

可变几何轴对称进气道初步设计*

张 辉^{1,2},伊卫林¹,岳连捷³,季路成¹

(1. 中国科学院先进能源动力重点实验室,北京 100080;2. 中国科学院研究生院,北京 100080;3. 中国科学院力学研究所,北京 100080)

摘 要:发展了进气道布局的一维优化设计方法,从总体上把握进气道的设计构型,并对可移动中心锥进气道的关键几何参数进行优化选取。以确定的关键几何参数为基础,遵循相关准则进行了设计马赫数 3.5 的变几何轴对称进气道设计。并对超声速段与考虑吸气布局的进气道整体进行了数值模拟,分析了性能。实现了具有较好气动性能的变几何进气道的初步设计。

关 键 词:轴对称进气道;变几何结构;超声速段;吸气;一维优化设计

中图分类号:V211.48 文献标识码:A 文章编号:1009-2889(2008)03-0021-04

高超声速飞行是未来军、民用飞行器的主要发展方向之一,动力装置是能否实现高超声速飞行的主要关键技术。未来飞行器飞行范围从亚声、跨声、超声速扩展到高超声速,任一种单一的发动机均不能同时满足以上要求,而涡轮/冲压组合发动机是较好的实现方法。

涡轮/冲压组合发动机从上世纪 50 年代中期到现在,已经历了半个世纪的研究过程。法国于 50 年代进行飞行试验的 Griffon 飞机飞行马赫数为 2.0,在设计概念和试验过程中已建立起涡轮发动机和冲压发动机共同工作的特征^[1]。60 年代初,由美国洛克西德公司研制的 SR-71“黑鸟”系列高空高速战略侦察机首飞成功^[2],在 3 万英尺高空以马赫数 3.2 的速度飞行,直到目前仍是最快的吸气式推进有人驾驶飞机,它采用的动力装置即为串联布局方式的涡轮/冲压组合发动机。70 年代末,美国对高超声速运输机进行了详细的论证^[3],在马赫数等于 6 的巡航飞机论证中采用了并联布置的涡轮/冲压组合发动机。80 年代末,德国也提出采用涡轮/冲压组合动力装置的“Sanger”二级入轨空天飞机方案^[4]。日本很早就注意到了这一研究领域,曾先后开展了三个研究计划,分别是 1988 年开始实施的 ATREX

计划^[5]和 1989 年开始实施的 HYPR 计划^[6]及 1999 年开始实施 HYPR 的后继计划—ESPR,进行了多方面的分析与试验研究,足见其对涡轮/冲压组合动力装置的重视。美国 NASA 格林研究中心也正在革新涡轮加速器(RTA)计划下发展使用复合燃料的涡轮/冲压发动机组合推进系统方案^[7]。

进气道是动力装置中的重要部件,其气动性能对动力装置及整体飞行器性能均有决定性的影响。尤其是涡轮/冲压组合发动机的进气道,为了适应宽广的马赫数飞行范围必然需要可变几何形式,并匹配抽吸气设施,这就使得其设计难度更大。可变几何轴对称进气道是研究较多的一种形式,因为其结构简单,变几何方式比较容易实现,在马赫数较低的飞行中性能较好。在上世纪 60 年代至 70 年代,Boeing 公司和 NASA 曾针对变几何轴对称进气道进行了广泛的研究,获得了一些相关经验,并对多种形式进行了实验探索^[8,9]。SR-71“黑鸟”采用了中心锥可移动的轴对称进气道,日本的 ATREX 也对中心锥可移动的轴对称进气道进行了大量的研究。为此,在充分考虑了目前技术及吸收已有设计经验的基础上,本文以设计马赫数 3.5 为目标设计了中心锥可移动的轴对称进气道,并对其性能进行了分析。

* 收稿日期:2008-04-16 改稿日期:2008-05-12

基金项目:国家“863”计划资助项目(No. 2006AA705309)。

作者简介:张辉(1980-),男,江苏南京人,中国科学院工程热物理研究所硕士生,主要从事叶轮机械气动设计方面研究。电话:(010)62550389,E-mail:zergzerg-o@163.com

1 可变几何进气道设计方法

可变几何进气道在具有良好超声速飞行能力的同时,首要保证的是飞行状态下的流量要求、高总压恢复、低总压畸变,同时保证跨声速状态下的良好流动能力,使得进气道-发动机能够合理匹配工作。另外还要兼顾考虑低外罩阻力和低的跨声附加阻力,这是和发动机的总体设计密切相关的。

可变几何形式进气道设计变量多,约束条件也多,在初步设计阶段不可能也不必详细地全面考虑。为此,本文首先采用一维优化方法粗略考察几个主要设计变量,寻找最佳参数,根据可变几何进气道设计准则和约束,给定条件,进行几何型线的生成。然后采用流场求解程序进行数值模拟,分析内部波系及流场结构。

1.1 一维优化设计

进气道内收缩段充斥着斜激波和膨胀波,波系相交。本研究简化了其流动结构,将膨胀波简化为单角度变化的普朗特迈耶流,且斜激波与膨胀波互不干扰,忽略两者的耦合作用,按照各自的斜激波关系或普朗特迈耶流动关系关联波前后的流动状态,这样可以给出简化的进气道内流动的一维分析模型,根据几个主要设计变量获得粗略估计的总压恢复值。

一维优化采用简化的一维模型和遗传算法相结合的方法,初步确定几个设计变量的最佳值,主要是中心锥半角、外罩内压缩角、超声段内部气流转折角。轴对称进气道的中心锥体有单锥、双锥或单锥+等熵段等多种形式,对于需要适应变马赫数的可变几何形式,在设计点的等熵段在非设计点将不再是等熵流动,因此不太适用。为此,本文对单锥、双锥形式进行考察。经过大量的计算与优化调试,我们设定:中心锥为单锥形式,锥半角 13° ;外罩唇口内角 0° ,以便对外罩阻力与总压恢复进行良好的折中;超声段气流内转折角 7° 。

1.2 型线设计

型线的设计需要按照超声段与亚声段分开设计的原则。在 1.1 节确定了几个主要几何参数之后根据其他约束条件生成进气道型线。具体是:在设计点,根据来流捕获流量确定唇口面积,由此确定唇口半径;根据不同马赫数下的流量要求决定收缩比,确定不同马赫数下的中心锥及外罩相对位置,确定中心锥移动规律;根据喉道马赫数的要求及其他约束

条件,如跨声速流动能力、起动要求等,迭代生成满足条件的超声段型线。

亚声速段一般可按照等面积、等压力或等马赫数变化设计。其要求是在尽可能短的流道内稳定流场,使进入发动机面的流场均匀并达到马赫数的要求,具有尽可能小的总压畸变。在超声段型线确定之后,采用等马赫数变化设计了亚声速段。

1.3 设计马赫数 3.5 进气道型线

采用上述方法,设计了一中心锥可动的轴对称进气道,设计马赫数 3.5。随着马赫数的减小,中心锥不断前移,起动马赫数为 1.7。图 1 给出了设计马赫数下的型线几何。

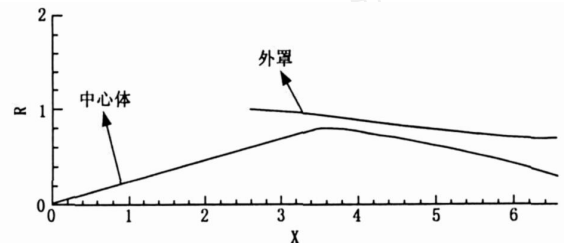


图 1 设计马赫数 3.5 的进气道型线

2 超声速段性能分析

为了考察所设计进气道的气动性能,先对超声段的性能进行分析,因为结尾正激波稳定在喉道稍下游处,截取计算域至喉道处,此时皆为超声速流动。应用 gambit 生成网格,选用 fluent 进行无粘流场计算,选用三阶精度的 AUSM 格式捕捉波系结构。图 2 给出了网格示意图,虽然为无粘计算,但为了确保波系捕获精确,仍对网格进行了局部加密处理,并包含了一定的外流区域。选择三个典型工况进行分析,分别是:起动马赫数 1.7、设计马赫数 3.5、中间工况马赫数 2.7。

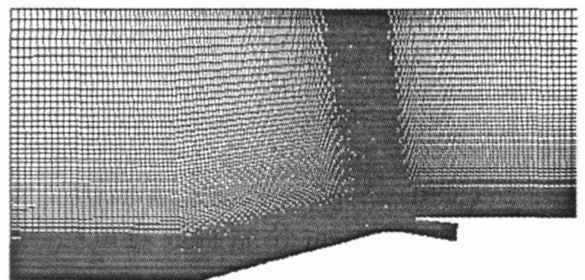


图 2 超声段网格示意图

表 1 给出了三个飞行状态的总压恢复与喉道处的平均马赫数。图 3 为进气道马赫数分布图。计算

表 1 M3.5 进气道超声速段性能参数

飞行马赫数	1.7	2.7	3.5
波前总压恢复	97.45 %	95.13 %	90.15 %
平均喉道马赫数	1.6	1.5	1.4

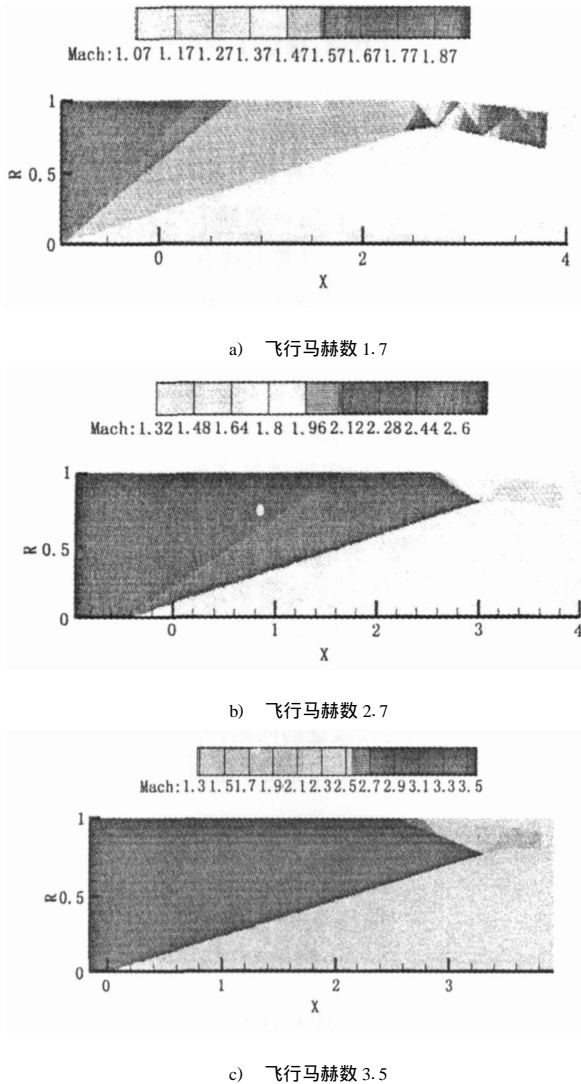


图 3 不同飞行马赫数条件下 M3.5 进气道马赫数分布结果表明,在马赫数 3.5 时外罩唇口产生的第一道反射波打在中心体突肩与中心锥交界处,这与特征线法的设计状态一致,此时避免了斜激波前的膨胀加速,控制了斜激波的损失。结尾正激波前总压恢复为 90%,略低一些,这主要是由于对外罩阻力的折中,唇口内角为 0°,反射激波较强的原因。当飞行马赫数 2.7 时,中心锥前移,此时内压缩段加长,反射的波数也相应增加,这有利于总压的恢复提高,波前总压恢复达到 95.13%,喉道马赫数接近 1.5,有些偏大,可能会导致结尾正激波强度高,总压损失增加。飞行马赫数 1.7 时,中心锥接近最前端,波前总压恢复为 97.45%,波前马赫数约 1.6。从马赫数

2.7 和 1.7 的结果来看,在此工况喉道设计马赫数有些偏大,还需要做的改进是尽可能将喉道马赫数降低,使得不同飞行马赫数下基本一致,以满足进气道性能要求,使其具有较高的总压恢复。本文设计思路是设定在飞行马赫数 3.5 时激波打在交界处,低马赫数飞行时必然在唇口斜激波前出现膨胀波,这样设计是否合理还需要进一步探讨。

3 考虑简单吸气布局的进气道整体性能

在计算了超声速段流场以后,本节配以合适的亚声速段考察有粘流动特性,此进气道亚声速段是根据等马赫数变化的规律设计的。对于整体的进气道粘性流动计算,必须配以合适的吸气布局,若不设置边界层抽吸,则在高马赫数条件下会由于边界层的分离而导致进气道不起动。对于变几何进气道而言,若要具有良好的起动机能及变工况性能,好的吸气方式与布局一般要依靠经验分析与实验来获得,一般在中心体与外罩上都需要设计一定的吸气区。出于简单及初步分析的考虑,本研究在所设计的轴对称进气道的中心体突肩区及外罩喉道位置布置了两处吸气区,如图 4 所示。

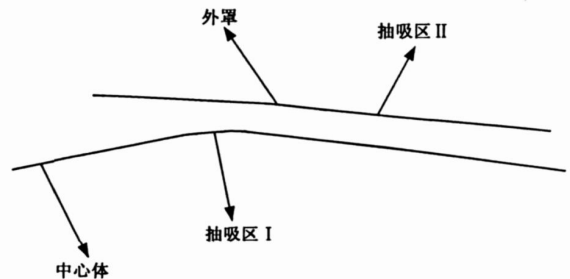


图 4 吸气区布置示意图

实际进气道的吸气方式是复杂的,集气室背压对抽吸有很大影响,且抽吸区为多孔设计,若想在数值模拟层面进行带有抽吸气流道的准确的建模与分析是不可行的,也是不现实的。采用在吸气区开多道细缝的方式,通过调整吸气区出口背压,控制吸气流流量改善附面层状况,计算结果起到进气道设计的参考作用。对进气道的抽吸作用可做初步评价。

此处计算仍采用 Gambit 生成网络,Fluent 进行流场计算。采用 S-A 一方程湍流模型,湍流粘性精度为二阶,通量为三阶精度的 AUSM 格式。

表 2 给出了各不同马赫数工况下的总体性能参数,其总压畸变度均很小,这说明亚声段设计比较合理,但总压恢复值与一些相应的文献报告结果相比,

表 2 M3.5 进气道性能参数

飞行马赫数	总压恢复	总压畸变	抽吸区	吸气	抽吸区	吸气
1.7	87.4 %	7.5 %	14 %	4.1 %		
2.7	82.7 %	5.2 %	10 %	8.2 %		
3.5	74.5 %	4.5 %	6.7 %	10.6 %		

要低一些。这一方面可能是由于结尾正激波前马赫数偏高,损失加大,另一方面也可能是由于附面层抽吸的不够合理造成的。从表 2 可以看出结尾正激波能够稳定所需要的吸气量是比较大的,并且不同马赫数下变化比较大,如果能够加以适当的吸气布局和吸气量的控制,总压恢复会有较大的提升,这也是下一步将要开展的工作。

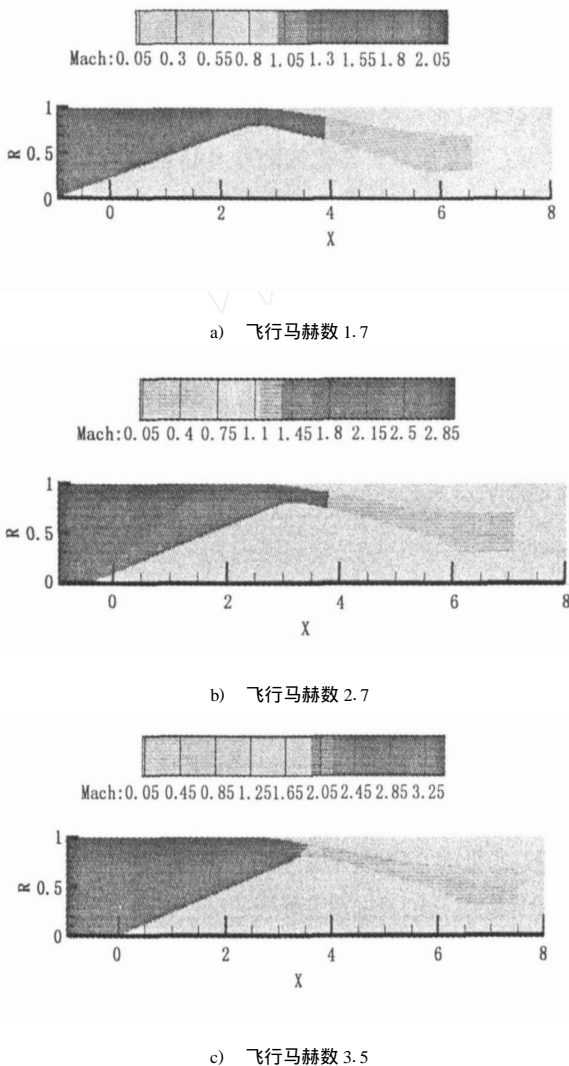


图 5 马赫数 3.5 进气道在

不同飞行工况进气道马赫数分布云图

图 5 给出了三个飞行马赫数工况下的马赫数分布图。可以看出,结尾正激波在抽吸和背压匹配条

件下基本稳定在喉道下游处(当然在实际进气道设计过程中,发动机背压一定条件下需要调节旁路放气以控制喉道下游背压),波前马赫数基本恒定。这一方面是由于型线设计合理,另一方面也是由于壁面吸气的作用,使得附面层能有效吸除,使超声速段流动基本保持设计状态,保证了各道反射波的形成。

4 结论

本文对已有的涡轮/冲压发动机及相关进气道进行了深入调研、分析,初步掌握了相关设计准则和经验。发展了基于一维计算与优化算法相结合的一维进气道总体布局优化方法,对可移动中心锥进气道的几个关键几何参数(唇口内角、中心锥压缩方式、内收缩段折转角)进行了优化选取。根据所选定的最佳参数,遵循变几何进气道设计准则及约束,进行了设计马赫数 3.5 的实际进气道型线设计。

对所设计进气道在一定飞行马赫数范围内的性能及流动特性进行了数值模拟分析,对内部激波结构、喉道马赫数、出口总压畸变等进行了分析,强化了对进气道内收缩段设计要求的理解,并配以适当的吸气布局,进行了整体进气道的内部流场分析,揭示了设计中一些需要改进的问题,为进一步开展变几何进气道设计方法研究奠定了基础。

参考文献:

- [1] General Noel Daum, A. F. R. Ae. S., "The Giffon Aircraft and the Future of the turbo - Ram - Jet Combination in the Propulsion of Supersonic Aeroplanes", AIAA Selected Reprint Series, Vol. VI, Ramjet, 1969. 6.
- [2] SR - 71 Flight Manual.
- [3] Norris, R. E., Brewer, "Hypersonic Cruise Aircraft Propulsion Integration Study", NASA CR 158926.
- [4] M. Albers and S. Proske, "Evolution of Air - Breathing Propulsion Concept Related to the SANGER Space Plan", IAF - 88 - 247.
- [5] H. Itahara, S. Kchara, F. Tanaka, M. Suzuki, J. L. Cabe, R. Yanagi and M. Morita, "Research and Development of a Turbo - accelerator for Super/ Hypersonic Transport", ISABE - 93 - 7066.
- [6] W. J. Woodrow, A. B. Richard and M. B. Isaiyah, "Innovative Airbreathing Propulsion Concepts for Access to Space", NASA - TM - 2001 - 210564.
- [7] Daniel P. Bencze, Norman E. Sorensen, "A Study of the Relative Merits of Three Axisymmetric Inlets for a Hypersonic Cruise Mission", AIAA Paper 70 - 687.
- [8] Norman E. Sorensen, Eldon A. Latham, "Variable Geometry for Supersonic Mixed - Compression Inlets", AIAA Paper 74 - 1172.

(下转第 28 页)

略不计,这主要是由于天然气进气温度相对于标定温度的温升吸收的热量对热耗率贡献很小造成的。由式(13)可以看出,对于通过测量天然气体积流量从而换算出质量流量的方法,进气温度的不确定度不能忽略。

5 控制试验结果不确定度的措施

A类不确定度的控制:在重复条件下测量的不确定度,通常比用其他评定方法所得到的不确定度更为客观,并具有统计学的严格性,但要求有充分的重复次数,而且要求重复测量值是相互独立的。比如在一个大气压力表上重复读数,应把气压表扰动一下,然后让它恢复到平衡状态再进行读数,因为即使大气压力无变化,还可能存在着示值和读数的方差。重复测量要求有足够的测量次数,一般不少于31次。在关键的温度测量时,要多重布置测点。在测量燃气轮机的进气温度时,应在过滤室设置至少5个经过校验的电阻温度测量探头。在测量天然气的

热值时,要求1h连续取样,以便消除天然气成分不稳定导致的误差。

B类不确定度的控制:仪表要求有足够的精度,测量一级二类参数应采用精度等级为0.1%的测量仪表,在校验范围内的不确定度为0.3%或更低。可以用涡轮流量计来测量天然气的流量,流量的准确度要求达到0.35%。要采用三相四线表来测量发电机的功率,其精度等级为千分之一。天然气的热值要由专门的机构标定。

参考文献:

- [1] 国家技术监督局计量司. 测量不确定度评定与表示指南[M]. 北京:中国计量出版社, 2000.
- [2] 焦树建. 浅论联合循环热力性能验收试验[J]. 燃气轮机技术, 2004, 3(1): 1 - 14.
- [3] 王学军. 汽轮机热力性能试验中不确定度的计算[J]. 热力发电, 2001(4): 30 - 35.
- [4] Justin Zachary. Performance testing is the final exam[J]. Power, 2002, (9): 60 - 65.

Uncertainty calculation and control in gas turbine performance tests

ZHANG Cai - wen CAI You - min

(Hubei Electric Power Test and Research Institute, Wuhan 430077 China)

Abstract: The uncertainty calculation method for the gas turbine performance tests is discussed and analyze the relationship of heating rate and every parameter uncertainty. The measures for controlling the uncertainty is introduced also.

Key words: gas turbine; performance test; uncertainty

(上接第 24 页)

Preliminary design on variable - geometry axisymmetric inlet duct

ZHANG Hui^{1,2}, YI Wei - lin¹, YUE Lian - jie³, JI Lu - cheng¹

(1. Key laboratory of advanced Energy and Power, Chinese Academy of Sciences, 100080, China;

2. Graduate University of Chinese Academy of Sciences, 100080, China;

3. Institute of Engineering Mechanics, Chinese Academy of Sciences, 100080, China;)

Abstract: Develop the one - dimensional optimal method of inlet duct placement, design the inlet duct structure in general, make choice of key geometry parameters of center - movable inlet duct. Make design of variable - geometry axisymmetric inlet duct with Mach number of 3.5 on the basis of such key geometry parameters. Take a numerical simulation on supersonic speed segment and the whole part of inlet duct in consideration of air induction placement, analyze its property. Carry out a preliminary design on variable - geometry axisymmetric inlet duct.

Key words: axisymmetric inlet duct; variable - geometry structure; supersonic speed segment; air induction; one - dimensional optimal design