

涡轮基组合循环发动机并联式进气道的气动特性^{*}

李 龙, 李 博, 梁德旺, 黄国平, 雷雨冰

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘 要: 为了研究工作马赫数范围 0~5 的涡轮/冲压组合发动机进气道的工作特性, 对一种内并联式涡轮基组合循环发动机 (TBCC) 变几何进气道进行了型面设计并对其二维流场进行了数值模拟。得到了进气道在各典型工作状态下的流场特征, 在不采用附面层抽吸的条件下进气道在各典型飞行马赫数下均能正常起动。以设计巡航状态和过渡工作状态为例, 分析了反压变化对进气道性能的影响, 结果表明, 进气道出口反压对进气道性能有重要影响, 尤其是进气道在过渡工作状态时, 两流道之间存在气动耦合效应。文中还给出了进气道气动参数随飞行条件变化的特性曲线, 初步研究了影响进气道性能的主要因素, 分析了该进气道在典型飞行工况下的气动性能。

关键词: 涡轮基组合循环发动机⁺; 可调进气道⁺; 气动特性

中图分类号: V211.48 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2008) 06-0667-06

Aerodynamic characteristics of over/under inlet for turbine based combined cycle engine

LI Long LI Bo LIANG De-wang, HUANG Guo-ping LEI Yu-bing

(Coll. of Energy and Power Engineering, Nanjing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract To discuss the operating characteristics of the inlet which is used in Turbojet/Ramjet Combined Cycle engine at Mach 0 to 5, the profile of an “over/under” TBCC variable geometry inlet was given. Using CFD tools, the two-dimensional flow-field of the inlet was shown with properties of flow at different operating points. At every flight Mach number, the inlet can start without boundary layer suction. Based on the flow-field of cruise and transition states, the operating characteristics at different back pressure were analyzed. The result indicates that the back pressure at exit has effect on the performance of the inlet, especially at the transition state—change of back pressure between over and under exit can bring on aerodynamic coupling effects in the two ducts. The aerodynamic characteristic diagram varied with flight conditions of the inlet was presented. The factors affecting the performance of the inlet and the aerodynamic characteristics at typical flight conditions were analyzed.

Key words Turbine-based-combined-cycle engine⁺; Variable inlet⁺; Aerodynamic characteristic

1 引 言

涡轮基组合循环发动机 (TBCC) 可适用于高超声速巡航导弹、高空高速军用飞机以及两级入轨空天飞行器的载机。作为一种吸气式推进系统, 进气道的设计性能对于保证组合发动机在宽广的飞行范围内正常工作具有重要意义。

TBCC 组合动力装置从结构布局上可分为串联

式和并联式两类。本文研究的并联式组合发动机进气道, 从气动布局上又可分为外并联和内并联两种形式 (图 1)。外并联式进气道从进口处分开, 形成两路相互独立的流路; 内并联式进气道有共用的气流捕获进口和内压缩段, 气流经过内压缩段后, 再分为两路, 分别流向涡轮发动机压气机和冲压发动机燃烧室。

美国 NASA 航天局的 Green 研究中心、Lewis 研究中心、Langley 研究中心以及佐治亚理工学院

^{*} 收稿日期: 2008-01-26 修订日期: 2008-04-18

基金项目: 航空科学基金资助项目 (04C52013)。

作者简介: 李 龙 (1984—), 男, 硕士生, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。E-mail: w4-w@sohu.com

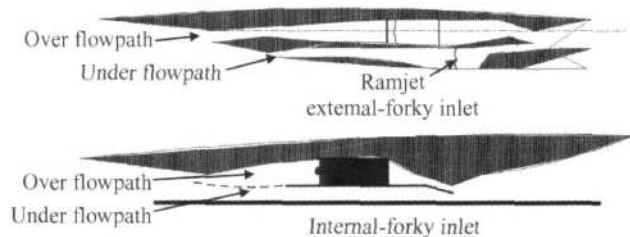


Fig 1 Comparison of the two inlets' structure

(GIT)等都进行了涡轮基组合发动机并联式进气道的相关研究。Langley研究中心对组合发动机并联式和串联式进气系统进行了对比分析,认为并联式进气道在高超声速热防护技术上具有优越性,同时在减小装机尺寸和机匣冷却面积方面也较串联发动机有更好的优化效果^[1]。Lewis研究中心对并联式组合发动机进气道的设计方法作了较详细地研究,并开发了相应的性能分析软件^[2]。国外对并联式组合发动机进气道性能的研究,大都基于发动机匹配的设计需求,采用一维流路分析方法^[3-4],较少涉及内流场气动特性分析的详细介绍。

我国涡轮/冲压组合发动机研究起步较晚,目前在TBCC推进系统领域,有关院校和研究所都开展了相关工作,但目前国内关于组合动力进气道的资料很少,多数文献是关于发动机总体方案的研究^[5-9]。

本文对设计马赫数 $Ma=5$ 的并联式进气道进行了气动型面的可变几何设计和二维流场数值模拟研究,初步分析了进气道的流场特征和存在的问题,综合研究了该进气道的气动性能,为组合推进系统发动机匹配研究提供了技术储备。

2 进气道设计型面、工作方式及计算条件

参考一种设计飞行马赫数 $Ma=5$ 的高超声速飞行器组合推进系统,设计了并联式变几何结构的进气道型面。以文献[10]给出的压缩面型线为基础,通过反设计得到进气道外压段压缩斜面 AB 和等熵压缩面 BC ,其中 BC 段的二次拟合型线方程为

$$Y = -0.01475 - 0.1626X - 0.0297X^2$$

进气道内压段变几何机构由绕 N 点转动的分流板 MN 和连动板 $CDEFG$ 组成, FG 为可伸缩的作动器。表1给出了进气道在设计工作点(图2)的主要几何参数, δ 为压缩面压缩角, l 为压缩面型线长度。

设计工作范围在 $Ma=0\sim 5$ 的TBCC推进系统划分为三个工作模式^[10]。从起飞到 $Ma=2.0$ 为低速工作段,涡轮发动机单独工作;继续加速到 $Ma\in$

Table 1 Basic geometrical parameters of inlet at the design states

Sign of planes	Angle of turn $\delta/(^\circ)$	Length of compression plane l/m
AB	8.29	3.02
BC	18.71	5.80
CD	16.02	4.11
DE	/	1.23
EF	/	1.50
FG	/	3.25
MN	/	2.15



Fig. 2 Baseline of the inlet

(2.0~3.0)时,涡轮发动机和冲压发动机共同工作,为过渡工作模式;飞行马赫数大于3,涡轮发动机停车,冲压发动机单独工作并持续加速到设计飞行马赫数。

本方案中给出了一种简单的调节方案,通过控制 CD 板和下唇口内壁的夹角确定各工况下连杆机构 $CDEFG$ 的位置以及进气道喉道截面积。

涡轮发动机单独工作,分流板 MN 向下完全闭合,冲压发动机流路关闭;过渡工作状态,作动板(FG)伸长, CD 板向下偏转,同时 MN 打开,气流分别进入上下两个流路;冲压发动机工作模式,分流板 MN 向上闭合,涡轮发动机进口关闭;马赫数增加, CD 板继续下降,喉道面积减小,当飞行马赫数 $Ma=5$ 进气道达到设计工况。

利用南京航空航天大学内流研究中心自行研发的NAPA软件对图2所示的并联式变几何进气道二维流场进行全粘性N-S方程的数值求解。考虑到高温效应,采用了变比热的热完全气体模型。稳态流场采用优化系数的五步Runge-Kutta法进行时间相关法推进求解,空间通量计算采用1阶精度的AUSM+格式^[11],湍流模型采用改进的Bakkin/Lomax模型。

计算条件:以组合推进系统研究总体单位给出的飞行轨迹要求为来流边界条件,同时在一个压力范围内,给定不同的反压值,经过大量试算,得到进气道临界状态下的工作反压。表2给出了不同工作模式下进气道的内压缩角度,喉道截面积以及来流条件。

3 典型工作状态流场分析

本文选取 $Ma=5.0$ 、 2.5 、 2.0 三个状态介绍进气

Table 2 Geometrical parameters and upstream condition of the inlet at different states

Upstream condition	Design state	Transition state	Turbomode state
Ma_∞	5.0	2.5	2
T_0 / K	1 349	488	390
p_0 / kPa	817.4	123.3	69.2
Geometrical parameters	Design state	Transition state	Turbomode state
$\xi_{CD} / (^\circ)$	16.02	6	0
A_{throat} / m^2	0.946	2.537	3.408

道流场特性, 分别对应组合发动机巡航飞行状态, 涡轮冲压发动机共同工作的过渡状态和涡轮发动机单独工作最大状态^[12]。

3.1 设计马赫数巡航飞行状态

设计巡航状态 $Ma = 5$, 分流板向上完全闭合, 亚燃冲压发动机单独工作。图 3 给出了临界反压条件下进气道的马赫数和压力分布, 临界工作反压 $p_{lmax} = 135p_\infty$, 式中 p_∞ 为来流静压。

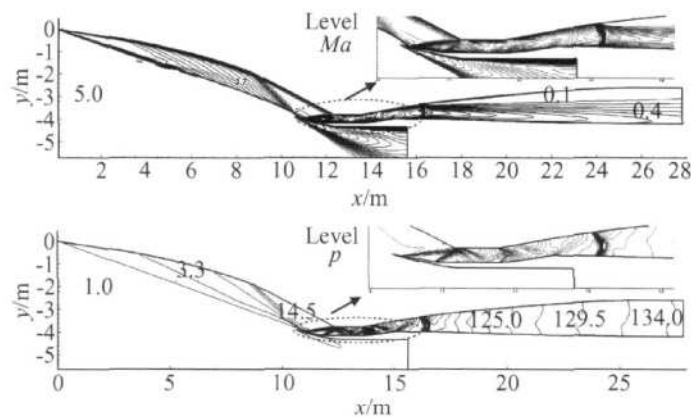


Fig. 3 Distribution of Ma and pressure values when the inlet is operated at cruise state

利用斜激波理论, 可计算第一道斜激波波角, 通过附面层经验修正, 调整下唇罩位置, 使第一道外压斜激波交于唇口内侧, 保证流量系数完全达到 1.0 无超声溢流。

由压力等值线分布看出, 进气道内压段通过四道反射激波使气流在喉道内滞止增压, 最后在喉道下游扩张段以一道正激波滞止为亚声速, 由于流场等值线分辨率的因素, 内压反射波系在马赫数分布图上不清晰。计算模型采用 1:1 的几何尺寸, 通道内附面层厚度与流管截面高度比值相对较小。但由于设计状态来流马赫数较高, 外压段型线长度较大, 从马赫数分布图中看到, 附面层厚度绝对值仍相当可观。

3.2 涡轮冲压发动机共同工作状态

组合发动机过渡工作是一个动态过程, 本文选取过渡工作段一个典型飞行状态 ($Ma = 2.5$)^[12], 对过渡工作过程稳态流场特性进行介绍。在保证喉道前流场条件不变的前提下, 通过试算, 逼近临界工作状态。图 4 给出了临界工作状态, 进气道的马赫数和压力分布。上通道工作反压 $p_{lmax_turbo} = 9.975p_\infty$, 下通道临界工作反压 $p_{lmax_turbo} = 12.468p_\infty$ 。内压段存在两道明显的反射波, 气流在分流板前缘形成两道封口正激波, 扩张段内为亚声速流。

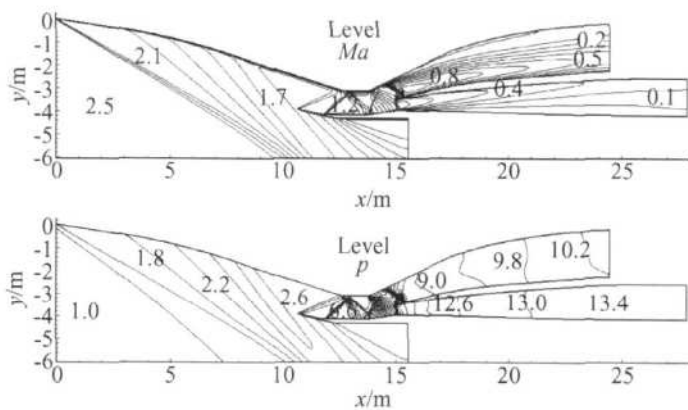


Fig. 4 Distribution of Ma and pressure values when the inlet is operated at transition state

过渡工作状态, 第一道斜激波强度较设计状态减弱, 外压斜激波角增大, 唇口捕获截面存在超声溢流。另外, 内压段面积收缩比降低, 喉道流通面积增大, 扩张段封口正激波波前马赫数相对较小, 进气道出口截面总压损失降低。

过渡工作状态, 上通道扩张段进出口截面中心线存在较大偏心距, 上壁面附面层全部进入该通道, 扩压段的抗反压能力相对较差。当出口工作反压增加, 上通道封口激波将会首先被推离分流板前缘, 扩张段之前出现管内溢流, 部分气流进入下通道, 因此进气道进口流场条件不变时, 改变工作反压, 两通道之间存在气动耦合效应。

3.3 涡轮发动机工作状态流场分析

$Ma = 2.0$ CD 板与下唇罩内表面基本平行, 此时进气道由混压式变为典型的外压式。

$Ma = 2.0$ 时进气道临界状态工作反压 $p_{lmax} = 5.65p_\infty$, 图 5 给出了这一状态下进气道流场计算结果。进气道唇口位置, 存在一道封口正激波, 出口截面马赫数大约为 $Ma_2 = 0.5$ 。进气道内压段之后, 附面层增厚, 管道内产生气动喉道, 流场在扩压段进口

下游产生局部超声流区。

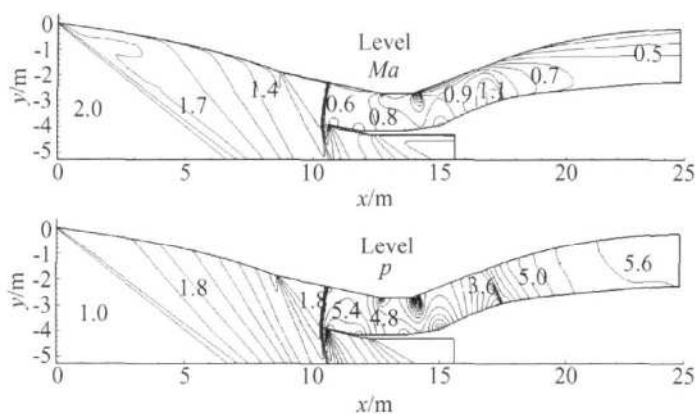


Fig. 5 Ma and pressure distribution of the inlet when the turbo-mode worked individually

由于外压段固定不可调, $Ma = 2.0$ 时, 进气道外压段气流偏转角相对较大, 进气道流量系数偏小 ($\phi \approx 0.5$), 溢流阻力增大, 发动机有效推力明显下降。因此, 当发动机工作范围很大时, 进气道外压段应设计为压缩角可变结构, 这样可以更好地兼顾非设计工作状态进气道的气动性能。

从涡轮发动机部件匹配分析的需要出发, 本文计算了各工作状态下进气道提供给推进系统的质量流量。在 $Ma = 2.0$ 飞行高度 $h = 17$ km, 动压 $q = 6.16$ kPa 的条件, 进气道出口截面单位流量近似为 $m^* = 85.6 \text{ kg/s} \cdot \text{m}^2$ 。

4 进气道反压特性分析

4.1 设计状态反压特性

设计工况下, 进气道出口截面工作反压和马赫数对冲压发动机燃烧室非常重要: 反压过低, 燃烧室进口为超声速流, 亚燃冲压发动机燃烧室无法正常工作 (燃烧室正常工作的进口马赫数范围: $Ma_{in} \approx 0.2 \sim 0.3$); 反压太大, 燃烧室结构材料的热负载过大, 同时加热效率降低, 冲压发动机燃烧室进口气流压力应控制在 $0.1 \sim 0.2 \text{ MPa}$ 。

图 6 为 $Ma = 5.0$ 时, 进气道在不同工作反压下管内正激波位置变化, 图 7 为对应各反压条件下进气道上壁面压力的沿程分布。由图 7 得出, 当反压增大到 $83p_\infty$, 扩张段内出现稳定的正激波。随反压增加, 结尾正激波逐渐向上游移动, 激波强度减弱, 波阻降低, 进气道出口截面总压恢复系数 σ 升高, 出口截面马赫数减小。当反压增至 $135p_\infty$, 激波接近扩张段进口, 达到临界状态, 出口总压损失最小。

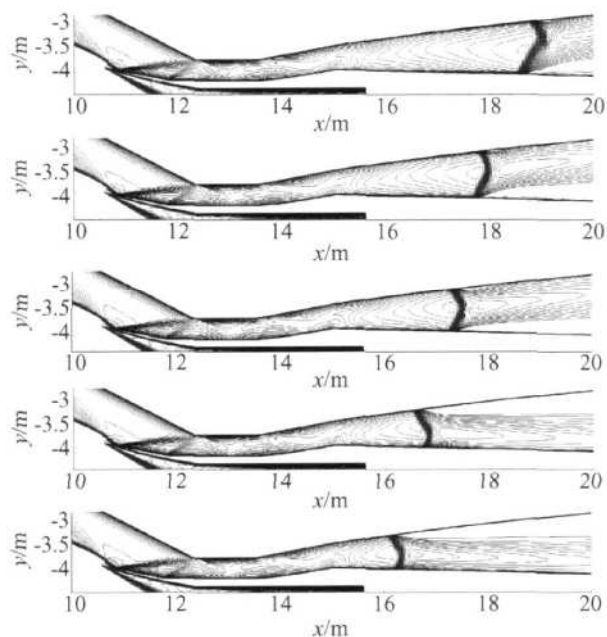


Fig. 6 Shockwaves in the flowpath of inlet under different back pressures at cruise state

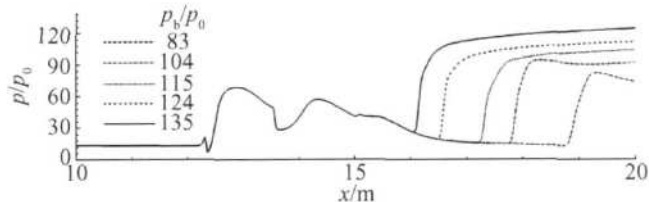


Fig. 7 p/p_0 distributions of up-sidewall under different back pressure at cruise state

4.2 过渡工作状态反压特性

由 3.2 节讨论可知, 当出口反压接近临界状态时, 两扩压通道存在封口正激波 (图 8(a)), 扩张段为亚声速流。若工作反压继续增大, 内并联式进气道将表现出特有的气动现象。

图 8 给出了过渡工作状态进气道不同反压条件下内通道的波系变化。首先, 若下通道反压增加过快, 则封口激波被推离分流板 (MN) 前缘, 激波略呈弧形, 与上通道封口激波相交 (图 8(b)), 形成激波-激波相互干扰, 对上通道流场造成不利影响, 同时下通道产生管内溢流。

另一方面, 从前面分析可知, 通常情况下上通道扩张段抗反压能力相对较差, 当工作反压以相同程度递增时, 上通道可能先进入亚临界状态。此时, 上通道封口激波被推出扩张段, 下通道扩张段内出现一个较弱的超声流段 (图 8(c))。这是因为上通道溢流引起了下通道进口附面层增厚, 通道内形成气动喉道, 出现超声流区。出口反压继续增加, 下通道内第

二道正激波被前推, 超声流段长度逐渐减小 (图 8 (d))。当出口反压大于临界值, 下通道封口正激波并没有被推离分流板前缘, 由此可推测由于超声速流区的存在, 下通道抗反压能力有所增强。

另外, 从图 8 给出的波系结构还可以看出, 由于进气道第二道内压激波波后马赫数不大, 有相当一部分亚声速流区, 当某一扩压通道的出口反压大于临界条件时, 进气道内压段波系也会相应有所改变, 但唇口至喉道一段基本上不受影响。

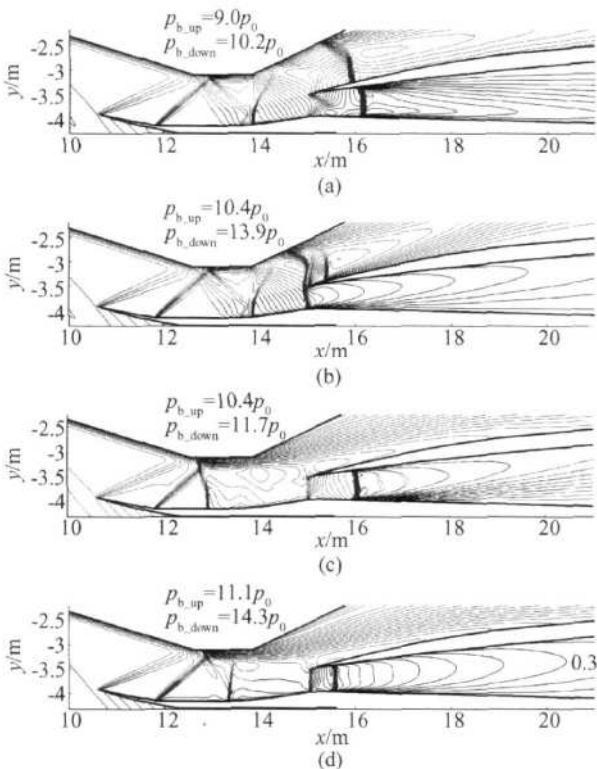


Fig. 8 Shockwaves in the flowpath of the inlet under different back pressures at transition state

5 进气道气动性能的综合分析

本文对组合推进系统 7 个典型工况下进气道二维流场进行了数值模拟, 得到各状态的流场参数及气动特性, 在此基础上对组合发动机进气道气动性能进行了初步的综合分析。表 3 表 4 分别给出了组合推进系统在冲压发动机工作模式和涡轮发动机工作模式各飞行状态下对应的进气道出口截面流场参数。为方便比较, 过渡工作时, 上通道归入涡轮发动机模式, 下通道归入冲压发动机模式, 起飞状态 ($Ma = 0$) 归入涡轮发动机模式。

随着飞行马赫数增加, 进气道出口极限压比 π_{max} 和极限温升比 ϕ_{max} 都会增大 (图 9 (a), 9 (b))。当 $Ma = 5$ 时极限压比 $\pi_{max} \approx 135$, 温升比 $\phi_{max} \approx 5.6$ 。从

Table 3 A ir-dynam ical param eters of the inlet under ram jet operation states

Ma_0	π_{max}	ϕ_{max}	ϕ_i	σ	Ma_2
5.0	134.60	5.52	1.00	0.25	0.321
4.0	72.56	3.97	0.91	0.52	0.395
3.0	26.15	2.71	0.69	0.77	0.352
2.5	14.26	2.23	0.59	0.86	0.193

Table 4 A ir-dynam ical param eters of the inlet under turbo-mode operation states

Ma_0	π_{max}	ϕ_{max}	ϕ_i	σ	Ma_2
2.5	11.100	2.160	0.59	0.74	0.391
2.0	5.889	1.732	0.51	0.85	0.444
1.0	1.667	1.164	0.31	0.98	0.390
0	0.740	0.979	—	0.87	0.438

过渡状态到设计飞行马赫数, 温升比上升了 1 倍, 压比增幅达 8 倍。发动机部件热载荷增大, 因此对热防护技术和材料热疲劳强度都提出更高要求。

在 $Ma = 1.0$ 时进气道的总压恢复系数较高 (达到 0.97 以上); 而过渡工作状态涡轮发动机进口总压恢复系数下降至 $\sigma \approx 0.7$, 冲压发动机燃烧室进口总压恢复系数 $\sigma \approx 0.9$ 到设计巡航飞行状态进气道总压恢复系数仅 0.25 左右 (图 9 (c))。随着来流马赫数增加, 激波损失和摩擦损失都相应增大, 通道内易诱发附面层分离, 这些因素会导致总压损失增加, 发动机推力下降。

设计飞行状态, 进气道外压波系与唇口内表面相交, 流量系数 $\phi = 1$, 无溢流。当来流马赫数下降, 激波角增大, 产生超声溢流, 阻力增加, 发动机有效推力下降。当 $Ma = 2.0$ 时, 流量系数只有设计状态的 50%, $Ma = 1.0$ 时, 流量系数仅为设计状态的 30% 左右 (图 9 (d)), 外压段固定结构不利于兼顾进气道在非设计工况下的气动性能。

喉道马赫数 Ma_1 对进气道流场性能有很大影响: Ma_1 过大会加剧内管道壁面附面层厚度增长, 导致结尾激波变强, 波后气流易发生分离; Ma_1 设计太小, 内压段收缩比过大, 可能造成进气道不能正常起动。

随着来流马赫数的增加, Ma_1 不可避免要相应增大。从超燃冲压发动机等截面隔离段的相关研究获知, 当喉道马赫数 $Ma_1 \geq 1.5$ 时, 通常会引起附面层分离, 在隔离段中形成激波串^[13]。本文设计的进气道在巡航飞行状态, $Ma_1 \approx 1.8$ (图 9 (e)), 气流仍通过一道正激波滞止, 没有出现激波串, 但正激波波后仍存在附面层分离区。

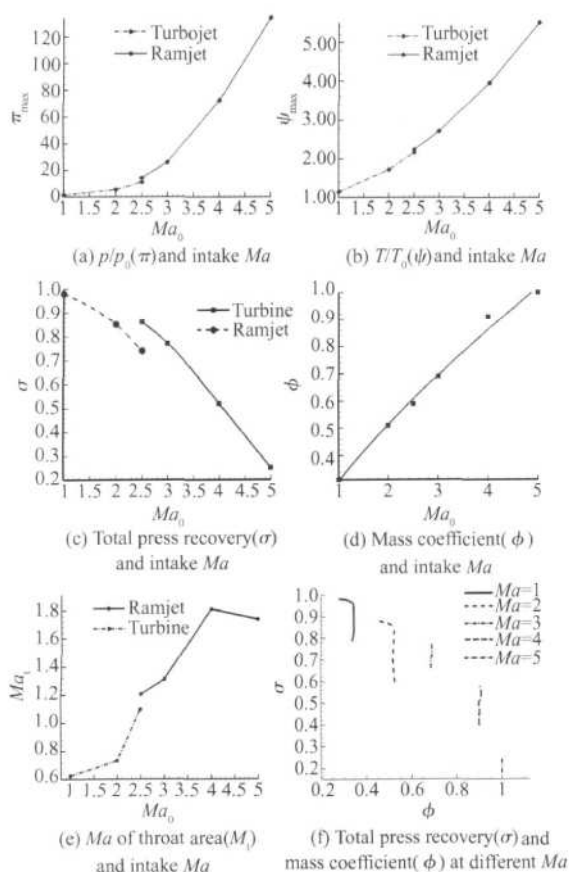


Fig. 9 Air-dynamical property maps of the inlet

由于两路发动机工作方式不同,设计进气道时上下通道出口要采用不同的约束评价指标。涡轮发动机通常要限定进气道出口马赫数 [$Ma_2 \in (0.4 \sim 0.5)$], 满足压气机(风扇)工作要求;冲压发动机要给定合适的气流压力和温度,满足燃烧室工作需要。只有兼顾到两种发动机的实际工作需求,才能达到较好的发动机匹配性能。图 9(f)给出了进气道在各典型工况下的节流特性曲线,为内并联式涡轮基组合发动机的匹配及总体性能研究提供了一定的技术依据。

6 结 论

(1)设计了一种内并联式进气道及其变几何机构调节方案,根据该调节方案,在不采用附面层抽吸措施等条件下进气道可以在各飞行 Ma 下正常起动,通过数值模拟,得到了进气道的气动特性曲线。

(2)过渡工作状态,涡轮冲压发动机共同工作,上下流道之间存在气动耦合效应。当反压条件变化时,进气道会出现管内溢流现象,引起上下通道流场的相互影响,这是内并联式进气道的特有现象,有必要进行深入研究。

(3)考虑到设计简化,进气道外压缩面及下唇罩设计为固定结构。在低速工作状态,外压缩段气流偏

转角过大,会产生较大的溢流阻力,同时唇口固定对内压段波系调节也有一定的制约。

(4)对于如何确定变几何调节规律及其对进气道气动性能的影响,确定不同工作模式下进气道出口流场的约束条件,如何实现过渡工况下进气道与发动机的匹配工作等问题,都有待进一步分析研究。

参考文献:

- [1] John P Weidner Conceptual study of a turbojet/ram jet inlet [R]. NASA-TM-80141.
- [2] Rene' Fernandez Reddy D R, Thomas J Benson et al Design issues for turbine-based and rocket-based combined cycle propulsion system inlets [R]. AIAA 98-3774.
- [3] Benson T J An interactive design and educational tool for supersonic external-compression inlets [R]. AIAA 94-2707.
- [4] Frederic J Villeneuve, Mark H Waters, Dimitri N Mavris Probabilistic analysis of turbine-based combined cycle space vehicles [R]. AIAA 2004-3646.
- [5] 王占学,乔渭阳. 预冷却涡轮基组合循环发动机发展现状及应用前景 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 2005, 18 (1): 53~56.
- [6] 李刚团,李继保,周人治. 涡轮冲压组合发动机技术发展浅析 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 2006, 19(2).
- [7] 陈大光. 高超声速飞行与 TBCC 方案简介 [J]. 航空发动机, 2006, 32(3): 10~13.
- [8] 朱大明,陈敏,唐海龙,等. 高超声速涡轮/冲压组合发动机方案 [J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32 (3): 263~266.
- [9] 陈敏,唐海龙,朱大明,等. 高超声速串联式组合动力装置方案 [J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33 (3): 265~268.
- [10] Kevin A Spoth, Paul L Moses Structural design and analysis of a Mach zero-to-five turbo-ram jet system [R]. AIAA 93-1983.
- [11] 梁德旺,王可. AUSM+ 格式的改进 [J]. 空气动力学学报, 2004, 22(4): 404~409.
- [12] Robert J Pegg, James L Hunt, Dennis H Petley et al Design of a hypersonic waverider-derived airplane [R]. AIAA 93-0401.
- [13] Kazuyasu Matsuo, Yoshiaki Miyazaki, Heuy-Dong Kim. Shock train and pseudo-shock phenomena in internal gas flows [J]. Progress in Aerospace Sciences, 1999, 35.

(编辑: 刘梦威)