal design of external compression bump of Bump inlet based on osculating cones principle[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33 (9):2257–2267. (in Chinese)
- [25] 韩伟强, 朱呈祥, 尤延铖, 等. 给定下游边界的超声速流场逆向求解方法[J]. *推进技术*, 2016, 37(4):624–631.
HAN Weiqiang, ZHU Chengxiang, YOU Yancheng, et al. An inverse method for supersonic flowfield with given downstream boundary[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(4):624–631. (in Chinese)
- [26] 李怡庆, 韩伟强, 尤延铖, 等. 压力分布可控的高超声速进气道 / 前体一体化乘波设计[J]. *航空学报*, 2016, 37(9):2711–2720.
LI Yiqing, HAN Weiqiang, YOU Yancheng, et al. Integration waverider design of hypersonic inlet and forebody with preassigned pressure distribution [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37 (9):2711–2720. (in Chinese)

(编辑: 贺红井)