

文章编号:1000-8055(2012)12-2714-10

TBCC 进气道变几何泄流腔研究

张华军^{1,2}, 郭荣伟¹, 谢旅荣¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国人民解放军驻四二〇厂军事代表室, 成都 610503)

摘 要: 提出了一种用于内并联型涡轮基组合循环(TBCC)进气道全马赫数范围的可变几何泄流腔方案,给出了可变几何泄流腔的设计方法;研究了泄流腔及其几何特征参数对进气道流场特征和气动性能的影响,获得了几何特征参数对进气道气动性能的影响规律.最后,采用三维流场数值模拟手段,对泄流腔可变型面参数随飞行马赫数 Ma_0 的调节规律和进气道在全马赫数范围内的气动特性进行了研究,结果表明:泄流腔开启之后,随着 Ma_0 的增加,泄流腔进口宽度和喉道高度不断减小,且均呈前急后缓的减小趋势;在 $Ma_0 \leq 2.0$ 和 $Ma_0 \geq 2.5$ 时,泄流腔进口前角均随 Ma_0 的增加而减小;当 $Ma_0 \leq 2.5$ 时,进气道的总压恢复系数均在 0.8 以上,当 $2.5 < Ma_0 \leq 4.5$ 时,进气道的总压恢复系数均在 0.3 以上,符合进气道总体方案的要求;冲压模式下,冲压通道的出口马赫数均小于 0.4,出口静压均大于 0.5 个标准大气压(50.6625 kPa),均能满足冲压燃烧室的燃烧需求.结合高速风洞试验研究结果,印证了可变几何泄流腔方案的可行性.

关 键 词: 组合发动机; 内并联布局; 进气道; 变几何泄流腔; 数值模拟**中图分类号:** V231.3**文献标志码:** A

Study of variable geometry bleed cavity of TBCC inlet

ZHANG Hua-jun^{1,2}, GUO Rong-wei¹, XIE Lü-rong¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. The Chinese People's Liberation Army Representative Office of No. 420 Factory,
Chengdu 610503, China)

Abstract: Scheme of variable geometry bleed cavity which was used in over/under type of turbine-based combined cycle (TBCC) inlet in full Mach number range and its design method were presented. The characteristic of inlet flow field and the inlet aerodynamic performance affected by bleed cavity and the configuration of cavity geometry parameters were investigated, based on which the law of inlet aerodynamic performance affected by cavity geometry parameters was obtained. Three-dimensional numerical simulation of over/under type TBCC inlet with bleed cavity was performed. The paper presents the influence of free stream Mach number on variable geometry design parameters, and aerodynamic characteristics of the inlet in full Mach range. Once the bleed cavity is opened, the width of the cavity entrance and the height of the throat keep decreasing. The decreasing rate is very high at the beginning, but becomes relatively low later. When the free stream Mach number is lower

收稿日期: 2011-11-10**网络出版地址:** http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121218.0859.201212.2714_012.html**基金项目:** 国家高技术研究发展计划(2009AA7050303); 预研基金(9140A13020610HK02)**作者简介:** 张华军(1979—),男,四川广汉人,工程师,博士,主要从事内流空气动力学和高超声速进气道技术研究以及发动机研制监督。

than 2.0, or higher than 2.5, the leading angle at the entrance of the bleed cavity is decreasing as the increase of Mach number. When the free stream Mach number is less than 2.5, the total pressure recovery of the inlet is beyond 0.8. When the free stream Mach number is from 2.5 to 4.5, the total pressure recovery of the inlet is beyond 0.3. The aerodynamic characteristics of the inlet meet the demands of the scheme. At ramjet mode, the exit Mach number of the ramjet diffuser is all below 0.4 and the exit pressure of the ramjet diffuser is all beyond 0.5 standard atmosphere pressure (50.6625 kPa). The ramjet diffuser can fulfill the combustion condition of the ramjet combustion chamber. The feasibility of the variable geometry bleed cavity scheme was confirmed by the numerical and wind tunnel test results.

Key words: combined engine; over/under type; inlet; variable geometry bleed cavity; numerical simulation

涡轮基组合循环(TBCC)发动机是将涡轮发动机和冲压发动机的两种技术结合到一起,整合了涡轮发动机和冲压发动机在各自适用飞行范围内的优势,其飞行范围十分宽广,飞行马赫数从亚声、跨声、超声一直扩展到高超声速^[1-3]。因此, TBCC 发动机进气道将不同于其他普通航空发动机的进气道,它要在非常宽广的飞行范围内以及飞行工况多变的条件下向 TBCC 发动机提供稳定优良的流场,这就要求进气道在整个飞行过程中通过改变自身的形状来适应飞行状态的变化^[4-6]。

进气道压缩面的肩部采用曲面过渡有助于降低起动马赫数,提高进气道的总压恢复系数^[7]。激波打在进气道压缩面的肩部可以减弱激波/附面层干扰^[8],因此,合理布置进气道内的波系,可以改善进气道的性能。但 TBCC 进气道要考虑变几何设计,其肩部位置不便采用连续曲面形式;且其波系设计异常复杂,在进气道起动过程中,尤其是非设状态下,激波不一定能打在进气道压缩面的肩部。为减弱激波/附面层干扰,提高 TBCC 进气道的起动和气动性能,对其进行流场控制是十分必要的。流场控制技术也被认为是 TBCC 进气道设计中的关键技术之一^[9]。

我国在组合动力领域的研究起步较晚,目前尚处于方案论证的预研阶段^[10-11]。在鲜有公开资料对国外 TBCC 进气道所采用的流场控制技术进行明确报道的情况下,本文根据某内并联型 TBCC 进气道总体设计方案^[12],提出了一种可变几何泄流腔的流场控制方案,并给出了变几何泄流腔的设计方法。通过对带变几何泄流腔的内并联型 TBCC 进气道三维流场的数值模拟,印证了变几何泄流腔方案的可行性。本文的研究结果可为 TBCC 进气道设计及流场控制提供技术参考。

1 变几何泄流腔方案及设计方法

通过本文研究发现,超声速来流条件下,在相同的马赫数区间内:较低马赫数时,第一道内压缩波在下壁面的入射点位置变化较大,因此要求泄流腔进口的宽度相应较大;而高马赫数时,第一道内压缩波在下壁面的入射点位置变化却较小,则所需的泄流腔进口宽度相应较小。若泄流腔按照较低马赫数下的需求设计,则高马赫数下流量损失严重;若泄流腔按照高马赫数下的需求设计,较低马赫数下泄流腔则不能有效地发挥其功能。亚声速和低超声速来流条件下,一般情况进气道为外压式,不存在起动问题,其整个内通道均为亚声速流,泄流腔的泄流量将远大于超声速来流条件下的泄流量,此时泄流腔的存在已明显违背了“通

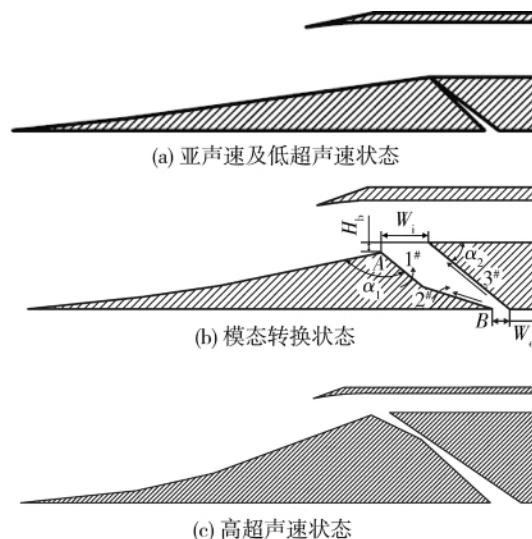


图 1 不同飞行状态下泄流腔型面设计示意图

Fig. 1 Sketch of bleed cavity at different flight conditions

过小的流量损失换取较大的总压恢复系数增益”的方案设计原则。

为了满足全马赫数范围内进气道对泄流腔的需求,本进气道的泄流腔设计为可变几何形式,如图 1 所示。设定模态转换过程所对应的泄流腔型面为其基础型面,其他状态下的泄流腔型面均由此基础型面调节而来。其中,1[#] 平板可绕进气道肩点(A 点)转动,2[#] 平板可绕泄流腔出口左侧点(B 点)转动且长度可伸缩,3[#] 平板长度可伸缩。亚声速和低超声速时,1[#] 平板转动至与第 3 压缩面同一角度位置,并将泄流腔进口封闭;高超声速时,通过伸长 3[#] 平板达到减小喉道高度和泄流腔进口宽度的目的,通过调节 1[#] 平板的角度,在泄流腔中部形成喉道,以达到控制泄流量的目的。

从图 1(b)中可以看到,泄流腔的几何特征参数包括进口宽度 W_i 、出口宽度 W_e 、进口前角 α_1 、

进口后角 α_2 以及进口前端点与后端点的高度差 H_b 。其中 α_2 固定不变,应折衷各飞行状态的需求进行选取。

2 物理模型及计算方法

2.1 物理模型

本文研究的内并联型 TBCC 进气道由超声速外压缩段、超声速内压缩段(包括喉道前内收缩段和喉道等截面段)、亚声速扩压段(包括涡轮通道扩压段和冲压通道扩压段)、泄流腔和分流段组成。全马赫数范围内,随着飞行状态的变化,进气道共使用 6 个型面(不包括模态转换过程中仅调节分流板的型面)。图 2 给出了某一飞行状态下各型面段在进气道对称截面上的分布示意图。

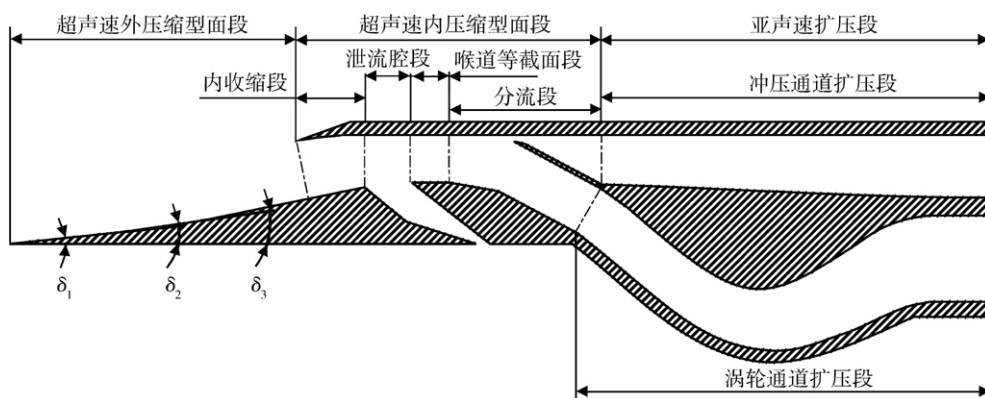


图 2 某状态下进气道对称截面示意图

Fig. 2 Symmetry plane of inlet

2.2 计算方法

计算中用有限体积法求解雷诺平均后的三维 N-S 方程,采用 2 阶迎风格式离散,紊流模型选用 Jones 和 Launder 提出的标准 $k-\epsilon$ 模型,近壁区采用标准壁面函数。计算收敛准则为:连续方程、动量方程、能量方程以及 $k-\epsilon$ 方程的残差至少下降 3 个数量级,且进气道出口截面流量稳定。

2.3 计算网格及边界条件

采用软件 ICEM11.0 对进气道内外流场区域进行网格划分及生成。由于 TBCC 进气道几何型面的复杂性,其整个计算域被分成几十个子域进行网格生成,然后通过对接方式构成复杂的流动区域。总网格单元数约为 280 万。出于黏性计算以及激波捕捉的需要,对局部区域的网格采用了

加密技术。图 3 给出了某状态下进气道的固壁面网格图。

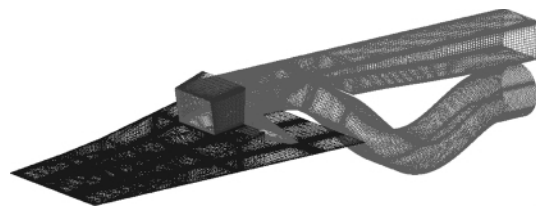


图 3 某状态下进气道的固壁面网格

Fig. 3 Surface grids of inlet

计算中所用到的边界条件类型有:压力远场边界、压力出口边界、无滑移绝热固壁边界与对称边界条件等,边界条件设置如图 4 所示。为了消除进气道出口边界条件设定对涡轮与冲压通道出口截面流场的影响,分别将涡轮与冲压通道出口的

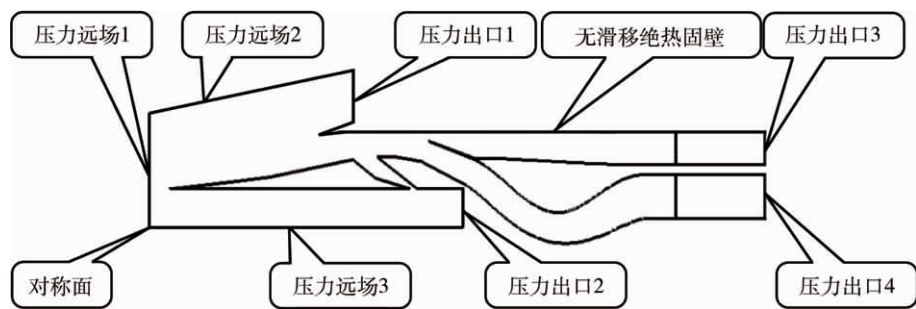


图 4 计算边界条件设置示意图
Fig. 4 Sketch of boundary conditions

计算域向下游延伸了 2 倍涡轮通道出口直径的长度。

3 泄流腔对进气道流场特性的影响

由变几何泄流腔设计方案可知,模态转换过程(包括 $Ma=2.0$ 定马赫数模态转换方式和 $Ma=2.0\sim 2.5$ 定马赫数范围模态转换方式)所对应的泄流腔型面为其基础型面,其他飞行状态下的泄流腔型面均由此基础型面调节而来,可见模态转换过程中泄流腔几何特征参数的选取至关重要。本节首先对模态转换状态下,不带与带泄流腔时进气道的流场特性进行研究,以展示泄流腔作为流场控制手段的有效性。

3.1 泄流腔对进气道流场特征的影响

为研究泄流腔对进气道流场特性的影响,针对模态转换状态下的进气道型面设计提出了 3 种方案,分别为:Project 1,保证模态转换起始状态($Ma=2.0$)进气道起动;Project 2,将模态转换结束时($Ma=2.5$)的进气道喉道马赫数控制在 1.6 左右;Project 3,带泄流腔的流场控制方案。

图 5 给出了 3 种方案下进气道在 $Ma=2.0$, $Ma=2.3$ 和 $Ma=2.5$ 时的流场特征对比。由图 5(a)可以看到:各马赫数下,第 1 道内压缩波与进气道下壁面附面层相互干扰,均产生了流动分离;且随着马赫数的增加,激波/附面层干扰加剧,分离区不断扩大。由图 5(b)可以看到:在控制 $Ma=2.5$ 时进气道喉道马赫数为 1.6 的条件下, $Ma=2.0$ 时进气道将进入不起动状态;且在 $Ma=2.3$ 和 $Ma=2.5$ 的起动状态下,进气道下壁面也同样产生了流动分离。由图 5(c)可以看到:通过采用泄流腔的流场控制手段,既保证了 $Ma=2.0$ 时进气道顺利起动,同时还有效消除了激波/附面层干扰产生的流动分离;且随着马赫数的增加,泄流腔泄流通道的面积不断减小。

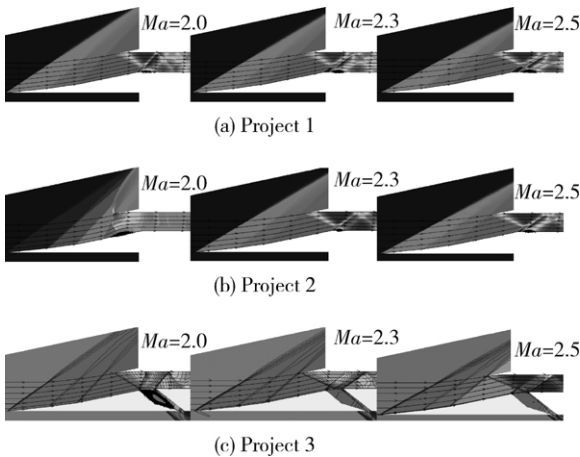


图 5 带与不带泄流腔的进气道对称截面压力等值图对比

Fig. 5 Contours of static pressure on symmetry plane of inlet of different projects

3.2 泄流腔对进气道流场性能的影响

表 1 给出了不同方案下的进气道性能参数对比。其中 ϕ_b 代表泄流腔的流量系数,定义为经泄流腔泄除的流量与进气道理论捕获流量之比; σ_{th} ,

表 1 带与不带泄流腔的进气道性能对比
Table 1 Characteristics of inlets of different projects

Ma_0	Project	ϕ_b	σ_{th}	Ma_{th}	π_{th}
2.0	1		0.944	1.293	2.65
	2		0.906	0.991	3.74
	3	0.032	0.970	1.251	2.92
2.3	1		0.929	1.465	2.82
	2		0.939	1.398	3.14
	3	0.018	0.958	1.439	3.11
2.5	1		0.920	1.711	2.93
	2		0.927	1.603	3.22
	3	0.012	0.944	1.607	3.36

Ma_{th} , π_{th} 分别代表喉道截面的总压恢复系数、马赫数和压比。由表中 Project 1 和 Project 3 对比可以看出: $Ma=2.0$ 时, Project 3 通过 0.032 倍捕获流量的损失, 换取了 0.026 的总压恢复系数增益; $Ma=2.5$ 时, Project 1 的进气道喉道马赫数过大, 过大的喉道马赫数将增加结尾激波系损失。由表中 Project 2 和 Project 3 对比可以看到: $Ma=2.0$ 时, Project 2 的进气道不起动, 喉道总压恢复系数较低; $Ma=2.5$ 时, 在进气道喉道马赫数基本相同的条件下, Project 3 通过 0.012 倍捕获流量的损失, 换取了 0.017 的总压恢复系数增益。

由以上分析可知, 本文设计的泄流腔可排除进气道下壁面的低能量流, 有效减弱激波/附面层干扰, 消除流动分离, 避免因流动分离可能引起的进气道不起动问题, 并通过小的流量损失换取大的总压恢复系数增益和拓宽进气道的工作范围, 有效地改善了进气道的起动性能和气动性能。同时, 泄流腔的运用增大了进气道各型面状态下喉道高度的选取范围, 使喉道马赫数的优化成为可能, 从而达到降低结尾激波损失的目的。

4 几何特征参数对进气道性能的影响

模态转换状态下, 通过泄流腔几何特征参数对进气道性能影响的研究, 可以确定泄流腔基础型面几何特征参数值, 并为全马赫数范围内泄流腔可变型面参数的选取提供参考。

4.1 进口前角 α_1 的影响

图 6 给出了泄流腔流量系数、喉道总压恢复系数及喉道马赫数随 α_1 的变化曲线。从图 6(a) 可以看出, 随着 α_1 的增加, 泄流量减少, 这是因为 α_1 增加后, 流向泄流腔进口气流的偏转角减小, 从而使得流入泄流腔的气流量减少所造成的; $Ma=2.0$ 时泄流量的减少幅度要大于 $Ma=2.5$ 时。从图 6(b) 可以看出, 随着 α_1 的增加, 进气道喉道总压恢复系数基本无变化。这是因为在所研究的范围内, $Ma=2.0$ 时较大的 α_1 下, 泄流腔进口处的附面层就已较为完全被泄除, 此时泄流腔后喉道截面的总压接近主流的总压, 当 α_1 减小时, 主流的总压变化不大, 所以喉道总压恢复系数变化不大; 而 $Ma=2.5$ 时, 随着 α_1 的增加, 泄流量的变化较小, 故喉道总压恢复系数变化不大。从图 6(c) 可以看出, 随着 α_1 的增加, 造成泄流量减小, 使得通过喉道的流量增加, 而此时喉道总压恢复变化不大且喉道面积不变, 因此相应的流量函数增大,

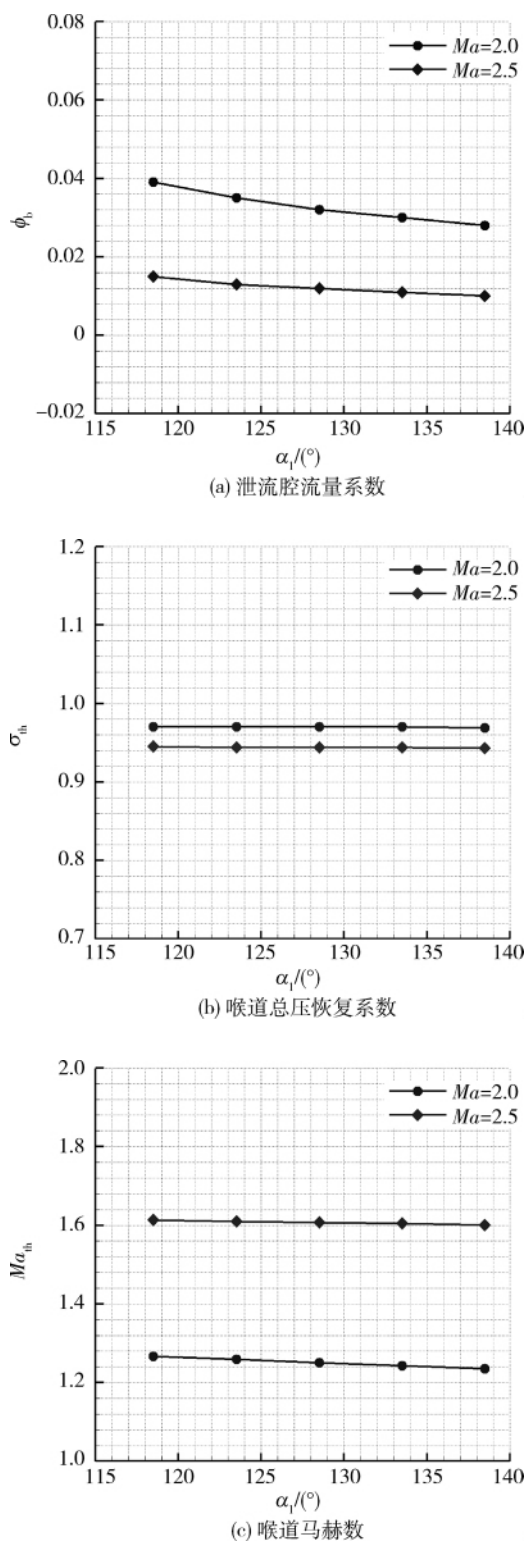


图 6 进气道性能参数随 α_1 的变化曲线

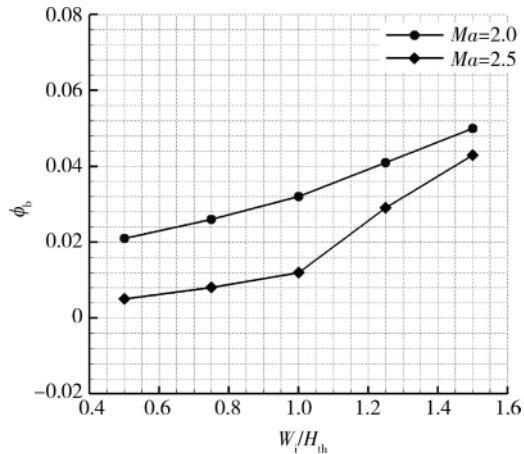
Fig. 6 Characteristics of inlet versus α_1

从而造成超声速情况下的喉道马赫数有所降低。

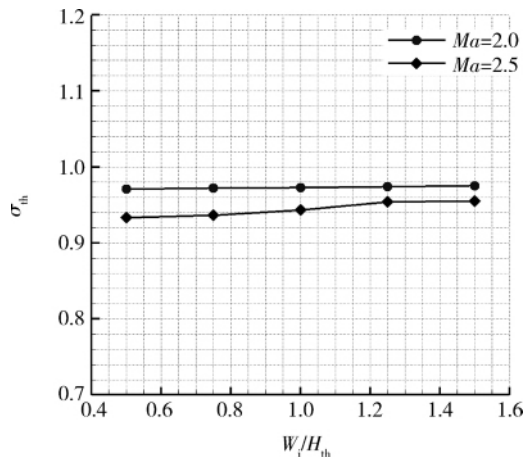
4.2 进口宽度 W_i 的影响

图 7 给出了泄流腔流量系数、喉道总压恢复系数及喉道马赫数随 W_i 的变化曲线, 其中横坐标为 W_i 与 H_{th} (喉道高度) 的比值。从图 7(a) 可以

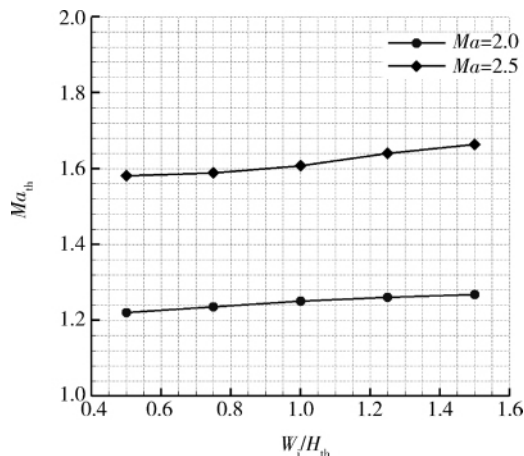
看出,随着 W_i 的增加: $Ma=2.0$ 时泄流量迅速增大; $Ma=2.5$ 时泄流量先较缓慢增大,当 $W_i/H_{th} \geq 1.0$ 时也迅速增大.这是因为在所研究的范围内, $Ma=2.0$ 时唇罩激波的反射点均落在泄流腔进口范围内,而 $Ma=2.5$ 时只有当 $W_i/H_{th} \geq 1.0$ 时唇罩激波的反射点才落在泄流腔进口范围内.从图 7(b)可以看出,随着 W_i 的增加:



(a) 泄流腔流量系数



(b) 喉道总压恢复系数



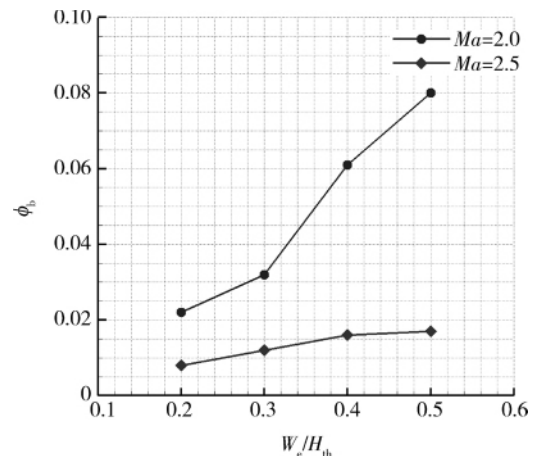
(c) 喉道马赫数

图 7 进气道性能参数随 W_i 的变化曲线Fig. 7 Characteristics of inlet versus W_i

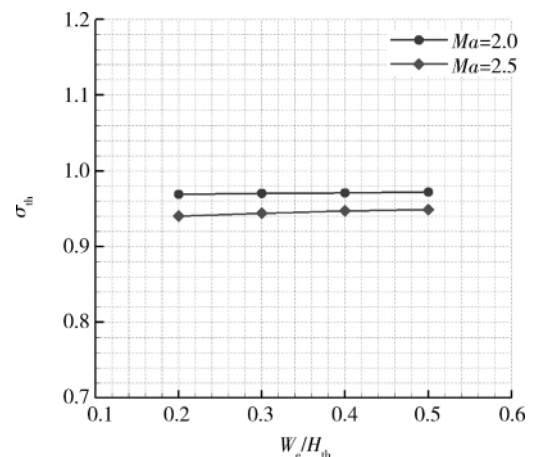
$Ma=2.0$ 时进气道喉道总压恢复系数变化不大,这是因为泄除附面层较多时,泄流腔下游喉道截面的总压恢复系数接近主流总压恢复系数造成的; $Ma=2.5$ 时喉道总压恢复系数先缓慢增大,然后较快速的增大,最后基本不变.从图 7(c)可以看出:进气道喉道马赫数随着 W_i 的增加而增大,且 $Ma=2.5$ 时的增幅要高于 $Ma=2.0$ 时,这是由于 $Ma=2.5$ 时泄流量和喉道总压恢复系数的增大均会造成喉道马赫数增大的缘故.

4.3 出口宽度 W_e 的影响

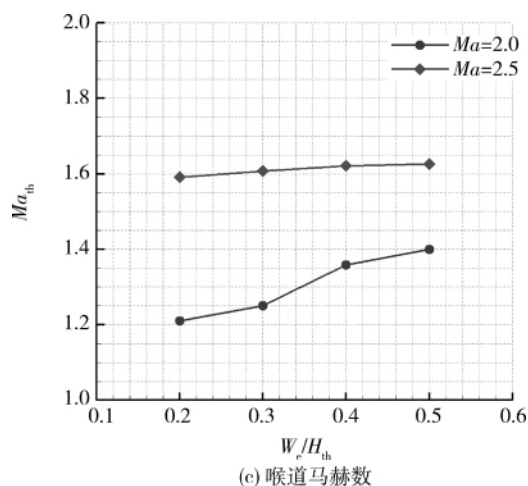
图 8 给出了泄流腔流量系数、喉道总压恢复系数及喉道马赫数随 W_e 的变化曲线,其中横坐标为 W_e 与 H_{th} 的比值.从图 8(a)可以看出:随着 W_e 的增加,泄流量不断增大,这是因为泄流腔出口宽度的增加,减缓了其出口处气流的堵塞程度.从图 8(b)可以看出:随着 W_e 的增加, $Ma=2.0$ 时进气道喉道总压恢复系数变化不大, $Ma=2.5$ 时喉道总压恢复系数略有增加.从图 8(c)可以看出:进气道喉道马赫数随着 W_e 的增加而增大,但 $Ma=2.5$ 时的增幅要小于 $Ma=2.0$ 时,这是由



(a) 泄流腔流量系数



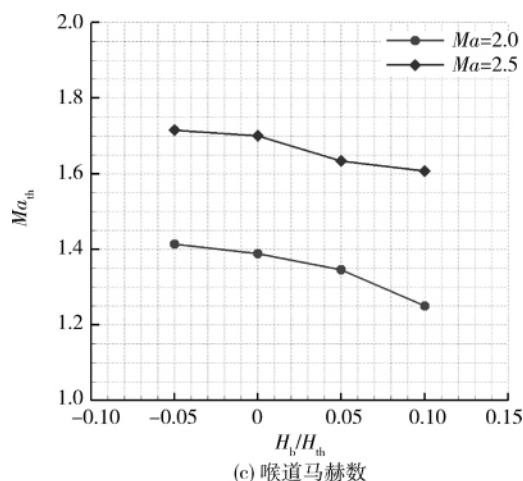
(b) 喉道总压恢复系数

图 8 进气道性能参数随 W_e 的变化曲线Fig. 8 Characteristics of the inlet versus W_e

于 $Ma=2.5$ 时泄流量的增幅小于 $Ma=2.0$ 时的缘故。

4.4 进口前、后端点高度差 H_b 的影响

图 9 给出了泄流腔流量系数、喉道总压恢复系数及喉道马赫数随 H_b 的变化曲线,其中横坐

图 9 进气道性能参数随 H_b 的变化曲线Fig. 9 Characteristics of the inlet versus H_b

标为 H_b 与 H_{th} 的比值。由该图可知:随着 H_b 的增加,泄流量逐渐增大,泄流腔泄除附面层低能量流的能力不断增强,进气道喉道总压恢复系数不断升高;虽然泄流量的增大和喉道总压恢复系数的升高两方面因素均会导致喉道马赫数上升,但是随着 H_b 的增加,喉道面积不断减小,在超声速情况下又造成喉道马赫数不断下降,且喉道面积减小对喉道马赫数的影响占主导作用,从而造成了喉道马赫数较快速地下降。

通过以上对泄流腔几何特征参数的规律性研究,在兼顾进气道综合性能和有利于泄流腔几何调节的前提下,进气道模态转换状态泄流腔几何特征参数 α_1, W_i, W_e, H_b 的选取分别为 $128.5^\circ, 1.0H_{th}, 0.3H_{th}, 0.05H_{th}$ 。

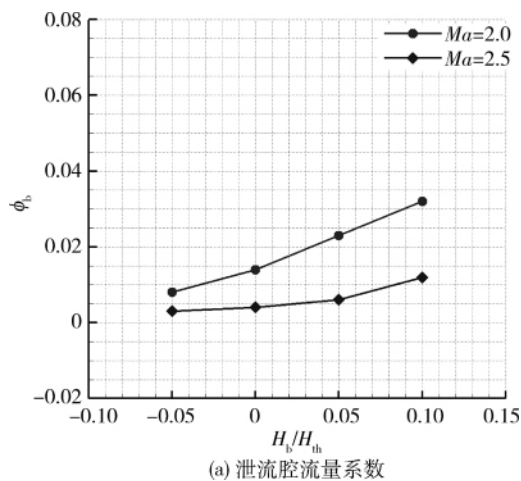
从泄流腔设计方案可知:大部分超声速状态下,是通过调节 $1^\#$ 平板的角度,在泄流腔中部形成喉道,以达到控制泄流量的目的,因此,为了减少泄流腔的调节参数和调节难度,全马赫数范围内 W_e 固定;且同一飞行状态下,喉道高度的变化间接体现了 H_b 的变化。由此,全马赫数范围内泄流腔可变几何特征参数选取 α_1, W_i 和 H_{th} 。

5 泄流腔可变型面参数的调节规律

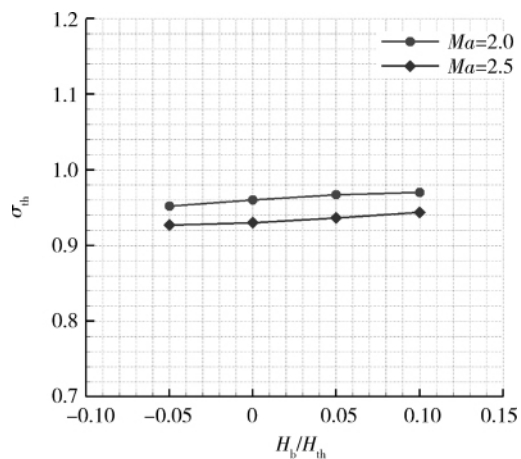
在泄流腔的基础型面上,根据进气道流量系数与喉道总压恢复系数乘积最大化的原则,通过数值计算的手段,在不同飞行状态下对泄流腔可变型面参数进行优化,获得了全马赫数范围内泄流腔可变型面参数的调节规律。

5.1 进口前角 α_1 的调节规律

图 10 给出了泄流腔进口前角 α_1 的调节规



(a) 泄流腔流量系数



(b) 喉道总压恢复系数

律. Ma_0 表示自由来流马赫数. $0 \leq Ma_0 < 1.8$ 时泄流腔关闭, 此马赫数范围内泄流腔进口前角为 0° , 为了不影响曲线整体的显示效果, 图中未给出该段线条. 由该图可知: 涡轮模式下, 泄流腔进口前角随马赫数的增加而减小; 模态转换完成后, 从 $Ma_0 = 2.0$ 至 $Ma_0 = 2.5$ 泄流腔的喉道由泄流腔出口调节至泄流腔中部位置, 此时泄流腔进口前角有一较大的增幅; $Ma_0 = 2.5$ 之后, 泄流腔进口前角继续随马赫数的增加而减小.

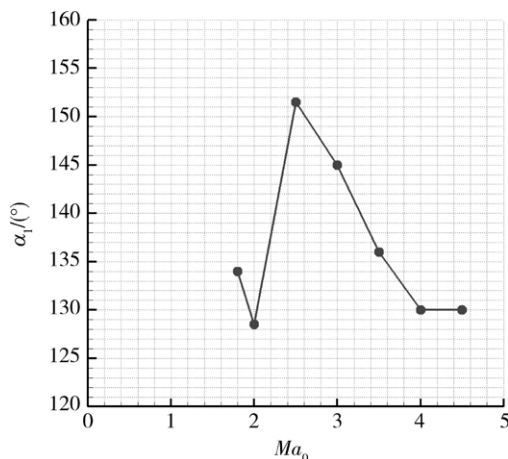


图 10 泄流腔进口前角 α_i 的调节规律

Fig. 10 Adjustment rule of α_i

5.2 进口宽度 W_i 的调节规律

图 11 给出了泄流腔进口宽度 W_i 及喉道高度 H_{th} 的调节规律. 从 W_i 的调节曲线可以看到: $Ma_0 = 1.8$ 及之前, 进气道为外压式, 其整个内通道均为亚声速流, 为了防止过多的流量从泄流腔

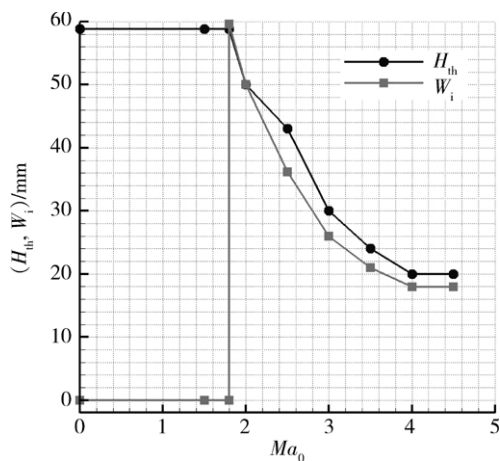


图 11 泄流腔进口宽度 W_i 及喉道高度 H_{th} 的调节规律

Fig. 11 Adjustment rules of W_i and H_{th}

泄除, 此马赫数范围内泄流腔关闭, 即泄流腔进口宽度为 0; 泄流腔开启之后, 随着马赫数的增加, 泄流腔进口宽度不断减小, 且呈前急后缓的减小趋势, 这主要是因为相同的马赫数区间内, 较低马赫数下, 第 1 道内压缩波在下壁面的入射点位置间隔较大, 因此要求泄流腔进口宽度相应较大, 而高马赫数下, 第 1 道内压缩波在下壁面的入射点位置间隔却较小, 则所需的泄流腔进口宽度相应较小.

5.3 喉道高度 H_{th} 的调节规律

从图 11 中喉道高度的调节曲线可以看到: 模态转换之前, 由于外压段各压缩面角度均保持不变, 故喉道高度不变; 模态转换时, 由于外压段型面的调整及泄流腔泄除附面层的需求, 进气道喉道高度减小; 模态转换之后, 进气道喉道高度进一步减小, 且随着马赫数的增加呈前急后缓的减小趋势, 这主要是因为低马赫数状态下进气道喉道马赫数对喉道高度变化的敏感程度低于高马赫数状态.

6 进气道全马赫数范围内的气动特性

为了进一步检验可变几何泄流腔方案和设计方法在不同飞行状态下的可行性和适用性, 结合可变型面参数影响规律的研究结果和相应的进气道几何型面, 对不同飞行状态下的进气道流场进行了全三维数值仿真研究.

6.1 进气道波系结构随飞行马赫数的变化

图 12 给出了不同飞行马赫数下, 进气道对称截面马赫数等值图. 其中涡轮模式下给出的是匹配状态下的图谱, 冲压模式下给出的是临界状态下的图谱. 从该图可以看到: 随着飞行马赫数的增加和泄流腔的开启, 进气道由外压式转变为混压式; 混压式下, 随着飞行马赫数的增加, 外压激波不断贴近唇口, 超声速溢流逐渐减小; 随着飞行马赫数的增加, 喉道马赫数不断增大, 各飞行马赫数下的喉道马赫数基本符合全马赫数范围内型面调整的安排.

6.2 进气道性能参数随飞行马赫数的变化

表 2 给出了不同飞行马赫数下进气道的性能参数, 其中涡轮模式下给出的是匹配状态下的性能参数, 冲压模式下给出的是临界状态下的性能参数. 表中 ϕ_i 表示进气道流量系数, ϕ_b 表示泄流腔流量系数, “ σ_t 或 σ_r ”, “ Ma_{et} 或 Ma_{er} ” 和 “ p_{2t} 或 p_{2r} ” 分别表示涡轮模态时涡轮通道或冲压模态时

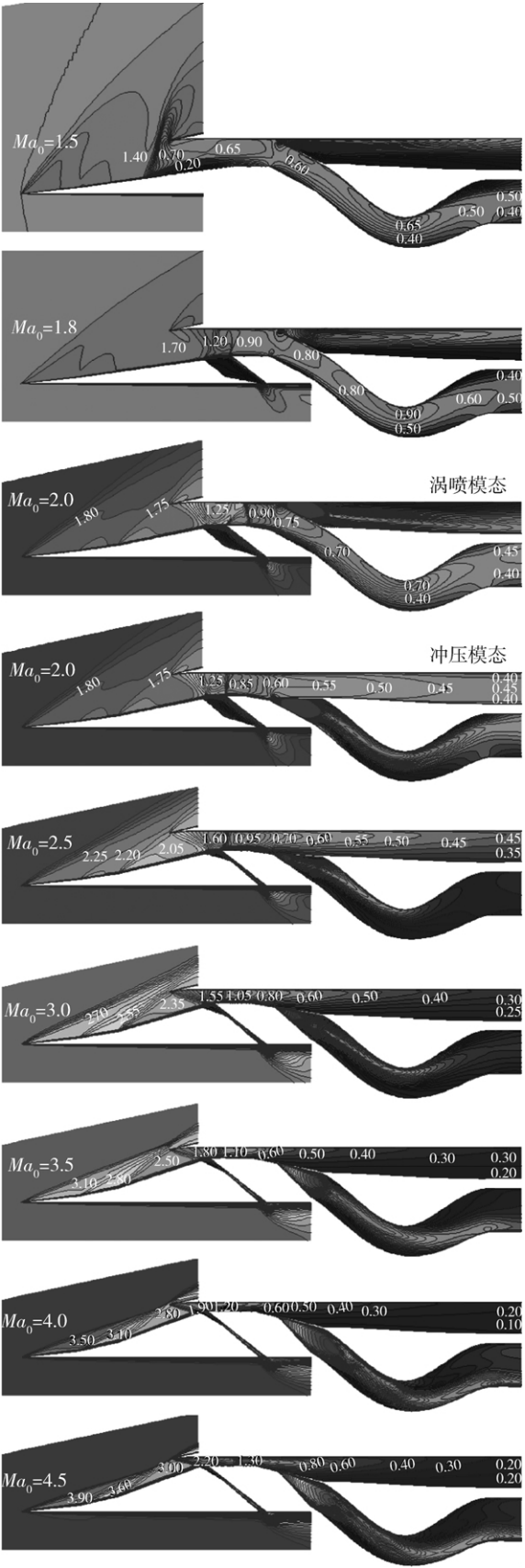


图 12 不同飞行马赫数下,进气道对称截面
马赫数等值图

Fig. 12 Contours of Mach number of symmetry plane of
inlet at different flight Mach numbers

表 2 不同飞行马赫数下进气道的性能参数
Table 2 Characteristics of inlets of different
Mach numbers

Ma_0	ϕ_i	ϕ_b	σ_t 或 σ_r	Ma_{et} 或 Ma_{er}	p_{2t} 或 p_{2r}/Pa
1.5	0.518	0.000	0.861	0.450	58148.7
1.8	0.702	0.024	0.809	0.450	54440.7
2.0(T)	0.691	0.027	0.804	0.450	64541.2
2.0(R)	0.691	0.032	0.910	0.383	74928.5
2.5	0.766	0.022	0.805	0.362	92314.5
3.0	0.833	0.029	0.704	0.266	126309.7
3.5	0.890	0.031	0.596	0.209	168176.1
4.0	0.946	0.039	0.503	0.153	220269.2
4.5	0.972	0.027	0.336	0.169	279820.4

冲压通道的出口总压恢复系数、出口马赫数和出口静压值. 2.0(T) 表示模态转换开始对应时刻, 2.0(R)表示模态转换结束对应时刻由该表可知: 各飞行马赫数下,泄流腔的流量系数在 0.02~0.04 范围内;当 $Ma_0 \leq 2.5$ 时,进气道的总压恢复系数均在 0.8 以上,当 $2.5 < Ma_0 \leq 4.5$ 时,进气道的总压恢复系数均在 0.3 以上,符合进气道总体方案的要求;冲压模态下冲压通道的出口马赫数均小于 0.4,出口静压均大于 50652 Pa (即 0.5 个标准大气压),可见冲压模态各飞行状态下进气道均能满足冲压燃烧室的燃烧需求.

通过以上分析,并结合文献[12]中高速风洞试验研究结果可见,变几何泄流腔方案适用于 TBCC 进气道全马赫数范围,符合全马赫数范围内进气道型面调整的安排及总体方案对进气道性能的要求,满足不同飞行状态下涡轮发动机和冲压发动机的进气需求.

7 结 论

对某内并联型 TBCC 进气道提出了一种变几何泄流腔的流场控制方案,通过进气道三维流场数值模拟研究,可以得出以下结论:

- 1) 泄流腔可减弱激波/附面层干扰,消除流动分离,并通过小的流量损失换取较大的总压恢复系数增益和拓宽进气道的工作范围,有效地改善了进气道的气动性能和起动性能.
- 2) 随着泄流腔进口前角 α_1 的增加,泄流量减少,进气道喉道总压恢复系数基本无变化,喉道

马赫数有所降低.

3) 随着泄流腔进口宽度 W_i 的增加: $Ma = 2.0$ 时,泄流量迅速增大,进气道喉道总压恢复系数略有增加; $Ma = 2.5$ 时,泄流量先较缓慢增大,当 $W_i/H_{th} \geq 1.0$ 时也迅速增大,喉道总压恢复系数先缓慢增大,然后较快速地增大,最后基本不变;进气道喉道马赫数均有所上升.

4) 随着泄流腔出口宽度 W_e 的增加,泄流量不断增大,进气道喉道马赫数有所上升, $Ma = 2.0$ 时喉道总压恢复系数变化不大, $Ma = 2.5$ 时喉道总压恢复系数略有增加.

5) 随着泄流腔进口高度差 H_b 的增加,泄流量逐渐增大,进气道喉道总压恢复系数不断升高,进气道喉道马赫数较快速地下降.

6) 泄流腔开启之后:随着马赫数的增加,泄流腔进口宽度 W_i 和喉道高度 H_{th} 不断减小,且均呈前急后缓的减小趋势;在 $Ma_0 \leq 2.0$ 和 $Ma_0 \geq 2.5$ 时,泄流腔进口前角 α_1 均随马赫数的增加而减小,从 $Ma_0 = 2.0$ 至 $Ma_0 = 2.5$ 泄流腔的喉道由泄流腔出口调节至泄流腔中部位置,泄流腔进口前角 α_1 有一较大的增幅.

7) 可变几何泄流腔设计方法合理,其作为 TBCC 进气道的流场控制方案可行.

参考文献:

- [1] Watanabe Y, Miyagi H, Sekido T, et al. Conceptual design study on combined-cycle engine for hypersonic transport [R]. ISABE 1993-7018, 1993.
- [2] Pegg R J, Hunt J L, Petley D H. Design of a hypersonic waverider-derived airplane [R]. AIAA 1993-0401, 1993.
- [3] Kousuke I, Junsuke O, Takeshi M. A feasibility study of an ATREX engine at approved technology levels [R]. AIAA-2001-1836, 2001.
- [4] Utaka Y, Taneda H, Murakami A, et al. The aerodynamic design and wind tunnel tests of a combined intake for a supersonic transport [R]. ISABE 1997-7139, 1997.
- [5] Spoth K A, Moses P L. Structural design and analysis of a Mach zero to five turbo-ramjet system [R]. AIAA-1993-1983, 1993.
- [6] Takayuki K, Nobuhiro T, Tetsuya S, et al. Development study on axisymmetric air inlet for ATREX engine [R]. AIAA-2001-1895, 2001.
- [7] 张晓嘉, 梁德旺, 黄国平. 二元高超声速进气道内压缩通道/隔离段曲面构型 [J]. 推进技术, 2008, 29(1): 49-53.
ZHANG Xiaojia, LIANG Dewang, HUANG Guoping. Curved surface structure of internal contraction tunnel/isolator of two-dimensional hypersonic inlet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(1): 49-53. (in Chinese)
- [8] Espinosa A M. Intergration of turbine engines in hypersonic airbreathing vehicles [R]. AIAA-2003-4408, 2003.
- [9] 张华军, 郭荣伟, 李博. TBCC 进气道研究现状及其关键技术 [J]. 空气动力学学报, 2010, 28(5): 613-620.
ZHANG Huajun, GUO Rongwei, LI Bo. Research status of TBCC inlet and its key technologies [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2010, 28(5): 613-620. (in Chinese)
- [10] 诸惠民. 涡轮冲压(串联布局)组合发动机基准概念方案研究 [J]. 航空发动机, 1997, 23(2): 1-12.
ZHU Huimin. Proposal study of datum concept for turbo-ramjet(tandem configurations) combined engine [J]. Aero-engine, 1997, 23(2): 1-12. (in Chinese)
- [11] 朱大明, 陈敏, 唐海龙. 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.
ZHU Daming, CHEN Min, TANG Hailong. "Over-under" concept hypersonic turbo-ramjet combined propulsion system [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(3): 263-266. (in Chinese)
- [12] 张华军, 郭荣伟, 谢旅荣. 内并联型 TBCC 进气道方案设计及验证 [J]. 航空动力学报, 2012, 27(11): 2475-2483.
ZHANG Huajun, GUO Rongwei, XIE Lürong. Design and validation of scheme for an over/under TBCC inlet [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(11): 2475-2483. (in Chinese)