

中心支板顶角对RBCC进气道影响数值研究^{*}

张正泽, 刘佩进, 秦 飞, 石 磊, 何国强

(西北工业大学 燃烧、流动和热结构国家级重点实验室, 陕西 西安 710072)

摘 要: 为研究中心支板顶角对火箭基组合循环发动机(Rocket Based Combined Cycle, RBCC)进气道的影响, 优化RBCC进气道设计方法, 利用数值模拟对RBCC进气道开展了研究。分析了中心支板顶角变化对进气道内压缩段最小长度的影响, 通过数值模拟对中心支板顶角变化对典型工况下进气道的流场特征和性能影响开展了定量及定性的研究。研究表明, 增加支板顶角可以减小进气道长度(相比于Strut_1, Strut_2至Strut_5的隔离段长度分别减少47%, 62%, 70%, 75%)和粘性阻力系数(相比于Strut_1, 在 $Ma_\infty=1.5$ 时Strut_2至Strut_5内压缩段粘性阻力系数分别减少33%, 45%, 55%, 59%; 在 $Ma_\infty=5.5$ 时Strut_2至Strut_5内压缩段粘性阻力系数分别减少37%, 50%, 57%和61%), 但并不影响进气道流量系数和流动均匀度。同时根据研究结果对进气道进行优化设计, 能有效提高进气道的起动能力及其他性能参数, 进气道的内、外压缩段阻力系数分别降低13.5%和5.7%, 总压恢复系数和循环静温比分别提高2.6%和0.5%。

关键词: 火箭基组合循环发动机; 进气道; 中心支板顶角; 数值模拟

中图分类号: V211.48

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2018) 04-0768-08

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2018.04.006

Numerical Investigation for Effects of Strut Angle on RBCC Inlet

ZHANG Zheng-ze, LIU Pei-jin, QIN Fei, SHI Lei, HE Guo-qiang

(National Key Laboratory of Combustion, Flow and Thermo-Structure, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to investigate the effects of strut angle on the rocket-based combined cycle engine (RBCC) inlet and optimize its design method, the numerical simulation was employed. The influence of various strut angles on the minimum length of internal compression section had been detailed. The numerical simulation presented herein demonstrated the influence of various strut angles on inlet flow field and performance quantitatively and qualitatively in typical conditions. The results show that the increase of the strut angle results in the decrease of the inlet length (the isolator length of Strut_2, Strut_3, Strut_4 and Strut_5 decreases by 47%, 62%, 70%, 75% when compared with Strut_1) and viscous drag force coefficient (the internal compression section viscous drag force coefficient of Strut_2, Strut_3, Strut_4 and Strut_5 decreases by 33%, 45%, 55%, 59% at $Ma_\infty=1.5$ and decreases by 37%, 50%, 57%, 61% at $Ma_\infty=5.5$ when compared with Strut_1). But no influence have been imposed on captured mass flow coefficient or flow uniformity. The inlet was optimized according to the preceded analysis in this paper, the starting performance and other performance parameters are improved effectively. The inlet internal drag coefficient decreases by 13.5% while the inlet external drag coefficient decreases by 5.7%. The total pressure recovery coefficient increases by 2.6% while the cycle static temperature ratio increases by 0.5%.

Key words: Rocket-based combined cycle; Inlet; Strut angle; Numerical simulation

^{*} 收稿日期: 2017-01-04; 修订日期: 2017-02-28。

作者简介: 张正泽, 男, 博士生, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。E-mail: zhangzhengze@mail.nwpu.edu.cn

1 引言

火箭基组合循环(RBCC)发动机通过在吸气式冲压发动机流道内集成火箭发动机^[1,2],兼具高推重比和高比冲的性能优点,吸引了多方的密切关注,其潜在的应用前景包括两级入轨飞行器的第一级或者第二级,以及高超声速导弹武器系统。其中,中心支板式是最为典型的RBCC发动机形式之一,通过在进气道隔离段内置中心支板,RBCC发动机实现火箭发动机、亚燃冲压发动机和超燃冲压发动机的高度集成,同时具有结构简单、质量轻便、工作范围宽等优点^[3,4]。在RBCC发动机多模态的工作过程中,中心支板均发挥着重要作用。

进气道工作性能的好坏对RBCC发动机的整体性能具有至关重要的影响。为保证在宽速域、广空域内高效、稳定的工作,进气道应具备在较低飞行马赫数下的起动能力;在宽范围内具有良好的总压恢复、抗反压能力;在宽范围内的流量匹配能力。此外,RBCC进气道还应具有较小的阻力系数,并能满足发动机的整体设计要求。在结构上,隔离段内置的中心支板是RBCC进气道的重要物理特征,并由此带来额外的喉道高度约束与隔离段型面约束。

中心支板起到火箭发动机的安装和集成、RBCC发动机的结构支撑作用,以实现在引射模态对空气的抽吸以及在亚燃和超燃模态的燃料喷射和燃烧等。国内外均对这种隔离段内置支板形式的进气道开展相关研究^[5,6]。美国Strut-Jet RBCC方案中即采用了这种在流道内设置火箭支板的布局形式,此外还应包括对超燃冲压进气道-支板的气动性能研究^[7]以及进气道支板可移动的研究^[8],国内方面,张堃元等开展了高超侧压式进气道实验与数值分析^[9],石磊则开展了内置中心支板的RBCC二元混压进气道设计^[10]。

RBCC发动机多采用这种中心支板内置的进气道形式,但对中心支板影响及结构优化设计相对较少。本文以某兼顾引射、亚燃、超燃(马赫数0~8)的二元混压式进气道为基准构型,通过数值模拟和理论分析,开展了进气道隔离段内置中心支板顶角变化对进气道结构和性能影响的研究工作,并根据数值模拟结果开展优化设计。

2 物理模型和计算方法

2.1 进气道构型

在兼顾进气道尺寸及性能的基础上,本文选取

三波系混压式结构,完成了工作范围 $Ma_{\infty}=0\sim 8$,隔离段内置中心支板的RBCC进气道设计^[10],其结构尺寸如图1所示。根据等激波强度理论选择顶压板的总压缩角以及各级压缩角,分别为:15°,4.5°,5°,5.5°;选择唇缘结构角为6°,外斜激波在6马赫实现激波封口。进气道喉道高度为 H_{throat} ,进气道宽度为 $3.6H_{throat}$ 。进气道总收缩比为6.3,内压缩段采用R200圆弧过渡。隔离段内置占空比为0.3的中心支板,支板顶角 θ 分别取为3°,6°,9°,12°,15°;为保证隔离段内的有效流通域截面积呈微扩状态的同时,满足飞行器一体化设计的要求,即避免由双侧扩张而引起额外的飞行器外阻,隔离段选择单侧扩张形式,扩张比为1.4,单侧扩张角 δ 分别取为:1.2°,2.4°,3.6°,4.8°,6.0°。为减少进气道结构长度,将中心支板前缘置于扩张段入口处,使得进气道隔离段长度等于中心支板长度,并保证隔离段截面积沿流动方向近似相等。根据中心支板顶角和隔离段单侧扩张角从小到大的变化,将具有相应内压缩段的进气道构型分别记做Strut_1,Strut_2,Strut_3,Strut_4,Strut_5。图2为内压缩段的结构示意图。

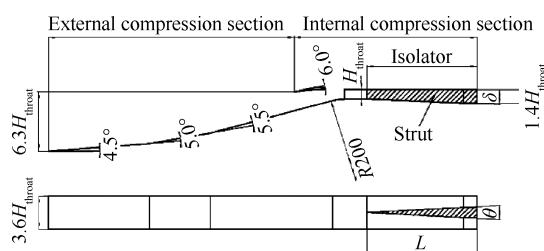


Fig. 1 Basic inlet configuration

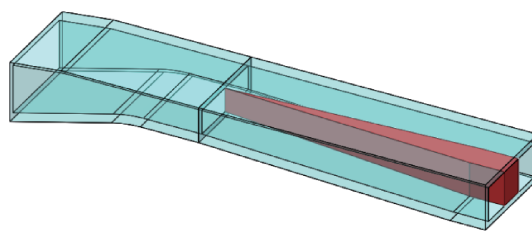


Fig. 2 Isolator configuration

2.2 数值模拟方法

本文采用计算流体力学软件Fluent^[11]进行流场数值模拟,采用Fluent的前处理软件Gambit对进气道进行几何建模、网格划分和边界条件设定。为准确模拟边界层湍流,划分网格时在所有壁面处都局部加密,距壁面最近的第一层网格落入对数层内 $(30 < y^+ < 300)$ ^[12]。在计算区域中采用了压力远场、压力出口和无滑移绝热壁面等边界条件。考虑到几何结构沿流向左右对称,取1/2区域进行对称计算,具

体计算域划分如图3所示。数值计算采用基于密度的求解器,应用Roe-FDS矢量通量分裂格式。湍流模型采用RNG κ - ε 模型,近壁区采用标准壁面函数法处理。计算中使用理想气体模型;考虑到变比热和变粘性的影响,采用分段多项式拟合公式计算空气比热,选用Sutherland公式计算空气的粘性。

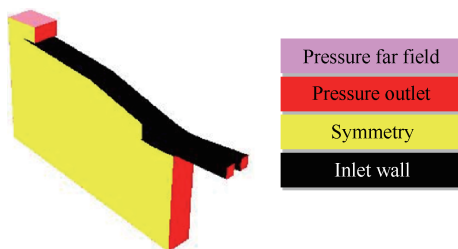


Fig. 3 Numerical simulation regions

2.3 数值模拟校验

文献[13,14]针对某典型进气道构型,给出了一系列详细的超声速进气道内部压缩实验研究结果。本文仅选取喉道长度79.3mm, $\Delta=0\%$, $Ma_\infty=2.5$ 的构型及状态,开展了相应数值模拟及校验工作。图4(a)为进气道构型、来流方向和测压点分布,图4(b)为实验纹影照片,图4(c)为数值模拟得到的马赫数等值线图。从计算结果上看,本文中所采用的数值模拟方法能较好地捕捉到进气道内的流动细节。

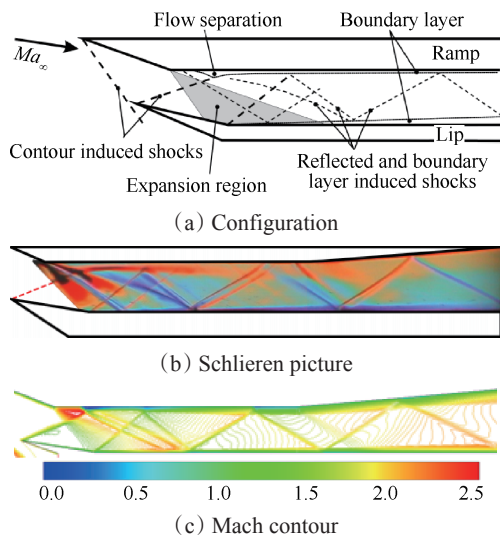


Fig. 4 Model and pressure distribution comparison

文献[15,16]针对某典型二元进气道构型,如图5(a)所示,给出了一系列高超声速风洞实验研究结果。本文以该文献中进气道为例,选择吸除槽打开且未施加背压的工况,进行 $Ma_\infty=7$ 时的数值模拟及校验工作。图5(b)为实验测量和CFD计算的进气道上、下壁面静压系数对比,从计算结果上看,本文中

所采用的数值模拟方法能很好地反映出激波后的压力及激波在隔离段内的反射情况。

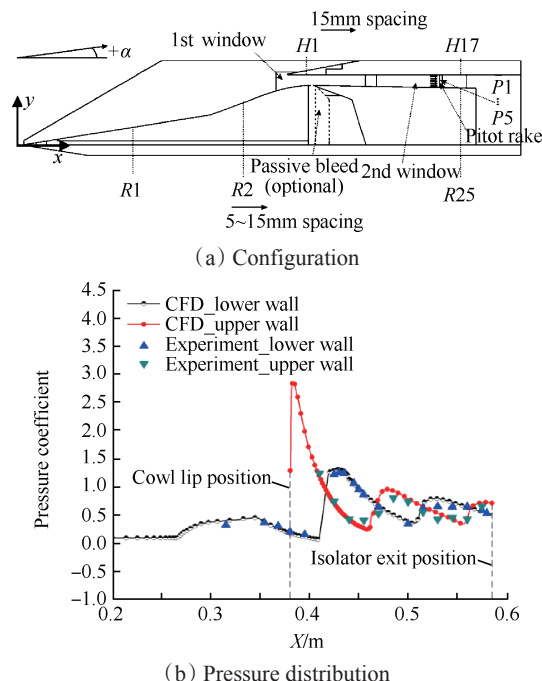


Fig. 5 Model and pressure distribution comparison

3 计算结果与讨论

作为RBCC进气道的重要组成部分,中心支板顶角变化对进气道型面结构与工作性能均具有重要影响,下面结合理论分析与数值模拟得到的各类数据进行说明。

3.1 对进气道结构影响

RBCC进气道隔离段长度会受到抗反压能力要求及中心支板长度的双重约束。为确定中心支板对RBCC进气道隔离段长度的约束,本文开展了相关研究工作,表1为中心支板顶角和隔离段单侧扩张角不同的条件下,中心支板长度即隔离段最小长度 L 对比。

从表1中可以看出,中心支板顶角及隔离段单侧扩张角的变化对其长度有明显影响。相比于Strut_1,Strut_2至Strut_5的中心支板长度即隔离段最小长度分别减少47%,62%,70%,75%。这表明,对于隔离段内置中心支板的RBCC进气道而言,在满足完全容纳隔离段激波串的前提下,当中心支板占空比一定时,支板顶角偏小会明显增加进气道隔离段的最小长度,这会给发动机的一体化布局带来困难。

Table 1 Configuration parameters of inlet with different struts

Model	Strut_1	Strut_2	Strut_3	Strut_4	Strut_5
L/H_{throat}	21.9	11.7	8.2	6.5	5.5

3.2 对进气道性能影响

为研究不同流动状态下中心支板顶角对进气道性能的影响,本文选择引射模态和超燃冲压模态的典型工况开展数值模拟分析^[17-19],相应计算工况分别选为 $Ma_\infty=1.5$ 和 $Ma_\infty=5.5$ 。其中,在引射模态下,进气道处于未起动状态,隔离段呈亚声速流动;而在超燃冲压模态下,进气道处于起动状态,隔离段呈超声速流动。

图6为在模拟飞行马赫数 $Ma_\infty=1.5$,无反压的工况下,具有不同中心支板及隔离段构型的进气道在内压缩段喉道半高截面及中心对称截面的马赫数云图。在该计算工况下,进气道处于起动状态,内压缩段普遍呈亚声速流动。从计算结果的马赫数云图上来看,具有不同中心支板及隔离段构型的进气道内压缩段流场分布较为相似。在进气道内压缩段入口附近存在流动分离区,流动分离区挤压主流空气,此时进气道存在气动喉道。

表2为在模拟飞行马赫数 $Ma_\infty=1.5$ 的工况下,具有不同中心支板及隔离段构型的进气道在支板前缘后移200mm的截面处(记为截面S,下文性能参数若无特殊说明则皆取该截面处的性能参数)的性能参数。表中均匀度 Q 的定义为^[11]:根据截面处质量流率平均的静压和马赫数求得名义总压,再以名义总压除以该截面处质量流率平均的总压,并得到比值 Q 。即

$$Q = \frac{p \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}}{p^*}$$

当比值 Q 越接近1,则说明该截面处气流越均匀。随来流马赫数的不断增加, Q 的总体变化趋势是不断降低的。

在该计算工况下,进气道处于未起动状态,内压缩段普遍呈亚声速流动,此时中心支板前缘处不会产生斜激波。同时需要注意到,受支板顶角及隔离段扩张角变化的影响,截面S处的流动马赫数存在差异,支板顶角及隔离段扩张角越大则该截面处流动马赫数越大。而进气道的流量系数 φ 和均匀度 Q 无明显差异,这说明在未起动状态下,支板顶角的变化不会造成额外的空气溢流或流体畸变。

同时从表中可以看出,进气道内压缩段的粘性阻力系数 C_f 具有明显差异,这是由进气道的隔离段和中心支板长度差异引起的,中心支板顶角偏小会明显增加由隔离段和中心支板产生的粘性阻力系数。若以Strut_1的内压缩段粘性阻力系数为参照对

象,Strut_2至Strut_5的内压缩段粘性阻力系数分别减少33%,45%,55%,59%;而进气道内压缩段的压强阻力系数 C_p 则呈完全相反的变化趋势(分别增加56%,100%,167%,211%),这是由于不同构型的隔离段内各截面间过渡均匀性存在差异,支板顶角越大则隔离段过渡均匀性越差,继而导致隔离段压强阻力系数逐渐上升。图7给出了在模拟飞行马赫数

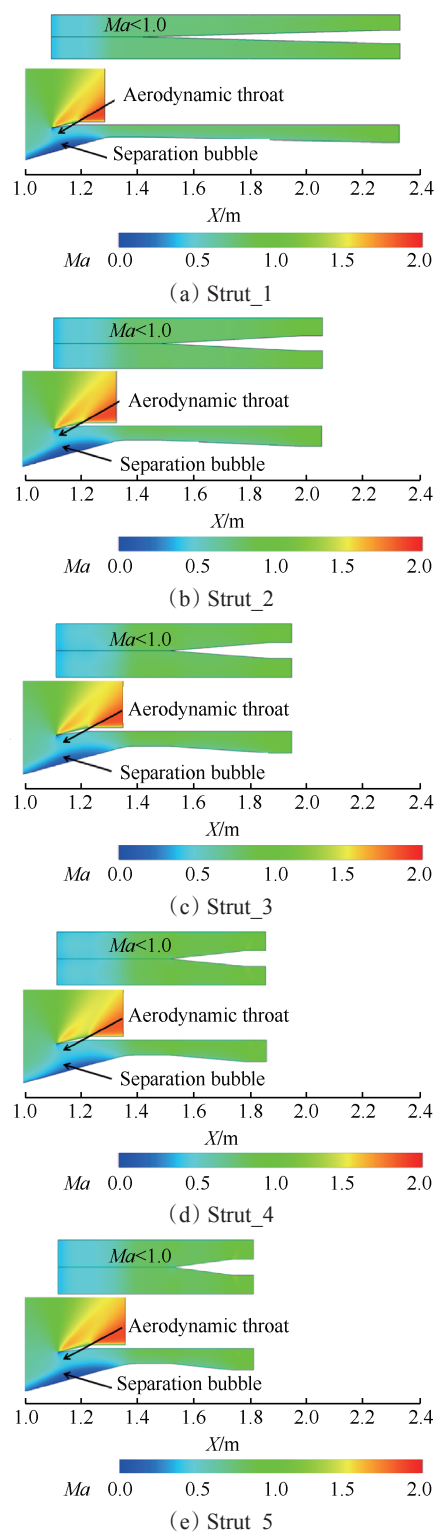


Fig. 6 Mach number contours at $Ma_\infty=1.5$

$Ma_\infty=1.5$ 的工况下,进气道内压缩段总阻力系数(即内压缩段粘性阻力系数 C_v 与压强阻力系数 C_p 之和,下同)随中心支板顶角变化的曲线,从图中可以看出,由于压强阻力系数占比较小,因此进气道内压缩段的总阻力系数仍随中心支板顶角的增加而减小,但减小速率逐渐下降。

Table 2 Performance parameters of inlet with different struts at $Ma_\infty=1.5$

Item	C_v	C_p	φ	Ma	Q
Strut_1	0.0200	0.0009	0.16	0.720	0.99
Strut_2	0.0134	0.0014	0.16	0.757	0.99
Strut_3	0.0111	0.0018	0.16	0.796	0.99
Strut_4	0.0091	0.0024	0.16	0.844	0.99
Strut_5	0.0083	0.0028	0.16	0.873	0.99

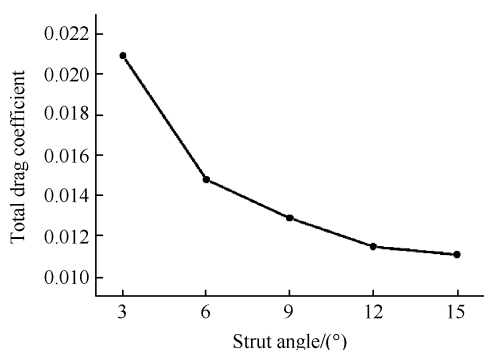


Fig. 7 Internal compression section total drag coefficient curve at $Ma_\infty=1.5$

图8为在模拟飞行马赫数 $Ma_\infty=5.5$,无反压的工况下,具有不同中心支板及隔离段构型的进气道在内压缩段喉道半高截面及中心对称截面的马赫数云图。在该计算工况下,进气道处于起动状态,内压缩段普遍呈超声速流动。从计算结果的马赫数云图上来看,具有不同中心支板及隔离段构型的进气道内压缩段流场分布同时具备相似性和相异性。

流场分布的相似性表现在:内压缩段的波系分布均呈明显的三维特征,在 XY 平面上,在唇罩板产生的两道斜激波落在进气道肩点处附近并形成反射激波,而在肩点处产生的膨胀波与斜激波相交,最终形成激波-激波-膨胀波的交互耦合波系结构;受斜激波压力梯度影响,此时进气道肩点处虽未出现明显流动分离,但附面层被掀起,在隔离段内迅速发展并挤压高速主流空气;而在 XZ 平面上,由于内压缩段普遍呈超声速流动,在中心支板前缘产生斜激波并在隔离段侧壁形成激波反射。

而流场分布的相异性表现在:受具有不同扩张角的隔离段和不同顶角的中心支板的影响,进入内压缩段的超声速气流先后经历不同强度的膨胀波和

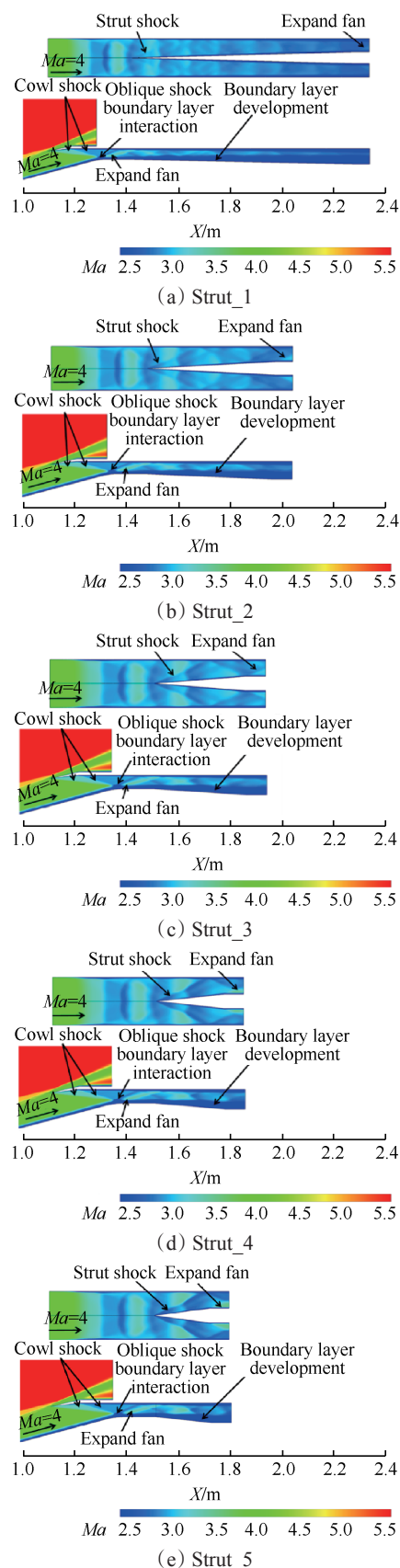


Fig. 8 Mach number contours at $Ma_\infty=5.5$

斜激波,其中Strut_1斜激波和膨胀波强度最弱,波系最不明显,而Strut_5斜激波和膨胀波强度最强,波系最明显;此外,附面层的发展程度和对高速主流空气的挤压程度也与进气道内收缩段构型有关。

表3为在模拟飞行马赫数 $Ma_\infty=5.5$ 的工况下,具有不同中心支板及隔离段构型的进气道性能参数。

根据前文分析可知,此时进气道内压缩段普遍呈超声速流动,扩张段入口的膨胀波和中心支板前缘的斜激波会先后影响流入内压缩段的超声速气流,且不同构型的波系强度不同,扩张角越大则膨胀波强度越强,支板顶角越大则斜激波强度越强。相比于Strut_1,Strut_2至Strut_5在截面S处的流动马赫数分别降低了0.4%,0.7%,1.4%,3.2%,这表明内置于隔离段的中心支板能起到减速增压的效果,隔离段入口扩张角和中心支板顶角的角度越大则其减速增压的效果越明显,但总体仍保持在相对较低的水平。从表3中还可以看出,在进气道起动状态下,中心支板顶角同样对进气道的捕获流量系数和均匀度无明显影响。

同时,由于进气道内压缩段普遍呈超声速流动,此时中心支板顶角及隔离段构型差异的影响体现在:在流体速度及温度较高的条件下,由进气道内压缩段产生的粘性阻力系数更大且差异变得更为明显。以Strut_1的内压缩段粘性阻力系数为参照对象,Strut_2至Strut_5的粘性阻力系数分别降低了37%,50%,57%和61%。而受隔离段内各截面间过渡均匀性逐渐降低的影响,进气道内压缩段的压强阻力系数 C_p 则同样呈完全相反的变化趋势,其分别增加112%,309%,636%,936%。图9给出了在模拟飞行马赫数 $Ma_\infty=5.5$ 的工况下,进气道内压缩段总阻力系数随中心支板顶角变化的曲线,从图中可以看出,由于该工况下压强阻力系数占比较大,进气道内压缩段的总阻力系数不再随中心支板顶角的增加而单调减小,此时Strut_4具有最小的总阻力系数。

Table 3 Performance parameters of inlet with different struts at $Ma_\infty=5.5$

Item	C_v	C_p	φ	Ma	Q
Strut_1	0.115	0.0011	0.95	2.725	0.81
Strut_2	0.072	0.0024	0.95	2.714	0.81
Strut_3	0.057	0.0045	0.95	2.706	0.81
Strut_4	0.049	0.0081	0.95	2.686	0.81
Strut_5	0.045	0.0173	0.95	2.639	0.81

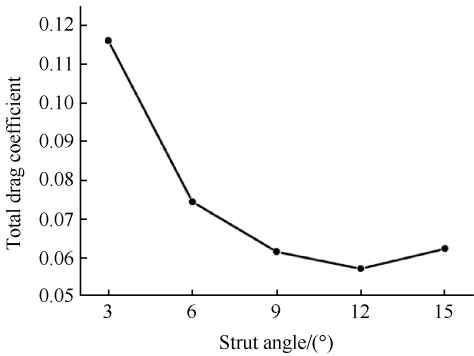


Fig. 9 Internal compression section total drag coefficient curve at $Ma_\infty=5.5$

3.3 进气道优化设计

根据前文分析可知,当中心支板占空比一定时,支板顶角偏小会明显增加进气道长度,并提高内压缩段的总阻力系数;同时还应注意到,内置于隔离段的中心支板能起到减速增压的作用,支板顶角越大则减速增压效果越明显。

因此,在开展进气道优化设计时,可考虑适当降低外压缩段的总转折角,并采用支板顶角相对偏大的中心支板,以实现在满足发动机对循环静温比约束的前提下,降低进气道的总阻力系数(即进气道内、外压缩段总阻力系数之和,下同)。此外,考虑到进气道肩点处附面层被掀起并在隔离段内迅速发展,挤压高速主流空气,故在进气道肩点处设置附面层吸除。

本文针对Strut_2和Strut_5进行优化设计,将进气道总压缩角和各级压缩角改为:14°,4.5°,4.5°,5°,并将新设计的进气道分别记为Strut_2_new和Strut_5_new。表4给出了在模拟飞行马赫数 $Ma_\infty=5.5$ 的工况下,Strut_2,Strut_2_new,Strut_5和Strut_5_new的性能参数,其中 C_{Exter} 为外压缩段的总阻力系数, C_{Inter} 为内压缩段的总阻力系数, T/T_∞ 为截面S处的循环静温比。

将Strut_2和Strut_5_new在模拟飞行马赫数 $Ma_\infty=5.5$ 的计算结果进行对比,可以发现,在进气道工作于设计点附近时,相比于Strut_2,Strut_5_new通过降低进气道前体对自由流空气的压缩程度,利用内置于隔离段的中心支板进行二次减速增压,不仅降低了进气道内压缩段的长度(降低53%),还能降低由外压缩段产生的压强阻力系数和由内压缩段产生的粘性阻力系数,使进气道同时具有较低的内、外压缩段阻力系数(分别降低13.5%和5.7%),同时能保证进气道兼具较高的总压恢复系数和循环静温比

(分别提高 2.6% 和 0.5%), 这些都有助于提高发动机总体性能参数。

Table 4 Inlet Performance parameters at $Ma_\infty=5.5$

Item	C_{Inlet}	C_{Exiter}	φ	σ	T/T_∞
Strut_2	0.074	0.174	0.95	0.623	2.914
Strut_2_new	0.074	0.164	0.94	0.655	2.804
Strut_5	0.062	0.174	0.95	0.611	3.016
Strut_5_new	0.064	0.164	0.94	0.639	2.929

图 10 为在模拟飞行马赫数 $Ma_\infty=3.0$, 无反压的工况下, Strut_5 和 Strut_5_new 在内压缩段喉道半高截面及中心对称截面的马赫数云图。从图 10(a) 中可以看出, 当进气道工作于偏离设计点较远的工况下时, Strut_5 受激波-附面层干涉影响, 在内收缩段入口处存在大面积的流动分离, 而由流动分离引起的分离诱导激波导致主流空气偏转并产生额外溢流, 这会严重降低进气道的捕获流量系数。此时内压缩段内普遍为亚声速流动状态, 进气道处于不起动状态。

而从图 10(b) 中可以发现, 在经过优化设计后的

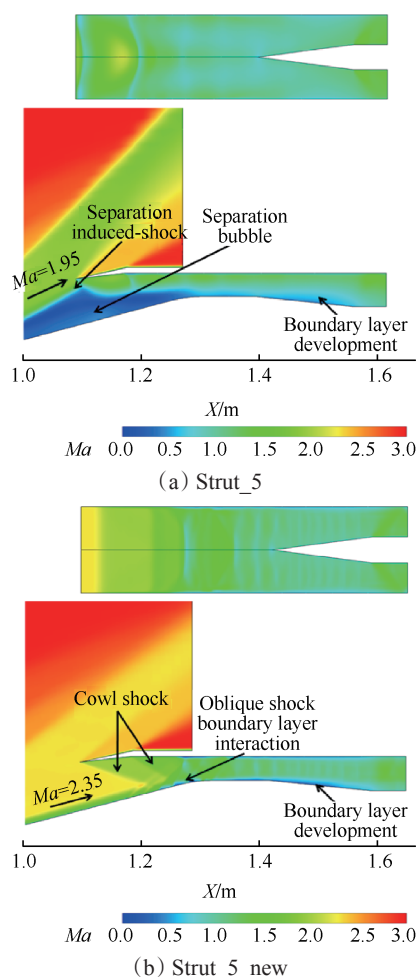


Fig. 10 Mach number contours at $Ma_\infty=3.0$

Strut_5_new 流场中并未发现大面积的流动分离区。这是因为一方面通过配置各级压缩角和总压缩角, 能达到降低唇口激波强度、削弱斜激波对附面层的诱导作用, 这是基于中心支板能起到减速增压作用而进行优化设计所获得的有益效果; 另一方面通过设置附面层吸除, 能起到抑制流动分离的效果。此时内压缩段内多为超声速或临界声速流动状态, 进气道处于起动状态。

4 结 论

本文针对兼顾引射模态、亚燃/超燃模态(马赫数 0~8)的火箭基组合循环(Rocket Based Combined Cycle)发动机在进气道隔离段内置中心支板的结构特点, 研究了中心支板顶角对进气道的影响。研究结果表明:

(1) 中心支板顶角及隔离段单侧扩张角的变化对中心支板长度有明显影响。当中心支板占空比一定时, 支板顶角偏小会明显增加进气道隔离段最小长度。相比于 Strut_1, Strut_2 至 Strut_5 的隔离段长度分别减少 47%, 62%, 70%, 75%。

(2) 当进气道处于未起动状态时, 中心支板顶角变化对进气道性能参数无明显影响, 但由内压缩段产生的粘性阻力系数具有明显差异, 中心支板顶角偏小会明显增加由隔离段和中心支板产生的粘性阻力系数。相比于 Strut_1, 在 $Ma_\infty=1.5$ 时 Strut_2 至 Strut_5 内压缩段粘性阻力系数分别减少 33%, 45%, 55%, 59%; 此外, 内压缩段的压强阻力系数随中心支板顶角增大而增大, 这是由隔离段内各截面间过渡均匀性逐渐降低引起的。

(3) 当进气道处于起动状态时, 中心支板能起到减速增压的效果, 中心支板顶角的角度越大其减速增压的效果越明显。同时中心支板顶角变化对由内压缩段产生的粘性阻力系数和压强阻力系数的影响更为明显; 相比于 Strut_1, 在 $Ma_\infty=5.5$ 时 Strut_2 至 Strut_5 内压缩段粘性阻力系数分别减少 37%, 50%, 57% 和 61%。

(4) 通过配置进气道各级压缩角及总压缩角, 利用中心支板进行减速增压, 并在肩点处设置附面层吸除的优化设计方法, 能在满足循环静温比需要的前提下, 提高进气道的总压恢复, 降低进气道总阻力系数, 并提高进气道的起动能力。通过优化设计, 使进气道的内、外压缩段阻力系数分别降低 13.5% 和 5.7%, 总压恢复系数和循环静温比分别提高 2.6% 和 0.5%。

参考文献:

- [1] 秦 飞, 吕 翔, 刘佩进, 等. 火箭基组合推进研究现状与前景[J]. 推进技术, 2010, 31(6): 660-665. (QIN Fei, LV Xiang, LIU Pei-jin, et al. Research Status and Perspective of the Rocket Based Combined Cycle Propulsion System[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2010, 31(6): 661-665.)
- [2] 黄生洪, 何洪庆, 何国强, 等. 火箭基组合循环(RBCC)推进系统概念设计模型[J]. 推进技术, 2003, 24(1): 1-5. (HUANG Sheng-hong, HE Hong-qing, HE Guo-qiang, et al. Conceptual Design Model of Rocket Base Combined Cycle Propulsion System[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2003, 24(1): 1-5.)
- [3] 黄生洪. 火箭基组合动力循环(RBCC)引射模态燃烧流动研究[D]. 西安:西北工业大学, 2002.
- [4] Bulman M, Siebenhaar A. The Strutjet Engine: Exploding the Myths Surrounding High Speed Airbreathing Propulsion[R]. AIAA 95-2475.
- [5] Scott D H. Experimental Investigation of Generic Three-Dimensional Sidewall-Compression Scramjet Inlets at Mach 6 in Tetrafluoromethane[M]. USA: NASA Langley Technical Report Server, 1998.
- [6] Kanda T, Wakamatsu Y, Sakuranaka N, et al. Mach 8 Testing of a Scramjet Engine with Ramp Compression[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2002, 18(2): 417-423.
- [7] Kouichiro T, Kanda T, Kenji K. Aerodynamic Performance of Scramjet Inlet Models with a Single Strut[R]. AIAA 93-0741.
- [8] Singh D J, Carl A Trexler, Julie A Hudgens. Three Dimensional Simulation of a Translating Strut Inlet[R]. AIAA 92-0270.
- [9] 张堃元, 萧旭东, 徐 辉. 高超侧压式进气道参数分析及试验研究[J]. 推进技术, 1995, 16(6): 20-25. (ZHANG Kun-yuan, XIAO Xu-dong, XU Hui. Parametric Analysis and Experimental Investigation on Side Wall Compression Inlet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1995, 16(6): 20-25.)
- [10] 石 磊, 何国强, 秦 飞, 等. 某RBCC样机进气道的设计与数值模拟[J]. 航空动力学报, 2011, 26(8): 1801-1807.
- [11] 王福军. 计算流体力学分析-CFD软件原理与应用[M]. 北京:清华大学出版社, 2004.
- [12] 刘晓伟. 火箭基组合循环(RBCC)动力宽适用性进气道研究[D]. 西安:西北工业大学, 2010.
- [13] Herrmann C, Koschel W. Experimental Investigation of the Internal Compression Inside a Hypersonic Intake[R]. AIAA 2002-4130.
- [14] Reinartz B U, Herrmann C D, Ballmann J, et al. Aerodynamic Performance Analysis of a Hypersonic Inlet Isolator Using Computation and Experiment[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2003, 19(5): 868-875.
- [15] Häberle J, Gülhan A. Investigation of Two-Dimensional Scramjet Inlet Flowfield at Mach 7[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24(3).
- [16] Hohn O, Gülhan A. Experimental Investigation on the Influence of Sidewall Compression on the Flowfield of a Scramjet Inlet at Mach 7[R]. AIAA 2011-2350.
- [17] 刘 大, 李 博, 黄国平. 火箭射流对RBCC进气道性能的影响[J]. 推进技术, 2010, 31(2): 153-160. (LIU Da, LI Bo, HUANG Guo-ping. Rocket Jet Effect on the Performance of a RBCC Inlet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2010, 31(2): 153-160.)
- [18] Shi L, Liu X, He G, et al. Numerical Analysis of Flow Features and Operation Characteristics of a Rocket-Based Combined-Cycle Inlet in Ejector Mode[J]. *Acta Astronautica*, 2016, 127: 182-196.
- [19] Soltani M R, Daliri A, Younsi J S, et al. Effects of Bleed Position on the Stability of a Supersonic Inlet[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2016, 32(5): 1-14.

(编辑:梅 瑛)