

(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 102788677 A

(43) 申请公布日 2012. 11. 21

(21) 申请号 201210321270. 3

(22) 申请日 2012. 09. 03

(71) 申请人 中国科学院力学研究所

地址 100190 北京市海淀区北四环西路 15
号

(72) 发明人 李东霞 张新宇 顾洪斌

(74) 专利代理机构 北京和信华成知识产权代理
事务所（普通合伙） 11390
代理人 王艺

(51) Int. Cl.

G01M 9/04 (2006. 01)

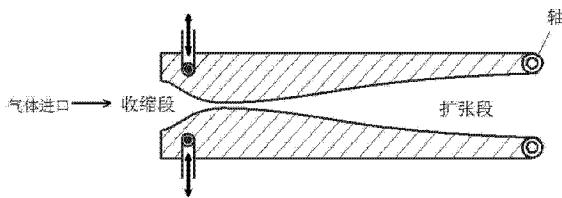
权利要求书 1 页 说明书 4 页 附图 3 页

(54) 发明名称

高超声速变马赫数风洞喷管

(57) 摘要

本发明公开一种高超声速变马赫数风洞喷管，包括两两相对的两块气动型面板和两块侧面直板，所述气动型面板和侧面直板组成二维收缩-扩张通道，两块或其中一块气动型面板能够以其出口端为轴转动。本发明的喷管采用了上下两个气动型面，使得出口气流转角更小，流场具有对称性，并且气流核心区占比更大；而且，本发明的转动喷管没有复杂的控制机构，结构更简单，增加了密封和冷却空间。本发明具有马赫数变化范围宽，结构简单，流场品质好的特点，还能够兼顾喷管的密封和冷却空间，工程上具有适用性、工艺性和经济性良好的优点。



1. 一种高超声速变马赫数风洞喷管，其特征在于，包括两两相对的两块气动型面板和两块侧面直板，所述气动型面板和侧面直板组成二维收缩 - 扩张通道，两块或其中一块气动型面板能够以其出口端为轴转动。

2. 如权利要求 1 所述的高超声速变马赫数风洞喷管，其特征在于，所述收缩 - 扩张通道的截面均为矩形。

3. 如权利要求 1 所述的高超声速变马赫数风洞喷管，其特征在于，

所述两块气动型面板和两块侧面直板均具有足够的厚度以留出冷却结构和密封结构的空间。

4. 如权利要求 1 所述的高超声速变马赫数风洞喷管，其特征在于，所述气动型面板的气动型面满足如下要求：

在马赫数变化范围内，若工作马赫数大于设计马赫数，喷管扩张段流场轴线上最后一条膨胀波在扩张通道出口的高度与喷管出口半高的比值不小于 0.8；若工作马赫数小于设计马赫数，喷管扩张段出口流场的气流受压缩波作用的转角小于设计值，所述设计值由当前马赫数工况喷管出口流场参数的均匀性指标决定。

高超声速变马赫数风洞喷管

技术领域

[0001] 本发明涉及高超声速试验风洞领域,尤其涉及一种高超声速变马赫数风洞喷管。

背景技术

[0002] 高超声速风洞是高超声速技术研究必不可少的地面设备,其作用是用来模拟高超声速飞行过程中的气流环境,其气动设计目标是风洞喷管实验段马赫数达到设计马赫数,实验段截面马赫数分布均匀,喷管出口的气流方向与风洞轴线平行;其方案设计还要兼顾喷管的适用性、工艺性和经济性。

[0003] 高超声速变马赫数风洞是在实验过程中风洞喷管出口实验气流马赫数和其他状态参数能够根据试验需要作连续变化的高超声速风洞,其作用是提供来流马赫数可以连续变化的高超声速气流,其气动设计目标是在宽范围马赫数条件下,实现实验段截面马赫数分布均匀,喷管出口的气流方向与风洞轴线平行;其方案设计还要兼顾喷管的使用性、工艺性和经济性。

[0004] 目前国内外现有的变马赫数风洞均为超声速低焓风洞,尚没有建成的高超声速变马赫数风洞。

[0005] NASA Langley 研究中心的变马赫数喷管是常温风洞,采用了柔性壁面,壁面气动型线根据需要变化保证了喷管出口气流品质良好,但是气动型面控制导致结构复杂,同时在高超声速风洞条件下,气流总温总压很高,这种变马赫数方法没有冷却和高温密封空间,因此不能用于高超声速变马赫数风洞。

[0006] 日本 JAXA 的变马赫数喷管也采用了常温气流,这是一个出口尺寸为 100mm 的小型实验台。这种变马赫数喷管形式由于直壁面的边界层作用使得出口气流偏角变大,出口流场具有非对称性,同时该风洞喷管的气动型面设计使得即使在低马赫数 2 ~ 4 的变化范围内,实验核心区也只占到喷管出口尺寸的约 50%,达不到我国的高速风洞流场品质军用标准(GJB 1179-91)。马赫数越高,风洞喷管喉部尺寸相对越小,壁面边界层对气流品质的影响越大,实现喷管出口气流的均匀性和大的实验核心区越困难,因此更不适用于高超声速变马赫数风洞中。

[0007] 美国国防部计划发展连续变马赫数高焓试验能力,由 Arnold 工程发展中心(AEDC)具体实施。马赫数 2 ~ 5 的变马赫数能力建设 2006 年预计到 2011 年完成,2010 年预计到 2016 年完成。这一阶段完成后,还计划发展变马赫数范围在 5 ~ 8 的风洞。就目前看到的资料,美国关于高超声速变马赫数方案已经进行了较多的探讨研究:

[0008] ① ATK-GASL 的 FAST(the Flight Acceleration Simulation Test,飞行加速度模拟试验)方案(改变喷管倾斜角),这种方式通过转动喷管,在喷管出口形成膨胀波或压缩波,波后的区域即是实验区,通过改变喷管倾斜角实现变马赫数流场。这种方式的缺点是马赫数变化范围有限,马赫数 4 ~ 7 范围需要 3 到 4 个喷管系统共同完成,并且系统结构复杂,造价高。

[0009] ②采用半柔性二维喷管方案能够尽量保证风洞流场的均匀,马赫数变化范围宽,

但是气动型面控制导致喷管结构和控制过程很复杂。

[0010] ③轴对称喷管塞锥 (plug nozzle) 方案,这种方式能够实现很大的马赫数变化范围,但是中心锥边界层的存在对喷管出口流场品质的影响很大,导致流场非常不均匀。

[0011] ④喷管扩张段通过微波技术添加能量从而控制马赫数和焓值的方法,但是喷管材料,微波能量控制等技术还在研究过程中,实现技术还很不成熟。

[0012] 从目前的资料来看,虽然经过几年的论证,美国最终采用的可行的高超声速变马赫数方法还在研究中。

发明内容

[0013] 本发明针对上述现有技术还没有可行的高超声速变马赫数风洞喷管的问题,提出一种高超声速变马赫数风洞喷管,以实现宽马赫数变化范围的风洞喷管。

[0014] 为了解决上述问题,本发明提供一种高超声速变马赫数风洞喷管,包括两两相对的两块气动型面板和两块侧面直板,所述气动型面板和侧面直板组成二维收缩-扩张通道,两块或其中一块气动型面板能够以其出口端为轴转动。

[0015] 优选地,上述高超声速变马赫数风洞喷管还具有以下特点:

[0016] 所述收缩-扩张通道的截面均为矩形。

[0017] 优选地,上述高超声速变马赫数风洞喷管还具有以下特点:

[0018] 所述两块气动型面板和两块侧面直板均具有足够的厚度以留出冷却结构和密封结构的空间。

[0019] 优选地,上述高超声速变马赫数风洞喷管还具有以下特点:

[0020] 所述气动型面板的气动型面满足如下要求:

[0021] 在马赫数变化范围内,若工作马赫数大于设计马赫数,喷管扩张段流场轴线上最后一条膨胀波在扩张通道出口的高度与喷管出口半高的比值不小于 0.8;若工作马赫数小于设计马赫数,喷管扩张段出口流场的气流受压缩波作用的转角小于设计值,所述设计值由当前马赫数工况喷管出口流场参数的均匀性指标决定。

[0022] 本发明的高超声速变马赫数风洞喷管是一种气动型面固定,气动型面板转动改变出口马赫数的二维高超声速变马赫数风洞喷管。与日本 JAXA 的小型低马赫数转动喷管相比,本发明的喷管采用了上下两个气动型面,使得出口气流转角更小,流场具有对称性,并且气流核心区占比更大;和柔壁喷管相比,本发明的转动喷管没有柔壁复杂的控制机构,结构更简单,增加了密封和冷却空间。与美国在探讨的各种高超声速变马赫数方案相比,本发明具有马赫数变化范围宽,结构简单,流场品质好的特点,还能够兼顾喷管的密封和冷却空间,工程上具有适用性、工艺性和经济性良好的优点。

附图说明

[0023] 图 1 是本发明实施例的高超声速变马赫数风洞喷管示意图。

[0024] 图 2 是本发明实施例的气动型面绕出口端的轴转动时不同马赫数工况流场特征线结构示意图。

[0025] 图 3 是本发明实施例的喷管转动到不同马赫数工况时最后一条膨胀波在喷管出口的相对高度。

[0026] 图 4 是本发明实施例的不同的喷管设计长高比和设计马赫数条件下喷管出口气流转角。

具体实施方式

[0027] 本发明提供的高超声速变马赫数风洞喷管方案，采用了二维拉瓦尔型面，具有气流收缩段和扩张段。亚声速气流在喷管入口进入收缩段不断加速，至喷管最小截面处达到马赫数 1；超声速气流在扩张段继续加速，至出口达到预定马赫数。收缩段保证气流加速过程中不分离，扩张段保证风洞要求的出口气流条件。该喷管包括两块相对的气动型面板和两块侧面直板，所述气动型面板和侧面直板组成二维收缩-扩张通道，两块或其中一块气动型面板能够以其出口端为轴转动，从而改变收缩-扩张通道的临界截面(收缩-扩张管道通道的最小截面)面积，进而改变收缩-扩张通道的出口马赫数。

[0028] 该收缩-扩张通道的截面均为矩形，收缩-扩张通道的气动型面板的型面设计保证在宽马赫数变化范围内，通道出口气流品质良好；两块气动型面板和两块侧面直板均具有足够的厚度以留出冷却结构和密封结构的空间，保证在高焓气流条件下，喷管能够正常工作。

[0029] 本发明的高超声速变马赫数风洞喷管的气动型面设计准则是：马赫数变化范围内，若工作马赫数大于设计马赫数，喷管扩张段流场轴线上最后一条膨胀波在扩张通道出口的相对高度不小于 0.8(该相对高度是指：该膨胀波在扩张通道出口的高度与喷管出口半高的比值)；若工作马赫数小于设计马赫数，喷管扩张段出口流场的气流受压缩波作用的转角小于设计值，该设计值决定于当前马赫数工况喷管出口流场参数的标准均匀性指标(国标或军标)。该设计准则是对预定的马赫数变化范围设计目标，给出基于特征线方法的气动型面设计参数范围，保证设计出的气动型面在马赫数变化范围目标内均能实现出口气流品质良好。

[0030] 下文中将结合附图对本发明的实施例进行详细说明。需要说明的是，在不冲突的情况下，本申请中的实施例及实施例中的特征可以相互任意组合。

[0031] 如图 1 所示，喷管相对的两个气动型面决定了通道收缩-扩张形式，并和侧面(垂直纸面方向)两块直板共同组成二维气动通道。沿来流方向看，气体通道每个截面均为矩形(或正方形)。喷管的气动型面板可以绕出口端的轴转动，从而改变喉部(最小气动截面)的高度，根据气动理论，喷管出口的气流马赫数就相应改变。

[0032] 如图 2 所示，喷管的气动型面板转动的过程中，根据特征线理论，喷管轴线上最后一条膨胀波在喷管出口位置的理论高度随之变化。喷管在设计位置时，轴线上最后一条膨胀波在喷管出口位置的理论高度等于喷管出口半高，这是理论上的最佳位置，意味着喷管出口气流均匀区最大；喷管气动型面板转到出口马赫数小于设计马赫数位置时，轴线上最后一条膨胀波的角度变大，还未到达出口即到达喷管壁面，此后这条膨胀波和喷管壁面的交点至喷管出口的壁面是压缩壁面，气流在这一段受到压缩波的作用，流动方向将会由水平向中心轴偏转 δ 。气流偏转角 δ 的大小等于喷管由设计型面位置转动到当前马赫数位置的转角，压缩波的强弱与转动的角度有关；喷管气动型面板转到出口马赫数大于设计马赫数位置时，轴线上最后一条膨胀波在喷管出口位置的高度小于喷管出口半高，对已经确定型面的喷管，当前位置的出口马赫数与型面设计马赫数相差越大，其出口位置的高度小

于喷管出口半高越多。

[0033] 高超声速变马赫数风洞喷管气动型面设计准则是基于气体动力学特征线理论,对喷管型面板转动过程中其内部流场的特征线结构进行理论分析,所得到的喷管气动型面设计参数合适的取值范围。

[0034] 图 3 给出的是不同设计马赫数得到的喷管型面转动到不同马赫数位置时轴线上最后一条膨胀波在喷管出口的相对高度,图中给出了设计马赫数 4.0, 5.5, 7.0, 8.5 和 10.0 相应曲线,其它设计马赫数的曲线可类似获得,或者插值近似获得。根据相对高度的设计值确定喷管的设计马赫数,相对高度一般应不小于 0.8。

[0035] 喷管转动位置的马赫数小于设计马赫数时,相对高度大于 1(轴线上最后一条膨胀波还未到达出口前已经相交于壁面),气流在喷管内的流动有一个受压缩过程,流动方向会有偏转。图 4 给出的是不同设计马赫数和设计长高比(扩张段长度与出口半高之比)得到的喷管型面,其转动到不同马赫数工况(小于设计马赫数)时,相应气流转角的大小。图中给出了设计马赫数 5.5, 7.0 相应曲线,其它设计马赫数的曲线可类似获得,或者插值近似获得。根据气流转角的设计值确定喷管的设计参数长高比。

[0036] 下面以一具体应用实例进一步说明本发明:

[0037] 设计马赫数变化范围 4~7,喷管出口半高 90mm 的二维转动变马赫数喷管型面。由图 3 可知,若要求喷管转动到马赫数 7 时轴线上最后一条膨胀波在喷管出口的相对高度约为 0.8,喷管的设计马赫数应大于等于 5.5。由图 4 可知,若要求喷管转动到马赫数 4 时轴线上最后一条膨胀波与喷管壁面相交后的气流转角小于 0.4°C,则喷管的设计马赫数为 5.5 时,设计长高比应大于或等于 10;喷管的设计马赫数为 7.0 时,设计长高比应大于或等于 12。目前的结论基于理论分析,实际的流动因为气动粘性,长高比越大,喷管出口壁面边界层越厚,流场均匀区越小,因此并非长高比越大越好。因此,以马赫数 5.5, 长高比 11 为喷管气动型面设计参数,应用特征线理论得到喷管的气动型面。

[0038] 本发明可以用于任意尺寸和高超声速马赫数变马赫数风洞喷管的设计,上述实例是为了阐述本发明,不对本发明的保护范围构成限制。凡与本发明设计思路相同的实施方式均在本发明的保护范围内。

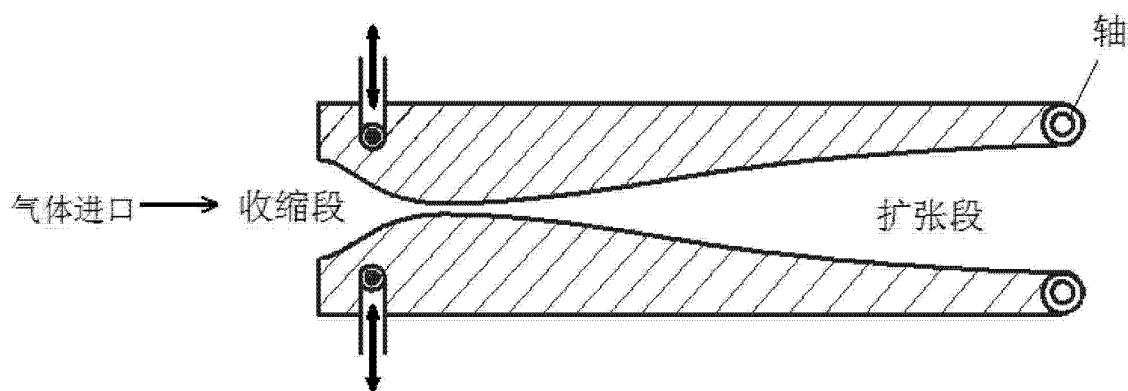


图 1

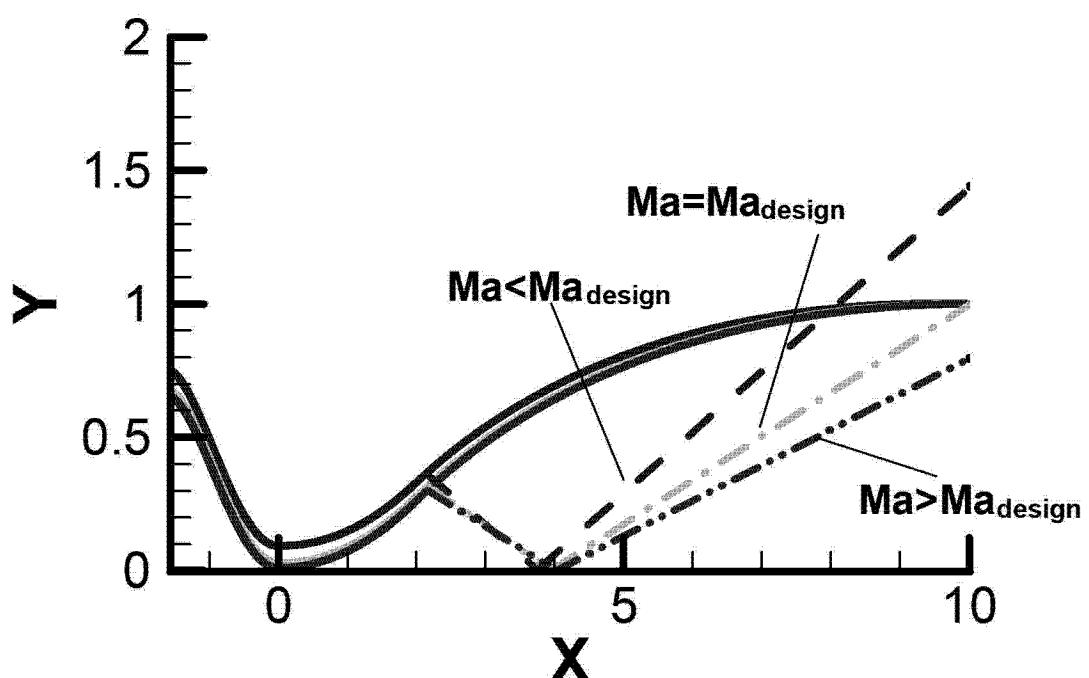


图 2

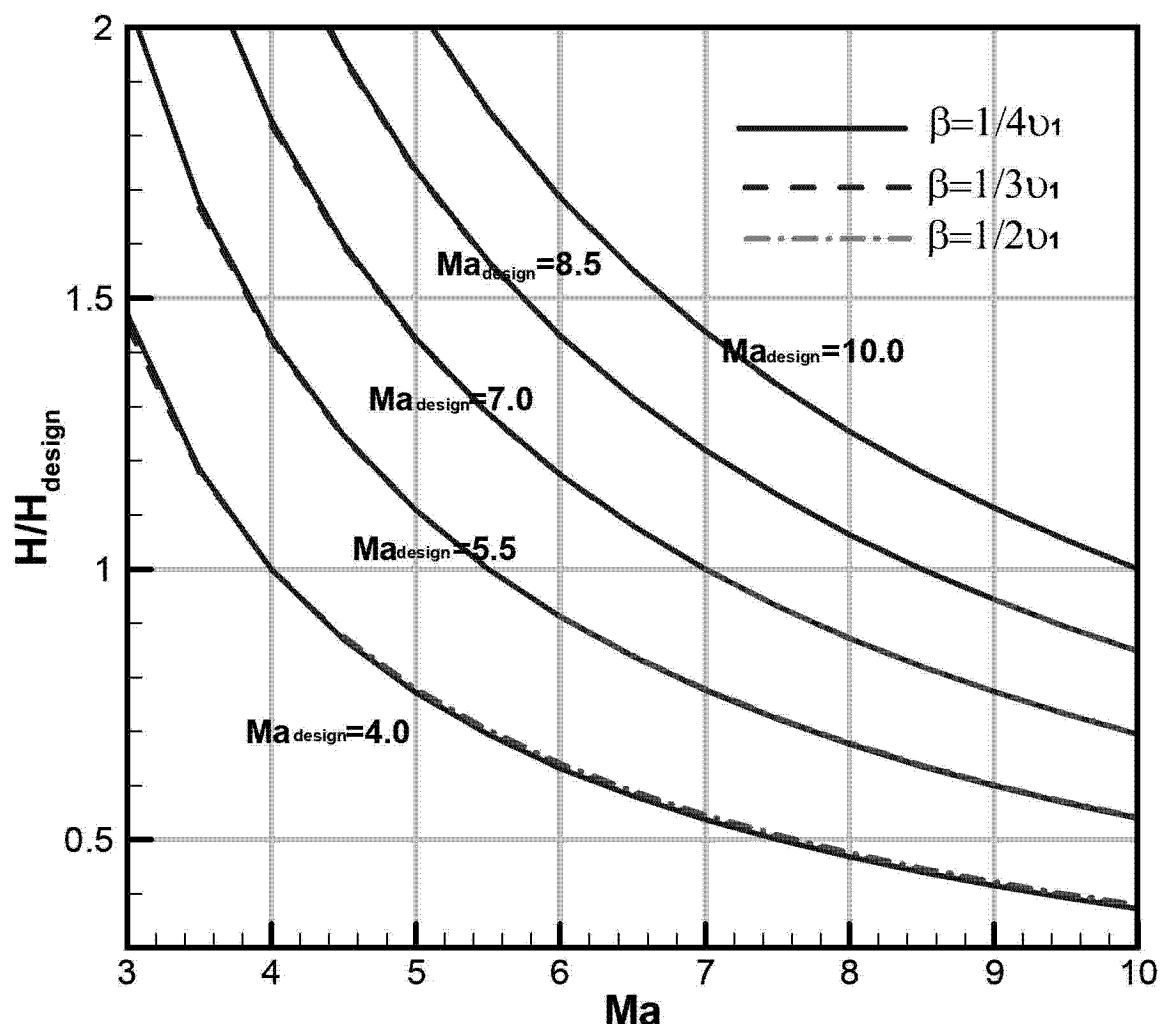


图 3

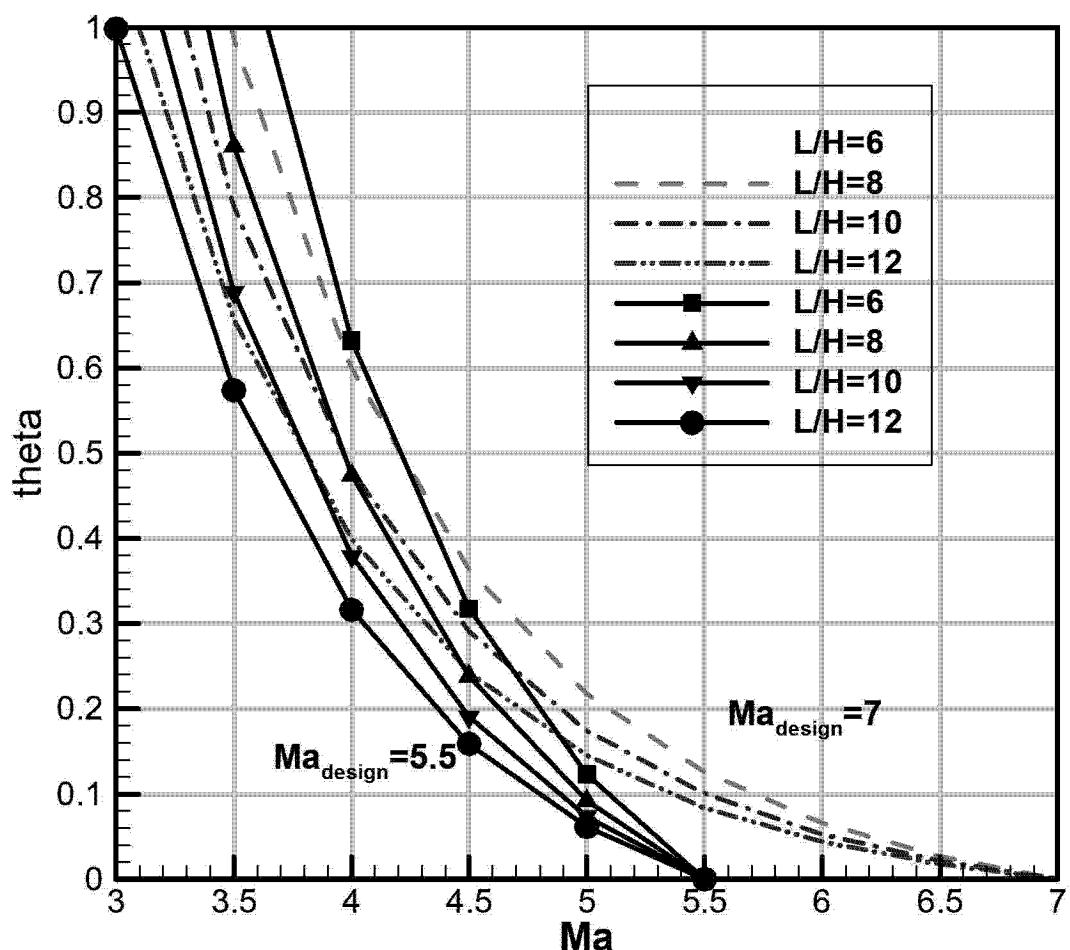


图 4