

文章编号: 1672-9897(2007)02-0063-05

# 一体化高超声速飞行器气动 - 推进性能评估

贺元元, 倪鸿礼, 乐嘉陵

(中国空气动力研究与发展中心, 四川 绵阳 621000)

**摘要:**吸气式高超声速飞行器的一个重要特点就是机体和推进系统的高度一体化设计。在这类高超声速飞行器的发展中, 机体 - 推进系统内外流场相互干扰的评估以及飞行器气动 - 推进性能的研究是非常重要的。文中阐述了 CFD 和风洞试验结合评估一体化飞行器气动 - 推进性能的近似方法, 涉及一体化飞行器进气道和发动机的三个工作状态: 进气道关闭、进气道打开发动机不工作以及进气道打开发动机工作。针对进气道关闭的工作状态, 大量气动数据可由试验获得。但是, 受模型尺寸和设备的限制, 试验模拟进气道打开发动机不工作特别是进气道打开发动机工作的飞行状态是非常困难的。因此, 首先根据进气道关闭和进气道打开发动机不工作两种情况下风洞试验数据与 CFD 计算结果的对比得到计算误差, 在此基础上, 结合内外流数值模拟, 预测不同进气道和发动机工作状态下一体化飞行器的气动 - 推进性能。

**关键词:**一体化高超声速飞行器; 气动 - 推进性能; CFD; 试验数据; 计算误差

**中图分类号:** V211.7; V511+.1 **文献标识码:** A

## Evaluation of aero-propulsive performance for integrated hypersonic vehicle

HE Yuan-yuan, NI Hong-li, LE Jia-ling

(China Aerodynamics Research & Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

**Abstract:** Hypersonic airbreathing vehicle configurations are characterized by highly integrated propulsion flowpath and airframe systems. The assessment of propulsion-airframe flow field interactions and the integrated aero-propulsive performance of candidate systems are very important in the development of this class of hypersonic vehicle. This paper describes the approximate methods to obtain pre-flight predictions of longitudinal performance from CFD and experimental data. Three mission points are analyzed: cowl-closed, cowl-open unpowered, and cowl-open powered. For the cowl-closed configuration, a large amount of wind tunnel data can be obtained. Because of model scale and facility limitations, it is difficult to simulate the complete internal and external flow fields when the cowl-open unpowered or the cowl-open powered. Therefore, in this paper, firstly, computational errors are determined by the comparison of numerical results with experimental data for the cowl closed model and cowl open but unpowered model. These errors are then applied to develop predictions for longitudinal performance in each of the three mission phases.

**Key words:** integrated hypersonic vehicle; aero-propulsive performance; CFD; experimental data; computational errors

· 收稿日期: 2006-09-13; 修订日期: 2007-03-15

基金项目: 863 项目

作者简介: 贺元元(1973-), 女, 上海人, 博士。研究方向: 高超声速飞行器机体推进一体化设计及评估。

## 0 引言

发展吸气式高超声速技术是实现可持续高超声速飞行(尤其是在大气层以内)的重要途径。吸气式高超声速技术的核心是超燃冲压发动机技术和机体/推进一体化飞行器技术。吸气式高超声速飞行器各部件必须经过精确设计以确保获得最优的气动-推进性能,由于这类飞行器推力有限,为了有效减小阻力,获得尽可能高的推力(有效比冲),必须采用机体系统和推进系统的高度一体化设计。经过一体化设计的高超声速飞行器,其前体作为进气道的预压缩面,气流经前体初步压缩后由进气道流入发动机,后体是使气流进一步膨胀的“外喷管”,经发动机燃烧后的高温燃气流作用在飞行器后体下表面上,进一步产生推力并对飞行器气动性能产生重大影响。

采用一体化设计的高超声速飞行器各部件紧密关联,相互影响。由于机体和发动机共用前体和后体尾喷管,前体和尾喷管设计不仅影响了飞行器所能获得的气动性能,同时也影响了推进系统的推进性能。内外流的相互干扰和强耦合也是一体化飞行器的重要特点,机体下表面的外流一部分进入发动机成为内流,从燃烧室排出的高温气流在飞行器后体进一步膨胀并与外流相互作用。因此,发展一体化高超声速飞行器的最大挑战在于准确评价机体和推进系统的相互影响,确定飞行器的气动-推进性能。

以超燃冲压发动机为动力的一体化飞行器在实际飞行过程中需经历发动机和进气道的不同工作状态。例如地面发射的吸气式飞行器,飞行器首先将由助推火箭推动达到动力试验的高度和马赫数条件,在这期间,为了保护发动机,降低热载荷,一体化飞行器的进气道是关闭的;助推火箭与飞行器分离后,飞行器的进气道打开,外界气流流入发动机,此时,发动机还没有开始工作,需经历几秒钟流动建立过程;接着,发动机点火,飞行器将由自身动力推进进入飞行试验状态。因此,吸气式高超声速飞行器在实际飞行中经历了进气道-发动机的三种组合工作状态:(1)进气道关闭;(2)进气道打开,发动机不工作;(3)进气道打开,发动机工作。为了全面考核一体化飞行器在实际飞行过程中的气动-推进性能,必须对上述三种飞行状态进行深入细致研究。针对进气道关闭的工作状态,大量气动数据可由试验获得。但是,受模型尺寸和设备的限制,试验模拟进气道打开发动机不工作特别是进气道打开发动机工作的飞行状态是非常困

难的。因此,首先根据进气道关闭和进气道打开发动机不工作两种情况下风洞试验数据与CFD计算结果的对比得到计算误差,在此基础上,结合内外流数值模拟,预测不同进气道和发动机工作状态下一体化飞行器的气动-推进性能,描述了CFD和风洞试验相结合评估一体化飞行器气动-推进性能的近似方法和过程。

## 1 数值研究方法

在研究过程中,涉及到飞行器处在发动机工作和不工作两种状态,数值模拟将分别求解两类流动控制方程:(1)发动机不工作时,采用理想气体的可压缩Navier-Stokes方程组;(2)发动机工作时,采用可压缩化学反应N-S方程组。湍流模型采用 $k-\omega$ 双方程湍流模型。另外,为了提高计算效率,采用了基于MPI的大规模并行算法。网格采用多区域结构网格结合重叠网格。具体数值方法参见文献[1]。

## 2 一体化飞行器气动-推进性能评估

将一体化飞行器按照机体和推进系统进行部件划分,如图1,其中机体系统包括:前体、进气道外压缩部分、机翼、尾翼、飞行器上表面和侧面、发动机外罩,推进系统包括发动机内流道和尾喷管。参考美国X-43A高超声速飞行器性能评价方法<sup>[2-4]</sup>,形成了根据试验和CFD评估一体化飞行器升阻、推阻特性的分析方法,包括通过对无动力一体化飞行器(包括进气道关闭和进气道打开发动机不工作两种情况)的三维数值模拟结合风洞试验评估一体化飞行器在无动力条件下的气动性能,以及将发动机工作条件下的一体化飞行器二维数值计算结果应用到三维一体化飞行器气动-推进性能评估的分析方法。

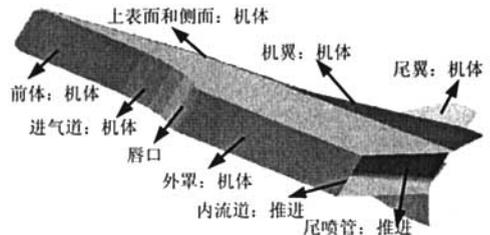


图1 气动及推进力的划分体系

Fig.1 Aerodynamic and propulsion force accounting system

步骤(1)-(6)说明了通过对无动力一体化飞行器(包括进气道关闭和进气道打开发动机不工作两种情况)的三维数值模拟结合风洞试验评估一体化飞行器

在无动力条件下气动性能的分析方法：

(1) 进气道关闭模型计算、试验, 确定计算误差

$$\Delta X_{CFD-Aero}^{Close} = X_{Tunnel}^{Close} - X_{CFD}^{Close}$$

(2) 通气模型计算, 得到机体系统气动性能

$$X_{CFD-Aero}^{Open}$$

(3) (1)、(2)项综合, 预测试验条件下通气模型机体系统气动性能

$$X_{Aero}^{Open} = X_{CFD-Aero}^{Open} + \Delta X_{CFD-Aero}^{Close}$$

(4) 通气模型试验结果与(3)项比较, 得到推进系统气动性能

$$X_{Prop}^{Open} = X_{Tunnel}^{Open} - X_{Aero}^{Open}$$

(5) 通气模型计算中得到的推进系统气动性能与(4)项比较, 得到推进系统计算误差

$$\Delta X_{CFD-Prop}^{Open} = X_{Prop}^{Open} - X_{CFD-Prop}^{Open}$$

(6) 一体化飞行器在进气道打开发动机不工作条件下的气动性能由数值计算结果与机体系统计算误差以及推进系统计算误差叠加得到

$$X^{Open} = X_{CFD}^{Open} + \Delta X_{CFD-Aero}^{Close} + \Delta X_{CFD-Prop}^{Open}$$

以上步骤说明, 通过有限的试验和计算的对比得到的机体系统和推进系统的计算误差, 使得今后大量采用 CFD 预测一体化飞行器气动性能成为可能。

图 2 ~ 6 是根据上述步骤得到的针对 CARD C 一体化高超声速飞行器在无动力条件下的气动性能分析结果。试验在 CARD C  $\phi 1m$  高超声速风洞中进行, 模拟来流马赫数  $M_\infty = 6$ 。图 2 给出了计算得到的进气道关闭模型升阻力系数与试验结果的比较以及计算与试验的误差, 可以看出, 数值模拟得到的升力系数与试验结果非常吻合, 阻力系数基本吻合, 计算得到的阻力系数略低于试验结果, 其误差约为 0.03。图 3 是根据通气模型计算结果, 积分机体系统表面压力和摩擦力得到的通气模型机体系统计算结果以及修正结果, 进气道关闭模型计算和试验表明, 数值模拟能够较为准确地给出升力特性, 因此对升力系数的修正量很小, 修正主要表现在阻力特性上。图 4 是通

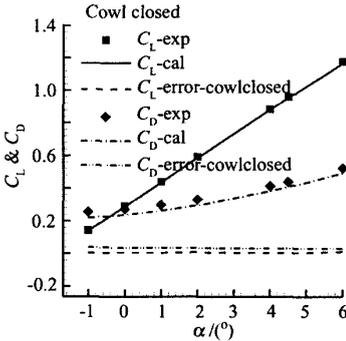


图 2 进气道关闭模型计算和试验的误差

Fig.2 Error between computation and experiment of cowl closed model

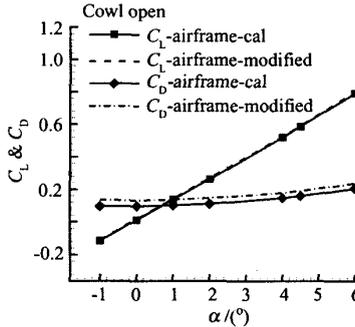


图 3 通气模型机体系统气动性能

Fig.3 Aerodynamic performance of airframe system for cowl open model

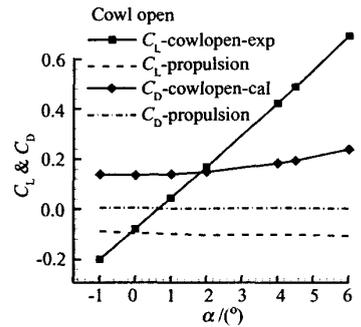


图 4 通气模型推进系统气动性能

Fig.4 Aerodynamic performance of propulsion system for cowl open model

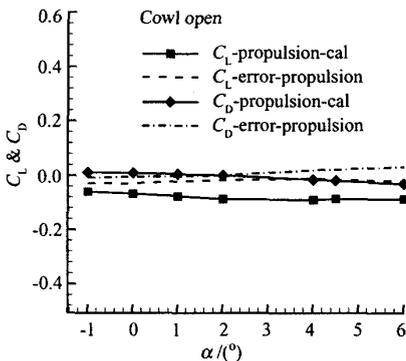


图 5 通气模型推进系统计算和试验的误差

Fig.5 Error between computation and experiment of propulsion system for cowl open model

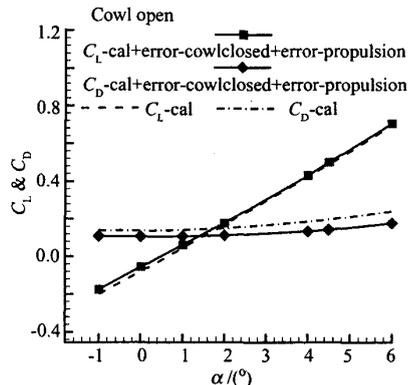


图 6 通气模型气动性能

Fig.6 Aerodynamic performance of cowl open model

气模型风洞试验结果减去图3的通气模型机体系统气动性能修正结果,得到的推进系统气动性能。由此通过对比通气模型推进系统计算结果和试验结果,可得到无动力一体化飞行器通气模型推进系统计算误差,如图5。将通气模型三维计算结果与机体系统计算误差以及推进系统计算误差叠加,可得到一体化飞行器在无动力(进气道打开)条件下的气动性能,如图6。

一体化飞行器在发动机工作条件下的气动-推进性能研究是一体化研究的重点和难点,受客观条件的限制,发动机工作的一体化飞行器性能研究无论是试验还是数值模拟都存在很大的挑战。以下在对无动力一体化飞行器进行大量数值计算和试验模拟的基础上,结合所研究的一体化飞行器具有较为明显的二元特性,从相对比较容易得到的二维一体化飞行器热流计算结果入手,通过一系列比较,综合,得到了一体化飞行器在发动机工作条件下的气动-推进性能,主要概括为以下四步:

(1) 无动力(进气道打开)一体化飞行器计算和试验,得到计算误差

$$\Delta X_{CFD}^{Power\ off} = X_{Tunnel}^{Power\ off} - X_{CFD}^{Power\ off}$$

(2) 无动力(进气道打开)一体化飞行器二维和三维流场数值模拟,确定二维计算误差

$$\Delta X_{2DCFD}^{Power\ off} = X_{3DCFD}^{Power\ off} - X_{2DCFD}^{Power\ off}$$

(3) 发动机工作条件下一体化飞行器二维内外流场模拟,得到二维计算结果  $X_{2DCFD}^{Power\ on}$

(4) 将(3)得到的计算结果与(1)、(2)的误差叠加,评估带动力一体化飞行器的气动-推进性能。

图7给出了针对无动力(通气)一体化飞行器,分别采用二维数值模拟、三维数值模拟以及试验研究得到的升阻力系数及力矩系数,可以看出,升力和力矩

特性,三维计算结果非常接近于试验测量值,阻力性能,二维计算结果与试验更为吻合,在进气道打开,无动力条件下,飞行器的升阻比可达2.5。图8给出了超燃发动机试验条件下( $M_\infty = 6, \alpha = 4.5^\circ$ ),通过二维流场数值模拟得到的流场马赫数和  $O_2$  质量分数分布,可以看出飞行器前缘激波基本打在进气道唇口附近,流量捕获较好;从  $O_2$  质量分数分布云图发现主流区域氧消耗量较壁面附近少,在近壁面附近燃烧充分。根据前面得到的计算和试验误差以及二维和三维计算误差,可预测一体化飞行器在发动机工作时的气动-推进性能。图9是一体化飞行器在进气道和发动机不同工作状态下的升力、阻力(推力)以及力矩性能,由于封堵面的存在,进气道关闭模型的升阻力较大,进气道打开,封堵面上的压力消失,飞行器的升阻力下降,发动机工作,燃气流作用在后体尾喷管上,使得飞行器升力提高,同时发动机和尾喷管产生的推力不仅克服了飞行器阻力,还有一部分富余使得飞行器在巡航状态下获得加速。另外,图9还给出了在发动机工作条件下,通过二维发动机内流计算结合三维飞行器外流计算(包括尾喷管喷流模拟)得到的飞行器升阻力系数和力矩系数,可以看出,采用上述方法获得的升力和力矩特性与三维计算结果较为吻合。图10是一体化飞行器流场压力分布,进气道唇口和尾喷管压力较高,图中可以看到清晰的喷流边界。

### 3 结论

内外流的相互干扰和强耦合是一体化飞行器的重要特点,发展一体化高超声速飞行器的最大挑战在于准确评价机体和推进系统的相互影响,确定飞行器的气动-推进性能。通过大量的数值模拟和试验,阐述了在有限的试验资源条件下,采用CFD预测机体/

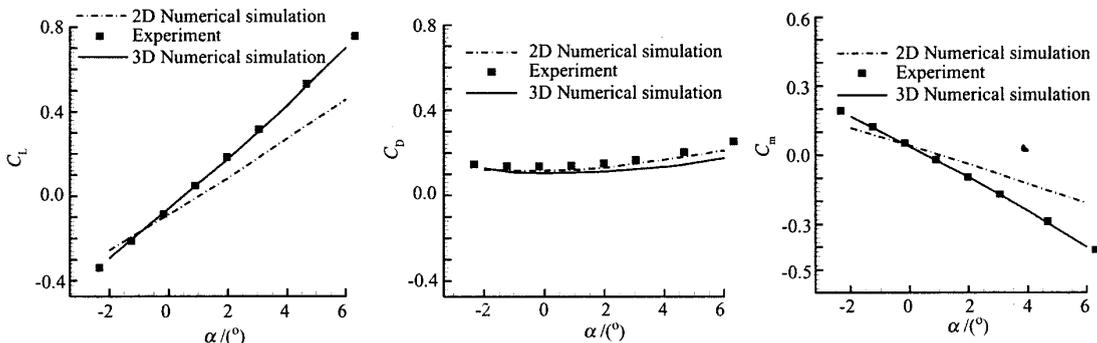


图7 无动力一体化高超声速飞行器二维、三维计算结果及试验结果

Fig.7 Results of 2D (or 3D) numerical simulation and experiments for unpowered integrative vehicle

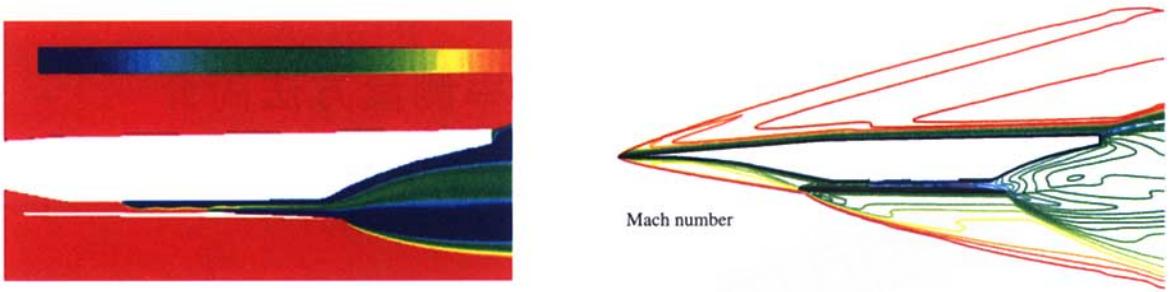


图 8 带动力一体化高超声速飞行器数值模拟流场

Fig.8 Flow fields of powered integrative hypersonic vehicle

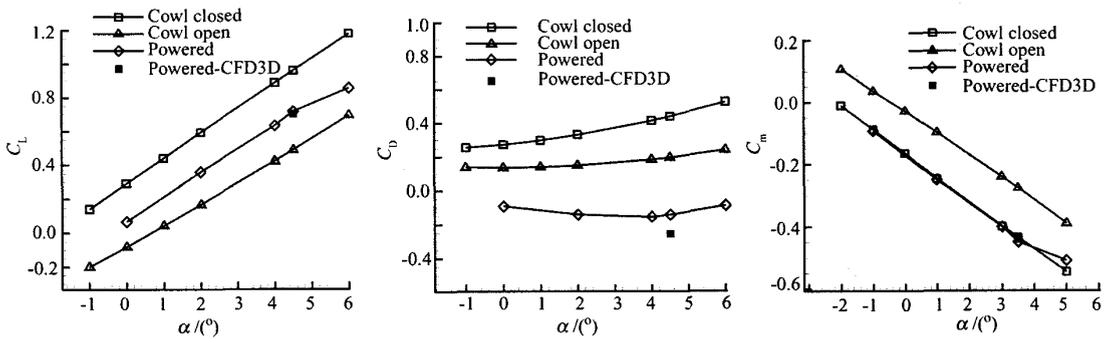


图 9 机体/推进一体化高超声速飞行器纵向气动性能

Fig.9 Longitudinal performance of airframe/propulsion integrated hypersonic vehicle

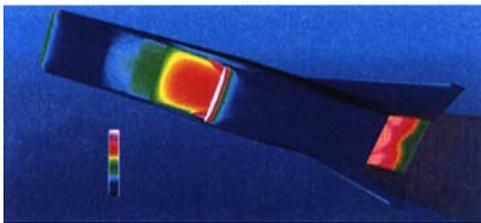


图 10 带动力一体化飞行器壁面压力分布和尾部喷流流场

Fig.10 Wall pressure distribution and exhaust flow fields of powered integrated vehicle

参考文献:

- [1] 贺元元. 机体/推进一体化高超声速飞行器数值研究 [D]. 中国空气动力研究发展中心博士学位论文, 2004.
- [2] ABDELKADER Frendi. On the CFD support for the Hyper-X aerodynamic database [R]. AIAA 99-0885.
- [3] CHARLES E Cockrell, et al. Integrated aero-propulsive CFD methodology for the Hyper-X flight experiment [R]. AIAA 2000-4010.
- [4] WALTER C Englund, et al. Propulsion system airframe integration issues and aerodynamic database development for the Hyper-X flight research vehicle [R]. ISOABE 99-7215.

推进一体化飞行器在进气道和发动机不同工作状态下气动 - 推进性能的方法, 并进行了实际运用, 介绍的方法和获取的计算误差为一体化飞行器的性能评估奠定了基础。