



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 104612813 A

(43) 申请公布日 2015. 05. 13

(21) 申请号 201510102961. 8

(22) 申请日 2015. 03. 09

(71) 申请人 北京动力机械研究所  
地址 100074 北京市丰台区云岗西里1号

(72) 发明人 李娜 刘汉斌 姜云峰 甘斌林  
王绍卿 赵庆隆

(74) 专利代理机构 中国兵器工业集团公司专利  
中心 11011

代理人 刘东升

(51) Int. Cl.  
F02B 29/04(2006. 01)

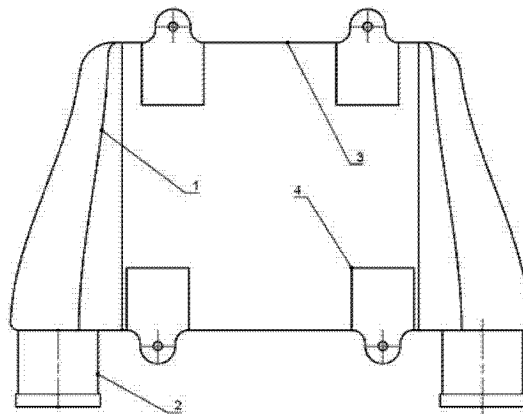
权利要求书1页 说明书7页 附图2页

(54) 发明名称

高热流密度紧凑式三角肋片中冷器

(57) 摘要

本发明涉及一种高热流密度紧凑式三角肋片中冷器,属于换热器高空应用技术领域。本发明设计的中冷器具有良好的传热效率和较高的强度,此外还应具有较小的流阻。设计完成后的中冷器匹配到高空涡轮增压活塞发动机系统中,通过飞行冷风来流对增压后的高温热空气进行换热冷却,使进气温度降低到涡轮增压活塞发动机可承受的范围,能避免发动机发生爆振燃烧,同时提高进气密度,使发动机达到所需的高空功率。



1. 一种高热流密度紧凑式三角肋片中冷器,其特征在于,包括封头体(1)和芯体(3),所述封头体(1)焊接在芯体(3)上,用于对热流进行导流;所述芯体(3)由多组冷边翅片、多组热边翅片、多个隔板、两个侧板,多个冷边封条,以及多个热边封条组成;所述冷边翅片和热边翅片均为三角形平直翅片,且冷边翅片与热边翅片交叉放置实现叉流换热,相邻的两个翅片之间设有隔板;其中一侧板设置于顶端翅片的上侧,另一侧板设置于底端翅片的下侧;冷边封条设置于冷边翅片的侧面,热边封条设置于热边翅片的侧面。

2. 如权利要求1所述的高热流密度紧凑式三角肋片中冷器,其特征在于,所述中冷器还包括焊接在芯体(3)上的连接法兰(4),用于与外部部件连接。

3. 如权利要求1所述的高热流密度紧凑式三角肋片中冷器,其特征在于,所述中冷器还包括接头(2),所述接头(2)与芯体(3)采用氩弧焊连接。

4. 如权利要求3所述的高热流密度紧凑式三角肋片中冷器,其特征在于,每个冷边翅片或热边翅片包括多个重复单元,每个重复单元称为一节,每一节的纵截面为三角形。

5. 如权利要求4所述的高热流密度紧凑式三角肋片中冷器,其特征在于,在中冷器外廓尺寸为 $326 \times 247.5 \times 90\text{mm}$ 、热边、冷边翅片,热边、冷边封条和隔板材料为3A21,以及封头体(1)材料为5A06的条件下,计算芯体(3),热边、冷边翅片,隔板,热边、冷边封条以及侧板的尺寸,使得冷热边流比为1.1时,设计点效率达到 $\geq 0.51$ ,热边阻力达到 $\leq 3.0\text{kPa}$ ,冷边阻力达到 $\leq 1.5\text{kPa}$ 。

6. 如权利要求5所述的高热流密度紧凑式三角肋片中冷器,其特征在于,所述芯体(3)尺寸设计为 $180 \times 180 \times 90\text{mm}$ ,芯体中,对于冷边翅片,其节距为 $2.7\text{mm}$ ,翅高为 $6.0\text{mm}$ ,厚度为 $0.12\text{mm}$ ;对于热边翅片,其节距为 $2.0\text{mm}$ ,翅高为 $4.0\text{mm}$ ,厚度为 $0.12\text{mm}$ 。

7. 如权利要求6所述的高热流密度紧凑式三角肋片中冷器,其特征在于,所述隔板的厚度为 $0.5\text{mm}$ 。

8. 如权利要求7所述的高热流密度紧凑式三角肋片中冷器,其特征在于,所述侧板的厚度为 $1.5\text{mm}$ 。

9. 如权利要求8所述的高热流密度紧凑式三角肋片中冷器,其特征在于,所述冷边封条与热边封条的宽度均为 $5\text{mm}$ 。

## 高热流密度紧凑式三角肋片中冷器

### 技术领域

[0001] 本发明涉及换热器高空应用技术领域,具体涉及一种高热流密度紧凑式三角肋片中冷器。

### 背景技术

[0002] 中冷器是高空涡轮增压发动机增压系统的关键部件之一,本质是一种空-空换热器。其作用一是防止发动机爆燃。通过飞行冷风来流对增压后的高温热空气进行换热冷却,使进气温度降低到发动机可承受的范围,确保汽油发动机不发生爆振燃烧;作用二是降低增压空气的温度,进一步提高增压空气的密度,确保增压器在匹配设计点工作,不发生喘振和堵塞,使发动机达到所需的高空功率。

[0003] 国立中兴大学机械工程研究所,作者田绍纬学位论文《涡轮增压引擎高空性能的模拟试验与分析计算》中分析研究指出(无具体实物):航空飞行器匹配同一款增压器于同一高度飞行,若配备理想的中冷器则输出的功率会更大。以增压器效率  $\eta_c = 0.75$  来估算,当航空飞行器爬升到 10km 高度时,大气密度只有海平面的 35%,若要使用涡轮增压器将进气密度恢复到海平面的水准,并配备理想的中间冷却器(冷却效率  $\epsilon = 1$ ),则进气增压应为 2.85 倍,实际的进气压力将成为 79.2KPa,进气温度为零下 40℃。若没有配中间冷却器( $\epsilon = 0$ ),则进气增压应为 5.37 倍,实际的进气压力将成为 149.3KPa,实际的进气温度将成为 139℃。而实际使用中,中间冷却器的  $0 < \epsilon < 1$ ,故要达到相同的功率输出,会大大增加涡轮增压器的设计难度。

[0004] 空-空中冷器主要应用于赛车用汽油机,部分应用于民用增压柴油机。日本赛车用空-空中冷器业界认为是设计水平较高的,体现在性能和结构尺寸、重量方面的优势,上述特点对于飞行器应用较为适用。但由于汽车的结构特点,中冷器前置安装,迎风面积都较大,长度通常都在 600mm 左右,基本达到飞行器发动机舱体最大宽度,安装困难。由于安装结构限制,无法通过增加迎风面积进一步提高冷却效率。

### 发明内容

[0005] (一) 要解决的技术问题

[0006] 本发明要解决的技术问题是:如何在安装条件限制下设计出一种结构紧凑的中冷器,并使其具有良好的传热效率、较小流阻,能与涡轮增压发动机匹配,适应高空飞行环境。

[0007] (二) 技术方案

[0008] 为了解决上述技术问题,本发明提供了一种高热流密度紧凑式三角肋片中冷器,包括封头体 1 和芯体 3,所述封头体 1 焊接在芯体 3 上,用于对热流进行导流;所述芯体 3 由多组冷边翅片、多组热边翅片、多个隔板、两个侧板,多个冷边封条,以及多个热边封条组成;所述冷边翅片和热边翅片均为三角形平直翅片,且冷边翅片与热边翅片交叉放置实现叉流换热,相邻的两个翅片之间设有隔板;其中一侧板设置于顶端翅片的上侧,另一侧板设置于底端翅片的下侧;冷边封条设置于冷边翅片的侧面,热边封条设置于热边翅片的侧面。

- [0009] 优选地,所述中冷器还包括焊接在芯体 3 上的连接法兰 4,用于与外部部件连接。
- [0010] 优选地,所述中冷器还包括接头 2,所述接头 2 与芯体 3 采用氩弧焊连接。
- [0011] 优选地,每个冷边翅片或热边翅片包括多个重复单元,每个重复单元称为一节,每一节的纵截面为三角形。
- [0012] 优选地,在中冷器外廓尺寸为  $326 \times 247.5 \times 90\text{mm}$ 、热边、冷边翅片,热边、冷边封条和隔板材料为 3A21,以及封头材料为 5A06 的条件下,计算芯体,热边、冷边翅片,隔板,热边、冷边封条以及侧板的尺寸,使得冷热边流比为 1.1 时,设计点效率达到  $\geq 0.51$ ,热边阻力达到  $\leq 3.0\text{kPa}$ ,冷边阻力达到  $\leq 1.5\text{kPa}$ 。
- [0013] 优选地,芯体尺寸设计为  $180 \times 180 \times 90\text{mm}$ ,芯体中,对于冷边翅片,其节距为 2.7mm,翅高为 6.0mm,厚度为 0.12mm;对于热边翅片,其节距为 2.0mm,翅高为 4.0mm,厚度为 0.12mm。
- [0014] 优选地,所述隔板的厚度为 0.5mm。
- [0015] 优选地,所述侧板的厚度为 1.5mm。
- [0016] 优选地,所述冷边封条与热边封条的宽度均为 5mm。

### [0017] (三) 有益效果

[0018] 本发明通过结构、尺寸设计,使得中冷器具有良好的传热效率和较高的强度,此外还应具有较小的流阻。设计完成后的中冷器匹配到高空涡轮增压活塞发动机系统中,通过飞行冷风来流对增压后的高温热空气进行换热冷却,使进气温度降低到涡轮增压活塞发动机可承受的范围,能避免发动机发生爆振燃烧,同时提高进气密度,使发动机达到所需的高空功率。

### 附图说明

- [0019] 图 1 为本发明的中冷器结构平面示意图;
- [0020] 图 2 为本发明的中冷器中芯体结构示意图;
- [0021] 图 3 为全环境高空舱中冷器试验原理图;
- [0022] 图 4 为高空性能结果曲线图。

### 具体实施方式

[0023] 为使本发明的目的、内容和优点更加清楚,下面结合附图和实施例,对本发明的具体实施方式作进一步详细描述。

[0024] 如图 1 所示,本发明提供了一种高热流密度紧凑式三角肋片中冷器,包括封头体 1 和芯体 3,所述封头体 1 焊接在芯体 3 上,用于对热流进行导流;所述中冷器还包括焊接在芯体 3 上的连接法兰 4,用于与外部部件连接。所述中冷器还包括接头 2,所述接头 2 与芯体 3 采用氩弧焊连接。

[0025] 如图 2 所示,所述芯体 3 由多组冷边翅片 304(即传热芯体的冷通道的传热翅片,本发明中为 8 个)、多组热边翅片 306(传热芯体 3 的热通道的传热翅片,本发明中为 7 个)、多个隔板 305、两个侧板 301,多个冷边封条 302,以及多个热边封条 303 组成;为保证效率和阻力等指标都满足设计要求,本发明热边采用传热效率较高、节距较小的三角形平直翅片,冷边采用阻力损失较小、节距较大的三角形平直翅片,每个冷边翅片或热边翅片包括多

个重复单元,每个重复单元称为一节,每一节的纵截面为三角形。冷边翅片与热边翅片交叉放置实现叉流换热。相邻的两个翅片之间设有隔板;其中一侧板设置于顶端翅片的上侧,另一侧板设置于底端翅片的下侧;冷边封条设置于冷边翅片的侧面,热边封条设置于热边翅片的侧面。采用这种单流程叉流板翅式结构方案,空气从芯体的两个交叉通道中各自流过实现换热,其实现功能的基本原理是冷、热边流体存在温差,通过翅片和隔板导热,从而达到热量传递的效果。具体而言,热流先通过其中一个封头体 1 均匀引导到热边翅片的通道中,冷流直接进入冷边翅片的通道中,冷、热流换热,热流温度被降低后形成低温流从另一封头体 1 流出。

[0026] 在本发明的结构基本确定以后,由于本发明的结构尺寸受到安装空间的限制,冷、热边进出口连接形式已定,结构外廓尺寸改变的自由度很小。所以本发明只能在限定的尺寸范围中,根据实际空间布局按最大迎风面尺寸设计,对热边翅片、冷边翅片及隔板等进行选择。依据飞行器在高升限进行低速爬升时的冷风来流条件,设计该型中冷器,满足性能指标如下:在中冷器外廓尺寸为  $326 \times 247.5 \times 90\text{mm}$ 、热边、冷边翅片,热边、冷边封条和隔板材料为 3A21,以及封头材料为 5A06 的条件下,计算芯体,热边、冷边翅片,隔板,热边、冷边封条以及侧板的尺寸,使得冷热边流比为 1.1 时,设计点效率(换热效率)达到  $\geq 0.51$ ,热边阻力达到  $\leq 3.0\text{kPa}$ ,冷边阻力达到  $\leq 1.5\text{kPa}$ 。

[0027] 计算芯体,热边、冷边翅片,隔板,热边、冷边封条以及侧板的尺寸的方法如下:在已知中冷器外廓尺寸、热边、冷边翅片,热边、冷边封条、封头、隔板材料、雷诺数、当量直径、动力粘度、传热因子、质量流速、比热、翅片导热系数、质量流量、冷热边热容比、摩擦因子、沿气流方向翅片长度、端盖损失系数等的条件下,根据热力学原理,计算热冷边出口数据及阻力、重量。如结果达不到技术指标不符,返回初始状态改变数值,重复计算过程,计算过程中考虑封头对流体阻力影响。部分相关公式如下,符号含义见表 1。

$$[0028] \quad \text{雷诺数: } Re = \omega d_e / \mu \quad (1)$$

$$[0029] \quad \text{放热系数: } \alpha = \frac{j \omega c_p}{Pr^{2/3}} \quad (2)$$

$$[0030] \quad \text{翅片自定义参数: } m = \sqrt{\frac{2\alpha}{\lambda_f \delta_f}} \left(1 + \frac{\delta_f}{b}\right) \quad (3)$$

$$[0031] \quad \text{翅片效率: } \eta_f = \tanh(mh) / mh \quad (4)$$

$$[0032] \quad \text{表面效率: } \eta_0 = 1 - \psi(1 - \eta_f) \quad (5)$$

$$[0033] \quad \text{传热单元数: } NTU = \frac{KF}{(GCp)_{\min}} \quad (6)$$

$$[0034] \quad \text{换热效率: } \eta = 1 - \exp\left\{\frac{NTU^{0.22}}{C^*} [\exp(-C^* NTU^{0.78}) - 1]\right\} \quad (7)$$

$$[0035] \quad \text{阻力: } \Delta P = \frac{\omega^2 v'}{2} [(1 - \sigma^2 + k') + 2\left(\frac{v''}{v'} - 1\right) + \frac{4fL}{de} \times \frac{v_m}{v'} - (1 - \sigma^2 - k'') \frac{v''}{v'} + \xi_a \frac{v_m}{v'}] \quad (8)$$

$$[0036] \quad \text{安全系数: } [\sigma] = [\sigma_b] / 4 \quad (9)$$

$$[0037] \quad \text{翅片厚度: } XP / [\sigma] \quad (10)$$

[0038] 隔板厚度： $X\sqrt{\frac{6P}{8[\sigma]}}$  (11)

[0039] 封条宽度： $Y\sqrt{\frac{6P}{8[\sigma]}}$  (12)

[0040] 封头壁厚： $\frac{PD}{2[\sigma]\eta - P}$  (13)

[0041] 表 1

[0042]

参数符号	参数名称	国际单位
$R_e$	雷诺数	无因次
$d_e$	当量直径	m
$\mu$	动力粘度	$pa \cdot s$
$\alpha$	表面传热系数	$W/m^2 \cdot K$
$j$	传热因子	无因次
$\omega$	质量流速	$kg/(m^2 \cdot s)$
$c_p$	比热	$kJ/kg \cdot ^\circ C$
$Pr$	普朗特数	无因次
$m$	翅片自定义参数	$m^{-1}$
$h$	翅片高度	m
$\lambda_f$	翅片导热系数	$W/(m \cdot K)$
$\delta_f$	翅片材料厚度	m
$b$	翅片宽度(节距* 节数)	m
$K$	传热系数	$W/(m^2 \cdot K)$
$F$	总传热面积	$m^2$
$G$	质量流量	$kg/s$
$\sigma$	孔度	无因次
$\psi$	翅片面积比	无因次
$\Delta P$	阻力	kPa
$C^*$	冷热边热容比	无因次
$k'、k''$	芯体进、出口处的 压力损失系数	无因次
$f$	摩擦因子	无因次
$L$	沿气流方向翅片长度	m
$\xi_a$	端盖损失系数	无因次

[0043]

$v', v'', v_m$	芯体进口处的流体比体积、出口处的流体比体积、芯体平均比体积	$m^3/kg$
P	极限压力值	MPa
$\bar{X}$	翅片节距	m
$\sigma_b$	材料应力	MPa
$\bar{Y}$	两相邻板间距	m
D	封头内径	m
$\eta$	焊缝系数	无因次

[0044] 经过反复计算,得到表 2 的设计尺寸结果,具有该尺寸的中冷器能够满足设计指标,计算达到的指标结果如表 3 所示。

[0045] 表 2

[0046]

参数	方案
冷边翅片(mm)	节距 2.7, 翅高: 6.0, 厚度: 0.12
热边翅片(mm)	节距 2.0, 翅高: 4.0; 厚度: 0.12
隔板厚度(mm)	0.5
侧板厚度(mm)	1.5
封条宽度 (mm)	5
芯体尺寸 (mm× mm ×mm)	180×180×90
中冷器外廓尺寸 (mm× mm ×mm)	326×247.5×90
重量 (kg)	2.6

[0047] 表 3

[0048]

参数	单位	要求值	计算结果
效率	—	$\geq 0.51$	0.54
热边阻力	kPa	$\leq 3.0$	3.0
冷边阻力	kPa	$\leq 1.5$	0.3

[0049] 下面采用自由射流方式进行的 0 ~ 8500m 高度强制冷却性能试验说明本发明的效果。试验系统由热空气系统和冷空气系统两大部分组成,经过中冷器的冷、热空气都通



过高空台的尾室排入大气。高空试验原理见图 3。值得注意的是：此次中冷器高空试验，冷风来流采用自由射流的形式，即冷风来流并非全部用来冷却中冷器，试验中还有一部分进入高空舱，此种条件下的试验形式，与实际飞行装机情况相同。由于模拟马赫数很小（为 0.09 ~ 0.15），仅通过高空台测量到的总、静压得出的马赫数，误差会相对较大，直接影响冷却来流的速度。本次试验中采用 JX1000-1F 型智能压力风速风量仪。

[0050] 由于中冷器流通能力随高度增加不断下降。高空试验结果，工作在 8500m 高度，自由射流状态下，此时中冷器来流速度 146km/h（按无人机最小飞行速度），中冷器冷却效率（或称传热效率）0.51。

[0051] 非设计工况下，高空冷却效率在 0.51 ~ 0.66 之间（期间冷热端阻力均不大于 3kPa），详见图 4，其中曲线 c 表示冷热边流比，曲线 G 表示实际冷风来流。

[0052] 由实验结果可以看出，本发明实现了一种迎风面积小，适用于 0 ~ 8500m 高空环境下工作的中冷器，通过翅片的设计实现了迎风阻力小，换热效率高的性能特点。

[0053] 综上，本发明设计的中冷器具有良好的传热效率和较高的强度，此外还应具有较小的流阻。设计完成后的中冷器匹配到高空涡轮增压活塞发动机系统中，通过飞行冷风来流对增压后的高温热空气进行换热冷却，使进气温度降低到涡轮增压活塞发动机可承受的范围，能避免发动机发生爆振燃烧，同时提高进气密度，使发动机达到所需的高空功率。试验表明，本发明设计的中冷器 0 ~ 8500m 高度工作范围内，热边来流密度近似为海平面大气密度  $1.2\text{kg/m}^3$ ，相对于高空环境下冷边进气条件，热边进气为高热流密度状态，因此是一种高热流密度中冷器。该中冷器具有传热效率高，结构紧凑，适应性强，可靠性高、重量轻等特点。

[0054] 以上所述仅是本发明的优选实施方式，应当指出，对于本技术领域的普通技术人员来说，在不脱离本发明技术原理的前提下，还可以做出若干改进和变形，这些改进和变形也应视为本发明的保护范围。

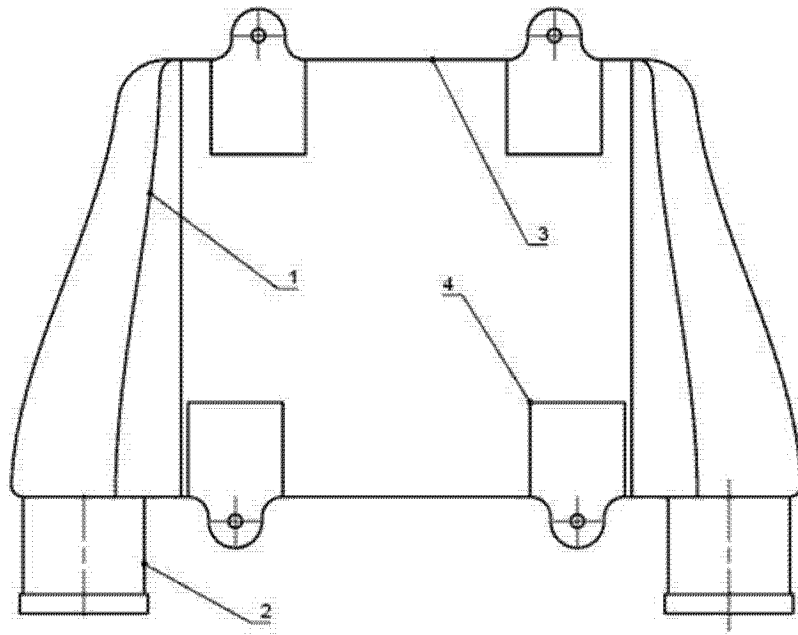


图 1

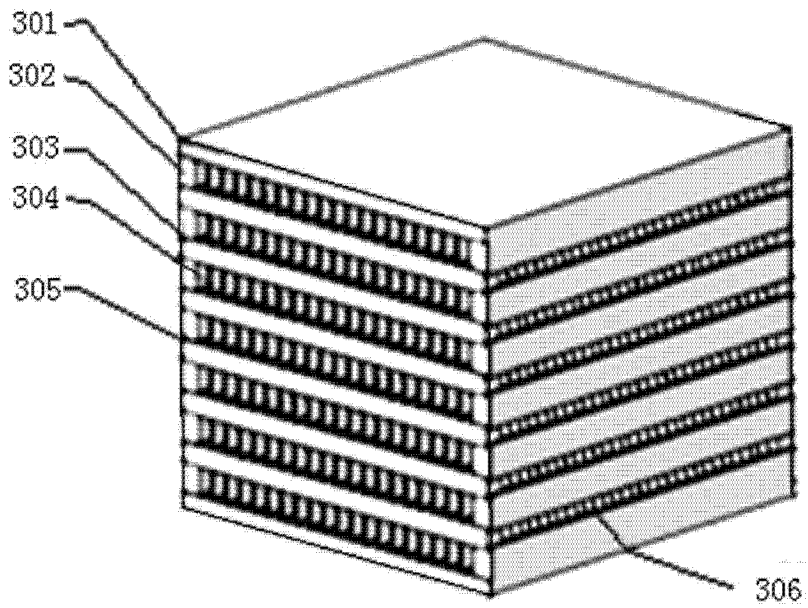


图 2

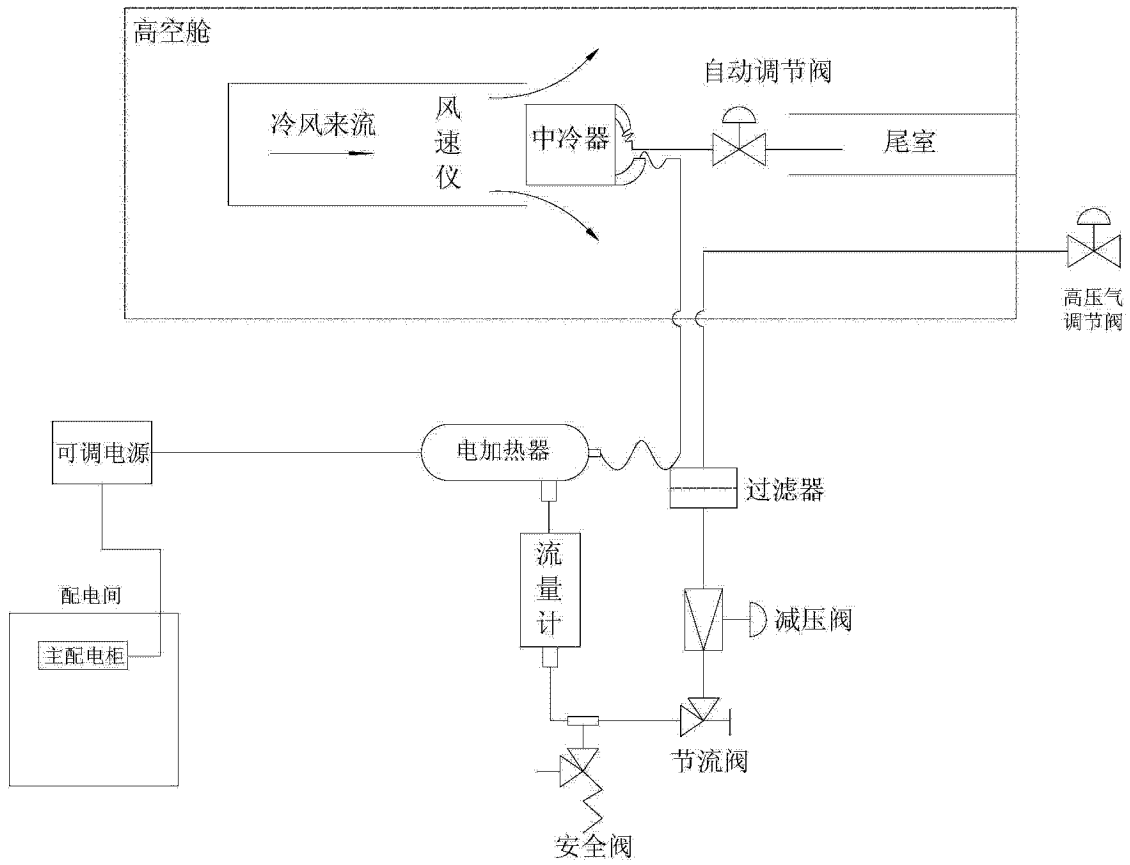


图 3

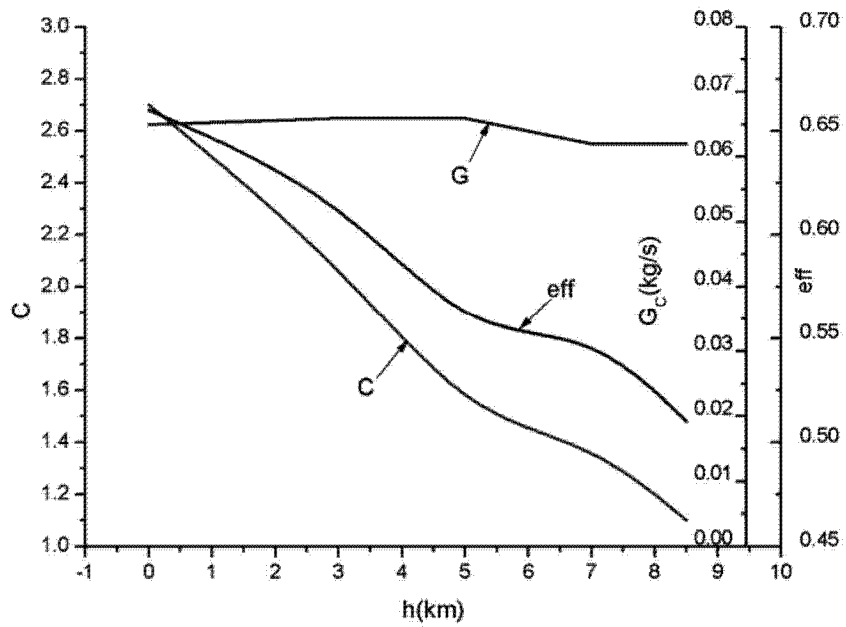


图 4