

高超声速飞行展望*

黄志澄 仇强华 袁生学[†]

北京系统工程研究所, 北京 100101

[†]中国科学院力学研究所, 北京 100080

摘要 发展下一代高超声速飞行器的需求主要来自三个方面: 第一方面是军用的高超声速飞行器, 包括高 M 数的军用飞机和导弹, 特别是跨大气层飞机, 将使空中的作战平台提高到一个新水平, 有可能在未来的高技术战争中起到杀手锏的作用; 第二方面是高超声速客机; 第三方面是水平起降的完全重复使用的天地往返运输系统。研制下一代高超声速飞行器面临巨大的技术挑战, 在材料与结构、推进技术和空气动力学等方面需要很大的技术发展跨度。高超声速飞行器的设计工具, 即地面试验、计算和飞行试验, 在模拟高超声速飞行方面都有其局限性。为了发展下一代的高超声速飞行器, 必须一体化地运用这些工具。一体化设计方法论的关键, 是用增量形式的计算流体力学结果, 将地面试验数据外推到飞行条件。

关键词 高超声速飞行; 空天飞机; 跨大气层飞机

中图分类号 V323.13

0 引言

用火箭发动机来实现高超声速飞行已有很长时间了。在21世纪, 将由使用吸气式组合发动机的高超声速飞行器(空天飞机)来实现高超声速飞行, 这将具有重要的意义。这里, 首先应当分析高超声速的任务背景。经过分析, 我们看到在几方面都有发展下一代高超声速飞行器的需求, 例如, 战术导弹、军用飞机、民用飞机、空间运输系统。下一代高超声速飞行器的关键技术是材料与结构、推进技术和空气动力学等。我们将对这些关键技术的主要问题进行讨论。对高超声速技术的现状进行评述之后, 可以看到设计和发展高超声速飞行器, 将对世界航空航天界提出巨大的挑战。

1 任务背景

任务分析表明, 高超声速飞行器将对21世纪的世界航空航天的发展提供非常有价值的新能力。高超声速飞行器有两类: 远程高超声速巡航系统和单级与多级入轨系统。高超声速巡航系统包括战术导弹、战术飞机、远程侦察和武器投放系统, 以及商用和军用运输机。

高超声速军用飞机和导弹, 特别是跨大气层飞机(TAV), 将使空中作战平台提高到一个新水平。这种跨大气层飞机的特点是:

- 它有很高的速度, 从而具有很大的动能, 使其效能倍增, 可以采用很小的弹药, 并能同时打击多个目标。同时, 也由于它有很高的速度, 可以在几分钟内, 把部队派往世界上任何地方。
- 它具有出其不意的优点。在战略上, 可以出其不意地打击敌人几乎没有防备的纵深目

* 国家自然科学基金资助项目

收稿日期: 1996-07-10

标;在战役上,可以出其不意地选择最佳的攻击时间;在战术上,可以出其不意地使用多种亚轨道飞行路线,攻击敌方防空的薄弱环节。

• 它可以在执行完任务后,快速回收、快速装备、重新起飞。

民用的高超声速客机在21世纪也有广阔的前景。21世纪跨太平洋的客运量会大幅度增加,由于高超声速客机飞行时间短,对于这样远距离的运行就很有吸引力。

空间运输系统将提供通向空间的快速和低价的途径,其转场时间以時計,而不是以月計;空间运输系统的发射费用,将比航天飞机或一次性使用的火箭降低一个数量级。在技术和经济方面,应对不同的空间运输系统的概念进行分析。为了进行比较,选择了下列典型概念:

- 具有吸气式发动机的水平起飞的空天飞机;
- 由火箭发动机推进的空间运输系统。

通过比较,可得如下结论:

- 只有完全重复使用的空间运输系统,才可能在经济性和安全性两方面都有重大改进。
- 具有吸气式发动机的空间运输系统比由火箭发动机推进的空间运输系统,需要更大的技术发展。在飞行中需要巡航段的条件下,空天飞机优于火箭。对于加速任务,采用以火箭发动机为基础的组合循环(RBCC)是一种很有前途的途径。

• 火箭的优点主要是在很宽的运输要求范围内,具有较大的适应性,研制费较低和投入运行较快。

• 空天飞机的优点是安全性、可靠性和运行方便。由于水平起飞和利用升力,允许在任务的每个阶段都可以安全救生,所以增加了安全性。由于简单的地面操作和具有巡航能力,增加了运行的适应性。

• 两级系统比单级系统在技术上更可行。对单级系统,关键的是质量比。单级空天飞机的巡航能力是十分有限的。

• 为了使比较具有很好的技术基础,概念的描述应该更充分。对于安全性、运行适应性和减少一定发射率下的发射费用来说,仍需研究新概念。

2 近期目标

从80年代中期起,主要航天大国都制定了以空天飞机为任务目标的高超声速技术发展计划。其中最著名的有美国NASP计划(1986~1994)和德国的Sanger计划(1988~1995)。在这些计划的执行过程中,遇到了技术、经费和管理上的一系列困难,从而迫使这些计划进行调整。以美国为例,NASP计划终止后,美国空军开始执行一个高超声速技术(HyTech)计划(1995~2002)。它以可攻击运动目标的机载高超声速导弹为任务目标,计划的核心是验证可供导弹在 $M = 4 \sim 8$ 使用的超燃冲压发动机(Scramjet)。这种发动机使用碳氢燃料,是一次性使用的。美国NASA开始执行一个高超声速X飞行器(Hyper-X)计划(1995~2001),其目的是扩展将来可以军用和民用的高超声速飞行的技术基础。它将研制一个3.66m(12ft)长的无人高超声速验证机。验

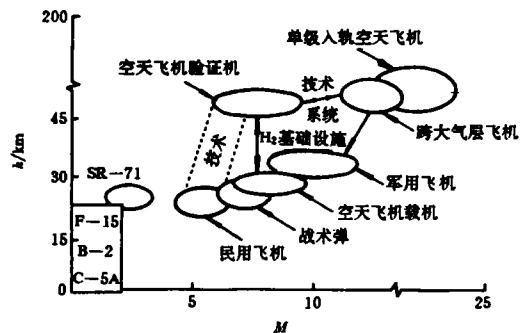


图1 各种高超声速飞行器的相互关系 Fig.1 The interrelations of various hypersonic vehicles

证机采用升力体构形,发动机采用氢燃料、双模态(冲压/超燃冲压),工作范围是 $M = 4 \sim 10$, 机身和发动机采用一体化设计。由此可见,这两个计划虽然在技术上有许多联系,但由于任务目标不同,也有很大差别。其目标比NASP计划要现实得多。但由于分为两个计划,目标不同,仍需不少经费,估计在执行过程中还会面临经费上的困难。

为了分析高超声速技术的近期目标,应该进一步分析各类高超声速飞行器之间在技术上的相互关系。由图1可见,军用飞机、跨大气层飞机、空天飞机验证机、两级入轨空天飞机的载机和单级入轨的空天飞机,要求十分相似的技术、系统、 H_2 技术基础设施。战术导弹、民用飞机只能为空天飞机奠定部分技术基础。每个国家都应该结合自己的国情,包括任务需求、经费和技术基础,来选择高超声速技术的近期发展目标。

3 关键技术

为了能研制成功上述这些高超声速飞行器,需要攻克有关关键技术。主要的关键技术有材料与结构、推进技术和空气动力学。

材料与结构 为了发展未来的空间运输系统,材料与结构,特别是要求轻的结构和防热系统,是主要的风险之一。一方面,很轻的结构要求材料具有高的对质量的比特性;另一方面,大的结构件必须在 $-250 \sim 1800\text{C}$ 的温度范围内正常工作。

推进技术 除材料与结构外,采用具有高的推进剂比性能的先进推进系统,也可以很大地增加质量比。从现在的观点来说,推进的性能要提高一个量级,只有采用吸气式发动机。无论如何,火箭发动机尽管有它固有的性能局限性,但由于它较高的能量流,和在上升段可获得在能量方面十分有利的任务剖面,所以它仍然是一种重要的选择。进一步来说,对于两级系统的上面级,和一级系统的大气层外的飞行,火箭推进是不可替代的。由单级入轨火箭燃料消耗的分析可见,飞行 M 数在 $0 \sim 6$ 之间时,采用以火箭发动机为基础的组合循环(RBCC)是十分有利的。根据组合循环发动机的热力学循环分析,推荐液化空气循环(LACE)和引射冲压发

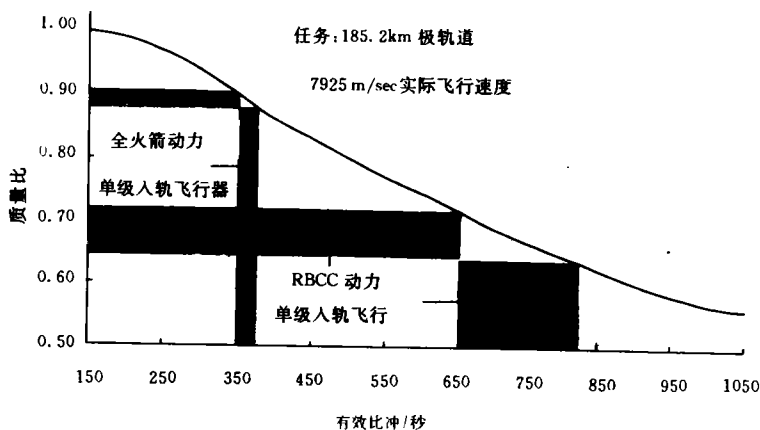


图2 单级入轨飞行器的质量比

Fig. 2 The mass ratio of SSTO vehicles

动机。最近,美国有人提出了支柱喷气发动机(Strutjet)概念,可望提高引射冲压发动机的引射效率,是一种值得探讨的途径。为了增加混合,必须研究有效的气动措施。在 M 数于 $6 \sim 15$ 之间,推荐超声速燃烧发动机(Scramjet)。由一元气体动力学分析可以发现,空天飞机的组合循环发动机,在很宽的飞行范围内,捕捉面积和膨胀面积的要求有很大的变化。为了突破这个困

难,建议采用全部面积可调的发动机和发动机与机身的一体化。由图2可见,假如采用全火箭动力的单级入轨火箭,质量比必须达到0.9才能入轨。采用RBCC发动机后,质量比只要在0.68左右就可以入轨。

空气动力学 在空天飞机气动预测方法不确定度分析的基础上,可以发现确定气动力不确定度是评估空天飞机设计可信度的一个重要途径。现有风洞缺乏模拟能力和难以确定边界层状态,对空天飞机的气动设计提出了很大的挑战。这方面还要强调真实气体和边界层转捩对空天飞机气动性能的影响。空气动力学的另一个任务是确定热环境。主要问题是防高温和限制热流进入飞行器,并能得到最好的飞行性能。

表1总结了主要关键技术对地面试验、计算和飞行试验的要求。

表1 关键技术对设计工具的要求

	地 面 试 验	计 算	飞 行 试 验
材料与结构	<ul style="list-style-type: none"> • 用于发展高强度、轻重、耐高温、完全重复使用的材料和结构 • 高热流 • 高表面压力 • 长的工作时间 • 适当尺度的模型 • 适当的数据质量 • 适当的生产率 	<ul style="list-style-type: none"> • 用于流场和应力场的耦合 	<ul style="list-style-type: none"> • 用于校核设计 • 适当尺度的模型
推进技术	<ul style="list-style-type: none"> • 用于提高比冲和推重比 • 评估推进系统和外流的相互作用 • 接近全尺度模型 • 好的数据质量 • 适当的生产率 	<ul style="list-style-type: none"> • 用于发动机内流和内流与外流的相互作用 • 高精度 • 高分辨率 	<ul style="list-style-type: none"> • 用于检验发动机性能 • 接近全尺度模型 • 先进的测量技术
空气动力学	<ul style="list-style-type: none"> • 模拟真实气体效应(平衡与非平衡流动) • 模拟层流、转捩和湍流 • 大尺度模型 • 高的数据质量 • 高生产率 	<ul style="list-style-type: none"> • 用于复杂外形的复杂流动 • 高精度 • 高分辨率 	<ul style="list-style-type: none"> • 模拟边界层转捩 • 模拟气体化学组成 • 缩尺模型 • 先进的测量和数据处理技术

4 一体化设计与方法论

研制满足设计要求的高超声速飞行器,将要求有效地应用三个工具,即地面试验、计算和飞行试验。这些工具都有局限性。为了满足设计高超声速飞行器的需要,将要求发展如何利用这些工具的方法论,以及对用这些工具获得的数据进行综合分析。地面试验设备在恰当地模拟高超声速飞行能力方面有某些局限性。现有的设备在模拟 $M \geq 15$ 的飞行时,是不合适的。现有的设备仅适宜于模拟完全气体环境。高超声速试验设备中的流动特征,应当恰当地确定。首先,在推导 M 数和静温时,由于没有确定气体的特性,可能造成很大的误差。其次,没有对模型前的气体化学组成进行测量,就很难将测量结果外推到飞行条件。为了将地面试验设备推广到高温条件,以满足模拟 $M \geq 15$ 的飞行,需要发展新技术。

高超声速流动,包括平衡和非平衡时的计算流体力学,在过去的10年中有了很大的进展。由于流动解的日益精确和完整,以及计算机能力以几个数量级的增加,现在可以对复杂外形进行完全气体的求解。高超声速飞行器设计不可能证明是十分可靠的,其原因是很明显的。模拟转捩、湍流和有限速率的化学反应的现代能力是不充分的。计算结果的不确定度和地面试验设

备的不确定度是可比的。另一方面,计算机的能力在不断地提高,新的能力可以模拟复杂外形上的复杂现象,但是为了了解这些现象来改进模拟,将需要大量的地面试验。

飞行试验对于确认设计方法是十分重要的。它还有改进工具的作用。但飞行试验也有很大的局限性。为了确认计算流体力学程序,而建立一个综合数据库显然是十分昂贵的,在飞行中也难以进行精确的测量。流场的测量基本上是不可能的。

对每个工具的评述,提出基于一体化设计的方法论。这种方法论是依赖于地面试验和能够考虑高超声速飞行在地面模拟中各种不足的增量计算。这些增量是加到一个完全确定的基准流动上的。从一个高质量的完全气体高超声速风洞中,可以求得部件或样机的主要基准数据。然后,我们将用计算流体力学和组合使用研究和发展设备,来决定气动力特性的增量。这些增量是考虑例如高温影响、 M 数和 Re 数的不匹配等的不完全模拟的因素。这种一体化设计方法论将要求很好地综合和协调。

5 国际合作

高超声速技术和空天飞机的发展,已经走过了30多年的漫长历程,几经反复,但国际上仍有一批有志之士为实现这种具有特殊优越性的高超声速飞行而努力奋斗。但此项技术工作规模和难度空前,耗资将达千亿美元以上。今天世界上无论何国都无法独家承受此负担,只有国际合作才行。因此,未来空天飞机的发展将会和现在的国际空间站一样,采取国际合作的方式。我国要成为一个航天大国,在未来的高超声速技术领域占有一席之地,应该集中各方面的力量,组成一支十分精干的国家队伍,提出具有中国特色的组合发动机概念。根据我国的条件,尽可能开展各种试验验证。前述的RBCC是一种可能的选择。但是,RBCC的发动机概念也很多,而且许多方面还很不成熟。这固然给我们增加了很大困难,但也给我们提供了创造具有中国特色的新概念的机会。没有创新,就不可能在未来的国际合作中占有重要的地位。

6 结 论

在评述了高超声速飞行的技术之后,我们得到以下结论:

(1)高超声速军用飞机和导弹,特别是跨大气层飞机,由于它的高速度和出其不意的攻击能力,将使空中作战平台提高到新水平。高超声速客机在21世纪也可能有广阔的前景。

(2)考虑到减少发射费用和改进运行的适应性,空间运输系统将向全部重复使用的方向发展。从对空间运输系统典型概念的比较评估结果中,我们可以看到,在飞行中需要一个巡航段和要求很好的运行适应性时,空天飞机将优于火箭。但空天飞机所需要攻克的关键技术,特别是吸气式组合发动机,难度很大。

(3)各国应该根据自己的国情,包括任务需求、经费和技术基础,来选择高超声速技术的近期发展目标。

(4)发展下一代的高超声速飞行器,面临巨大的技术挑战。主要的原因是上一个很大的技术台阶,特别是在材料与结构,推进技术和空气动力学等方面。

(5)地面试验、计算和飞行试验在模拟高超声速飞行方面都有局限性。为了发展下一代高超声速飞行器,需要一体化地使用这些工具。一体化设计方法论的关键是在增量形式下采用计算流体力学,将地面试验数据外推到飞行条件。

(6)国际合作是发展高超声速技术的必由之路。我国应在前一阶段高超声速技术研究工作

的基础上,加强概念研究工作,鼓励创新,提出具有中国特色的组合发动机概念,开展关键技术预研,才可能在未来的国际合作中占有重要地位。

参 考 文 献

- 1 黄志澄.高超声速飞行器空气动力学.北京:国防工业出版社,1995.
- 2 Qiu Q, Huang Z. Life Cycle Cost Analysis of Space Transportation. IAA-95-IAA-1, 1. 05, 1995.
- 3 Anderson G Y. An Outlook on Hypersonic Flight. AIAA-87-2074, 1987.
- 4 Johnson D, Espinosa A and Althuis J. NASP Derived Vehicles; Not Just to Space! AIAA-92-5020, 1992.
- 5 Anderson G, Kumar A and Erdos J. Progress in Hypersonic Combustion Technology with Computation and experiment. AIAA-90-5254, 1990.
- 6 Finley D. Hypersonic Aerodynamics Considerations and Challenges. AIAA-90-5222, 1990.
- 7 Morris C E K Jr. National Aero-Space Plane Achievements and U. S. Space-Launch Goals. AIAA-95-6052, 1995.
- 8 Czyns P A. Definition of the Design Space in Which Convergence Can Occur with A Combined Cycle Propulsion System. IAF-94-5. 4. 427, 1994.
- 9 Rausch V L and Morris C E K Jr. Technologies for the National Aero-Space Plane. IAF-92-0868, 1992.
- 10 Chase R L. A Comparison of Single-Stage-To-Orbit (SSTO) Launch Vehicle Candidates. AIAA-94-3368, 1994.
- 11 Griffith B J, Maccs J R, Majors B M and Best J T. Addressing the Hypersonic Simulation Problem. AIAA-86-9775, 1986.
- 12 Yuan S and Huang Z. Optimality of C-J Oblique Detonation as Supersonic Combustion Modes. AIAA-93-5015, 1993.
- 13 Escher W J D. A Winning Combination for Tomorrow's Spaceliners. Aerospace America, 1996(2): 38-43
- 14 Huang Z, Qiu Q and Yuan S. Assessment to Hypersonic Technology. NPU/AIAA Atomosphere Flight Mechanics, Xi'an, China, June 11-14, 1996.
- 15 Scott W B. USAF, NASA Programs to Push Hypersonic Boundaries. A. W. & S. T., May, 6, 1996: 22-23

PROSPECT OF HYPERSONIC FLIGHT

Huang Zhicheng Qiu Qianghua Yuan ShengXue

Beijing Institute of System Engineering, Beijing 100101

Institute of Mechanics, Chinese Academy of Science, Beijing 100080

Abstract The requirement of developing next generation of hypersonic vehicles is analyzed in this paper. There are three aspects of requirement. The first is military hypersonic vehicles including high Mach number military aircraft and missile, especially transatmosphere aircraft. These vehicles can raise war platform to a new level. The second is hypersonic airliner. The third is horizontal takeoff and horizontal landing fully reusable space transportation system, which is emphasized for reducing the launch cost and improving the operational flexibility. The design and development of next generation of hypersonic vehicles presents a tremendous technological challenge. The reasons are very large technological strides, especially in material & structure, propulsion technology, and aerodynamics, etc. The developing tools for hypersonic vehicle, i. e. ground test, computation and flight test all have limitations for simulating hypersonic flight. An integrated use of these tools is necessary to develop next generation of hypersonic vehicles. The key of an integrated design methodology is to use computational fluid dynamics (CFD) in an incremental form to extend ground test data to flight.

Key words hypersonic flight; aerospace plane; transatmosphere aircraft