



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 112412626 B

(45) 授权公告日 2021.12.24

(21) 申请号 202011222904.0

F02C 7/16 (2006.01)

(22) 申请日 2020.11.05

F04D 21/00 (2006.01)

F04D 25/00 (2006.01)

(65) 同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 112412626 A

(56) 对比文件

JP H06294351 A, 1994.10.21

CN 107218133 A, 2017.09.29

CN 108910059 A, 2018.11.30

CN 108317019 A, 2018.07.24

CN 107218133 A, 2017.09.29

(43) 申请公布日 2021.02.26

(73) 专利权人 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 陆阳 范学军

审查员 周红叶

(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 焦海峰

(51) Int. Cl.

F02C 7/04 (2006.01)

F02C 7/143 (2006.01)

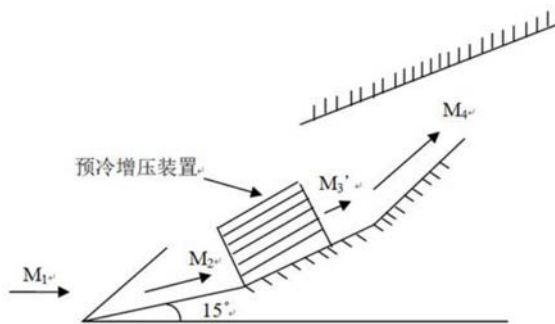
权利要求书1页 说明书6页 附图2页

(54) 发明名称

一种分段式超声速来流的预冷增压方法

(57) 摘要

本发明属于吸气式空天发动机设备技术领域,针对进气道压缩过程导致总压损失的技术问题,本发明提出一种分段式超声速来流预冷增压方法,先对超声速气流在进气道内边预冷边增压,变为亚声速后可根据具体需求,可选地利用或不再利用空气预冷增压装置对来流进行预冷,最终送入压气机进行压缩。这种超声速来流的预冷增压方法可以大幅提高超声速进气道的实际总压恢复系数,在高马赫数工况时保证压气机入口气体温度符合设计要求,从而能有效拓展吸气式涡轮发动机工作马赫数上限,并提高发动机热效率。



1. 一种分段式超声速来流的预冷增压方法,其特征在于,具体包括如下步骤:

(1) 超声速进气道内设置有预冷增压装置,超声速气流经超声速进气道预压缩,再通过预冷增压装置边预冷边增压;

(2) 超声速气流通过预冷增压装置被冷却增压后流速会提高,但通过超声速进气道的激波系最终超声速气流会减速为亚声速气流;

(3) 超声速进气道的尾部设置有压气机,亚声速气流输送至压气机继续压缩;

所述超声速进气道设置为分段式结构,气流经过超声速进气道的过程中,通过斜劈a控制斜激波使气流速度从M1减速至M2,通过预冷增压装置使气流加速至M3',再通过斜劈b控制斜激波使气流速度从M3' 减速至M4,并最终减速至马赫数小于1。

2. 根据权利要求1所述一种分段式超声速来流的预冷增压方法,其特征在于,所述步骤(1)或步骤(2)中的超声速气流减速为亚声速气流前,超声速气流的全部或一部分流过预冷增压装置进行边预冷边增压。

3. 根据权利要求1所述一种分段式超声速来流的预冷增压方法,其特征在于,所述步骤(1)或步骤(2)中的预冷增压装置设置为逆向冷却式结构,即冷却剂的流动方向与空气流动方向是相反的或二者之间呈一定角度。

4. 根据权利要求1所述一种分段式超声速来流的预冷增压方法,其特征在于,所述步骤(1)或步骤(2)中预冷增压装置内的冷却剂采用氢或煤油、甲烷碳氢燃料中的任意一种。

5. 根据权利要求1所述一种分段式超声速来流的预冷增压方法,其特征在于,所述预冷增压装置下游还设置有亚声速预冷器,超声速气流减速为亚声速气流后,通过亚声速预冷器对亚声速气流进一步预冷。

6. 根据权利要求5所述一种分段式超声速来流的预冷增压方法,其特征在于,所述预冷增压装置和亚声速预冷器通过一体化设计为一个装置。

7. 根据权利要求1所述一种分段式超声速来流的预冷增压方法,其特征在于,所述步骤(1)-步骤(3)中的超声速进气道的最大理论总压恢复系数的计算公式为:

$$\frac{p_0}{p_0^*} = \frac{\gamma + 1}{1 + \gamma M^2} \left[\frac{2 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)}{\gamma + 1} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

其中, γ 为气体比热比,M为马赫数, p_0 为总压, p_0^* 代表马赫数为1处的总压值。

8. 根据权利要求1-7任意一项所述一种分段式超声速来流的预冷增压方法,其特征在于,所述预冷增压装置包括空气腔、耐压冷却管路系统、冷却剂供应系统,超声速气流通过空气腔进行流通,耐压冷却管路系统包括多根耐压冷却管路,耐压冷却管路嵌设在空气腔内部,冷却剂供应系统包括储罐、冷却剂、增压泵,冷却剂储存在储罐内,储罐通过增压泵和耐压冷却管路连通,冷却剂供应系统将增压后的冷却剂按照不同工况下的冷却剂设计流量,输送至耐压冷却管路,冷却剂通过流经耐压冷却管路系统,对充斥于空气腔内的高速流动的来流空气进行冷却,最终流出预冷增压装置。

9. 根据权利要求8所述一种分段式超声速来流的预冷增压方法,其特征在于,所述冷却剂与超声速气流不直接接触,二者之间通过耐压冷却管路系统的耐压冷却管路外壁面发生热交换。

一种分段式超声速来流的预冷增压方法

技术领域

[0001] 本发明属于吸气式空天发动机设备技术领域,具体涉及一种分段式超声速来流的预冷增压方法。

背景技术

[0002] 吸气式空天发动机是各国争夺临近空间的重点,常见的吸气式空天发动机包括涡轮、冲压或涡轮-冲压组合发动机。此类发动机一般需要工作于较高和较宽的飞行马赫数区间(例如Ma3-5),它们的进气道属于超声速进气道。一个好的超声速进气道,应该具有高的通流能力,较小的流动损失及外阻,较宽的工作范围和均匀的出口流场。对应衡量其性能的主要指标为总压恢复系数,流量系数,进气道出口畸变指数,阻力和稳定性裕度等。宽速域发动机超声速进气道的设计,需要在整个工作马赫数范围内使得上述指标都保持在较高的水准之上,难度相当大。其中总压恢复系数是与发动机性能联系最紧密的一个关键参数,是进气道设计需要重点保证的核心指标。现有常规的超声速进气道不可避免会导致来流总压损失。

[0003] 以吸气式涡轮发动机为例,现有的增压方式如下:来流经进气道初步压缩,气流速度降低为亚声速后再输送至压气机压缩。图1为一个典型的Ma3.0的超声速进气道,即使由多道斜激波和一道弱正激波组成,还是会导致总压损失。因此,如何尽可能减少进气道压缩过程对来流总压的损失,提高总压恢复系数的水平,是一个重要的科学问题。

发明内容

[0004] 针对现有技术中存在的问题,本发明的目的在于提供一种分段式超声速来流的预冷增压方法,使用一套预冷装置对超声速来流在进气道内边预冷边压缩,使得来流空气总压恢复系数大幅提升,当气流最终变为亚声速后,再送入压气机进行压缩。不仅能够打破对吸气涡轮发动机最高飞行速度的限制,还可以大幅提高进气道总压恢复系数。

[0005] 本发明采取的技术方案为:

[0006] 一种分段式超声速来流的预冷增压方法,具体包括如下步骤:

[0007] (1) 超声速进气道内设置有预冷增压装置,超声速气流经超声速进气道预压缩,再通过预冷增压装置边预冷边增压;

[0008] (2) 超声速气流通过预冷增压装置被冷却增压后流速会提高,但通过超声速进气道的激波系最终超声速气流会减速为亚声速气流;

[0009] (3) 超声速进气道的尾部设置有压气机,亚声速气流输送至压气机继续压缩。

[0010] 进一步的,所述步骤(1)或步骤(2)中的超声速气流减速为亚声速气流前,超声速气流的全部或一部分流过预冷增压装置进行边预冷边增压。

[0011] 进一步的,所述步骤(1)或步骤(2)中的预冷增压装置设置为逆向冷却式结构,即冷却剂的流动方向与空气流动方向是相反的或二者之间呈一定角度。

[0012] 进一步的,所述步骤(1)或步骤(2)中预冷增压装置内的冷却剂采用氢或煤油、甲

烷碳氢燃料中的任意一种,预冷增压装置内的预冷增压过程往往非常迅速,耗时不到1秒。

[0013] 进一步的,所述步骤(2)中的超声速进气道设置为激波系分段式结构,具体设置为n段进气道, $n \geq 1$,气流经过超声速进气道的过程中,通过斜劈a控制斜激波 M_i 减速至斜激波 $M(n-2)$,通过斜劈b控制斜激波 $M(n-2)$ 减速至斜激波 $M(n-1)$,通过斜劈c控制斜激波 $M(n-1)$ 减速至斜激波 M_n 。

[0014] 进一步的,所述预冷增压装置下游还设置有亚声速预冷器,超声速气流减速为亚声速气流后,通过亚声速预冷器对亚声速气流进一步预冷。

[0015] 更进一步的,所述预冷增压装置和亚声速预冷器通过一体化设计为一个装置。

[0016] 进一步的,所述步骤(1)-步骤(3)中的超声速进气道的最大理论总压恢复系数的计算公式为:

$$[0017] \quad \frac{p_0}{p_0^*} = \frac{\gamma + 1}{1 + \gamma M^2} \left[\frac{2 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)}{\gamma + 1} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

[0018] 其中, γ 为气体比热比, M 为马赫数, p_0 为总压, p_0^* 代表马赫数为1处的总压值。

[0019] 进一步的,所述预冷增压装置包括空气腔、耐压冷却管路系统、冷却剂供应系统,超声速气流通过空气腔进行流通,耐压冷却管路系统包括多根耐压冷却管路,耐压冷却管路嵌设在空气腔内部,冷却剂供应系统包括储罐、冷却剂、增压泵,冷却剂储存在储罐内,储罐通过增压泵和耐压冷却管路连通,冷却剂供应系统将增压后的冷却剂按照不同工况下的冷却剂设计流量,输送至预冷增压装置,冷却剂通过流经耐压冷却管路系统,对充斥于空气腔内的高速流动的来流空气进行冷却,最终流出预冷增压装置。

[0020] 更进一步的,所述冷却剂与超声速气流不直接接触,二者之间通过耐压冷却管路系统的冷却管路外壁面发生热交换,因此冷却管路外壁面涉及具备强化换热并将沿程阻力损失控制在可允许范围内的特点。

[0021] 本发明的有益效果为:

[0022] 通过在高速飞行器进气的超声速段预冷,直接效果可大幅提高来流空气的恢复总压。进而能有效降低压气机设计难度:若增压目标不变,可减少压气机级数、尺寸与重量;若压气机设计不变,则能使得总的增压比变大,从而能够令热发动机热力循环效率和做功能力大幅提高。基于本发明提出的超声速预冷增压方法的发动机,与常规无超声速预冷段的发动机相比,进气道和压气机设计裕度更大,发动机工作范围更宽,能支持飞行器工作在更高的高度或更快的速度。

附图说明

[0023] 图1为现有技术中一个典型的M3.0的超声速进气道图。

[0024] 图2为可压缩流动瑞利线和范诺线图。

[0025] 图3为一个无预冷增压装置的超声速进气道图。

[0026] 图4为本发明示例的整体结构示意图。

具体实施方式

[0027] 下面结合附图进一步说明本发明。

[0028] 其中,超声速预冷增压段为本发明必需的组成部分,而亚声速预冷器根据实际冷却需求作为可选部分。空气预冷增压装置可以做成一段或者分段分体设计。空气预冷增压装置和亚声速预冷器可独立也可以一体化设计。

[0029] 实施例1

[0030] 如图1所示,传统增压方式:来流经进气道激波系预压缩,变成亚声速后输送至压气机再次压缩。

[0031] 如图4所示,一种分段式超声速来流的预冷增压方法,具体包括如下步骤:

[0032] (1) 超声速进气道内设置有预冷增压装置,超声速气流经超声速进气道预压缩,再通过预冷增压装置边预冷边增压;

[0033] (2) 超声速气流通过预冷增压装置被冷却增压后流速会提高,但通过超声速进气道的激波系最终超声速气流会减速为亚声速气流;

[0034] (3) 超声速进气道的尾部设置有压气机,亚声速气流输送至压气机继续压缩。

[0035] 所述步骤(1)中超声速进气道设置为分段式结构,具体设置为四段进气道,气流经过超声速进气道的过程中,通过斜劈a控制斜激波使气流速度从M1减速至M2,通过预冷增压装置使气流加速至M3',再通过斜劈的斜激波M3' 减速至M4,并最终减速至马赫数小于1。

[0036] 在上述方案的基础上,在空气预冷增压装置下游还设置有亚声速预冷器,超声速气流减速为亚声速气流后,通过亚声速预冷器对亚声速气流进一步预冷。

[0037] 空气预冷增压装置和亚声速预冷器通过一体化设计为一个装置。

[0038] 本发明提出的预冷增压方式:超声速来流经进气道预压缩,然后在其中安放的预冷增压装置边预冷边增压,气流变为亚声速后,输送至压气机继续压缩。

[0039] 本发明的原理说明如下:

[0040] 如图2所示,对超声速来流空气而言,冷却会使得总温降低,熵减小,密度、静温和静压下降,总压增加,马赫数增大;即上图中从点R往点1方向变化。

[0041] 如表1所示,超声速进气道的最大理论总压恢复系数的计算公式为:

$$[0042] \quad \frac{p_0}{p_0^*} = \frac{\gamma + 1}{1 + \gamma M^2} \left[\frac{2 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)}{\gamma + 1} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

[0043] 其中, γ 为气体比热比,M为马赫数, p_0 为总压值, p_0^* 代表马赫数为1处的总压值。

[0044] 具体量化的变化情况可参考如下表格1:

[0045] 表1超声速无摩擦变总温流动(比热比1.4的瑞利流)重要物理量数据

M	$\frac{T}{T^*}$	$\frac{T_0}{T_0^*}$	$\frac{P}{P^*}$	$\frac{P_0}{P_0^*}$	$\frac{\rho^*}{\rho}$
1.0	1.00	1.00	1.00	1.00	1.000
1.1	0.96031	0.99392	0.89087	1.005	1.078
1.2	0.91185	0.97872	0.79576	1.019	1.146
1.3	0.85917	0.95798	0.71301	1.044	1.205
1.4	0.80539	0.93425	0.64103	1.078	1.256
1.5	0.75250	0.90928	0.57831	1.122	1.301
1.6	0.70174	0.88419	0.52356	1.176	1.340
1.7	0.65377	0.85971	0.47562	1.240	1.375
1.8	0.60894	0.83628	0.43353	1.316	1.405
1.9	0.56734	0.81414	0.39643	1.403	1.431
2.0	0.52893	0.79339	0.36364	1.503	1.455
[0046] 2.1	0.49356	0.77406	0.33454	1.616	1.475
2.2	0.46106	0.75613	0.30864	1.743	1.494
2.3	0.43122	0.73954	0.28551	1.886	1.510
2.4	0.40384	0.72421	0.26478	2.045	1.525
2.5	0.37870	0.71006	0.24615	2.222	1.538
2.6	0.35561	0.69700	0.22936	2.418	1.550
2.7	0.33439	0.68494	0.21417	2.634	1.561
2.8	0.31486	0.67380	0.20040	2.873	1.571
2.9	0.29687	0.66350	0.18788	3.136	1.580
3.0	0.28028	0.65398	0.17647	3.424	1.588
3.5	0.21419	0.61580	0.13223	5.328	1.620
4.0	0.16831	0.58909	0.10256	8.227	1.641
4.5	0.13540	0.56982	0.081772	12.50	1.656
5.0	0.11111	0.55556	0.066667	18.63	1.667

[0047] 表格中每行物理量从左往右依次为马赫数,无量纲静温,无量纲总温,无量纲静压,无量纲总压,无量纲密度的倒数。无量纲物理量由实际值除以马赫数为1时候的对应值(即声速对应值)。

[0048] 同时,由于不可忽视的摩擦,会使得点1朝点F移动。也就是说,冷却和摩擦效应是反向的,两个效应部分互相抵消,但保证总体效果仍然为气流的总温降低,总压升高。

[0049] 这意味着,如果进气道某段与预冷器一体化设计,能够使得总压在预冷段快速上升,非预冷段下降,综合效应可使得总压上升。

[0050] 实施例2

[0051] 在实施例1的基础上,不同于实施例1,所述预冷增压装置包括空气腔、耐压冷却管路系统、冷却剂供应系统,超声速气流通过空气腔进行流通,耐压冷却管路系统包括数根耐压冷却管路,耐压冷却管路嵌设在空气腔内部,冷却剂供应系统包括储罐、冷却剂、增压泵,冷却剂储存在储罐内,储罐通过增压泵和耐压冷却管路连通,冷却剂供应系统将储罐内的冷却剂增压后按照不同工况下的冷却剂设计流量,输送至预冷增压装置,冷却剂通过流经耐压冷却管路系统,对充斥于空气腔内的高速流动的来流空气进行冷却,最终流出预冷增压装置。

[0052] 预冷增压装置设置为逆向冷却式结构,即冷却剂的流动方向与空气流动方向是相反的或二者之间呈一定角度。

[0053] 耐压冷却管路系统中,多根耐压冷却管路沿着空气腔的中轴线延伸方向呈水平等间距循环排布设置,或多根耐压冷却管路沿着与空气腔的中轴线呈一定倾斜角度等间距循环排布设置。

[0054] 预冷增压装置内冷却剂供应系统的冷却剂采用氢或煤油、甲烷碳氢燃料中的任意一种,冷却剂与超声速气流不直接接触,二者之间通过耐压冷却管路系统的冷却管路外壁面发生热交换,因此冷却管路外壁面涉及具备强化换热并将沿程阻力损失控制在可允许范围内的特点。

[0055] 本发明提出一种分段式超声速来流预冷增压方法与相应装置,先对超声速来流在进气道内边预冷边增压,变为亚声速后可根据具体需求,可选地对或不对来流进行进一步预冷,并最终送入压气机进行压缩。这种方法和装置可以大幅提高超声速进气道的实际总压恢复系数,在高马赫数工况时保证压气机入口气体温度符合设计要求,从而能有效拓展吸气式涡轮发动机工作马赫数上限,并提高发动机热效率。

[0056] 实施例3

[0057] 在实施例1的基础上,下面举一个例子进行说明,先忽略摩擦的影响,空气比热比用1.4定值。

[0058] 如图3所示,为一个M3.5的进气道构成,利用了3个15°角的斜劈(斜劈角度并不要求是15°,这里为了方便计算假定为15°,斜劈个数也不要求是3个,可以根据需要增加或减少)。第一个斜劈使得M1=3.5减速至M2=2.59,第二个减速至M3=1.93,第三个减速至M4=0.59。

[0059] 图4中,把M2=2.59作为超声速预冷增压装置入口马赫数,气流通过超声速预冷增压装置冷却加速到M3'=3.5,理论上来流总压会增加至入口总压的2.2倍(如表1所示,M3.5处 $\frac{p_0}{p_0}$ 值为5.328,M2.6处 $\frac{p_0}{p_0}$ 值为2.418,二者相除得到总压增加的倍数为2.2倍);再减速回M2=2.59,进一步减速至M3=1.93,最终完成减速至0.59的任务。此过程中的总压恢复系数为:2.2*0.848*0.932*0.754=1.317。从入口M3'=3.5处计算的总压恢复系数为:0.848*1.317=1.117,即从进气道全程来分析,由于超声速冷却增压的作用,最终总压不降反而有可能升高。

[0060] 作为对比,把M2=2.59看作常规多波系进气道第一道斜激波后参数,则还需后续两个斜劈完成减速至0.59的任务。此过程中的总压恢复系数为:0.932*0.754=0.703。从入口M3'=3.5处计算的总压恢复系数为:0.848*0.703=0.596。

[0061] 超声速放热流动,总压随马赫数增加提高幅度很快,而总温下降速率则缓慢的多,且总温的下降幅度是有一个理论极限的,要达到这个极限对应无穷大的马赫数,这显然是不现实的。按照前面的参数,从M2=2.59冷却加速至M3'=3.5,总温会从754K下降到667K。因此若初始总温较高,目标总温较低需要进一步降低总温时,需要在亚声速段对气流进一步冷却。

[0062] 超声速预冷的主要收益是增压方面的。引入一个能将来流温度轻度冷却754-667=87K的短小紧凑的换热器,就能获得理论上恢复总压显著提高的比例为1.117/0.596-1.0=87.4%;即使考虑摩擦效应,增加幅度仍有望在50%以上。不仅能将进气道设计点下推,还为压气机设计减轻了压力,可减少压气机级数、尺寸或重量。代价是增加了换热器的重量,以及对气流的扰动,进气道设计难度加大,且尺寸会不可避免地增加一些(但由于换热

总温下降幅度很有限,尺寸也不会增加太长)。此外,通过下表中超声速预冷进气道与常规无预冷进气道参数对比可以发现,将进气道布置于超声速进气道段,使得飞行在更高的高度成为可能,这在某些场合是非常有益的特性。

[0063] 表2超声速预冷进气道与常规无预冷进气道参数对比

超声速预冷进气道			22km/Ma3.5工况点	28km/Ma3.5工况点
马赫数	静温T	总温T0	总压P0	总压P0
3.5	220.0	759.0	3.05	1.24
2.59	321.9	753.7	2.59	1.05
3.5	192.7	664.7	5.69	2.31
2.59	281.8	660.0	4.83	1.95
1.93	374.9	654.2	4.50	1.82
0.59	611.5	654.1	3.39	1.37
常规进气道				
马赫数	静温T	总温T0	总压P0	总压P0
3.5	220.0	759.0	3.05	1.24
2.59	321.9	753.7	2.59	1.05
1.93	428.1	747.1	2.41	0.98
0.59	698.3	746.9	1.82	0.74

[0065] 所以,可分段设计针对超声速来流的预冷,第一段为超声速预冷增压器,等气流经过进气道变为亚声速之后,根据需要设置第二段的亚声速换热器进一步对来流进行冷却。这种可选的灵活组合方式为了能将高马赫数下高总温来流进一步冷却到压气机入口设计参数范围内。

[0066] 以上所述并非是对本发明的限制,应当指出:对于本技术领域的普通技术人员来说,在不脱离本发明实质范围的前提下,还可以做出若干变化、改型、添加或替换,这些改进和润饰也应视为本发明的保护范围。

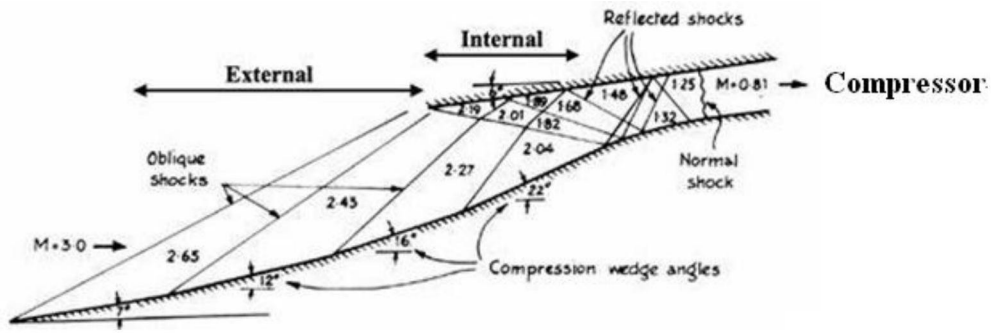


图1

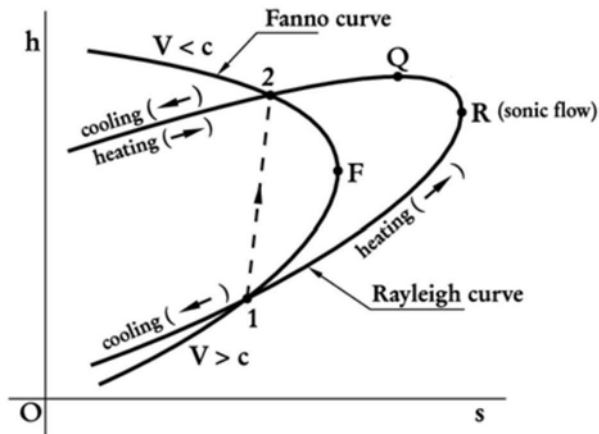


图2

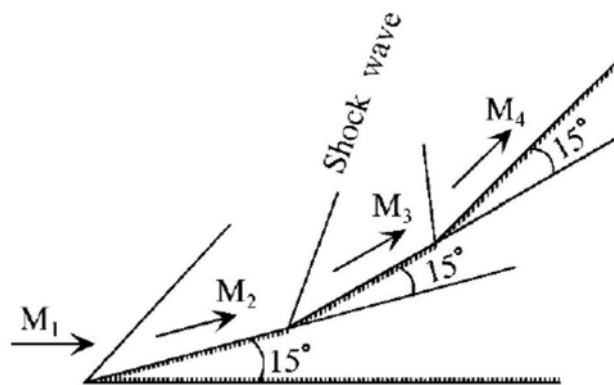


图3

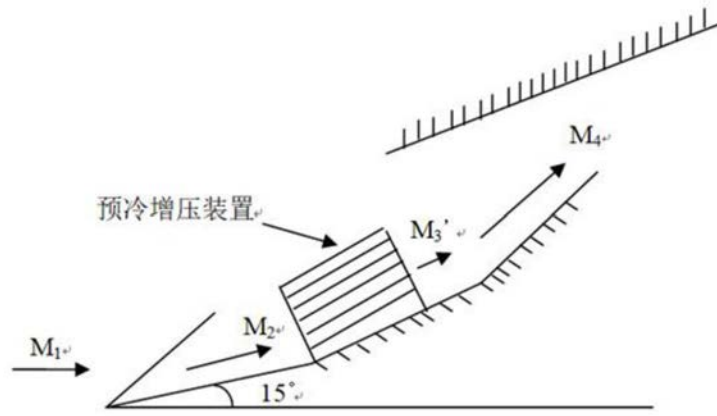


图4