



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 103350750 B

(45) 授权公告日 2015. 09. 16

(21) 申请号 201210558618. 0

审查员 冯景

(22) 申请日 2012. 12. 20

(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 崔凯 李广利 胡守超 屈志朋

(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 胡剑辉

(51) Int. Cl.

B64C 1/00(2006. 01)

B64C 3/00(2006. 01)

(56) 对比文件

US 2005/0103929 A1, 2005. 05. 19,

CN 101941522 A, 2011. 01. 12,

US 2005173592 A1, 2005. 08. 11,

RU 2460672 C2, 2012. 09. 10,

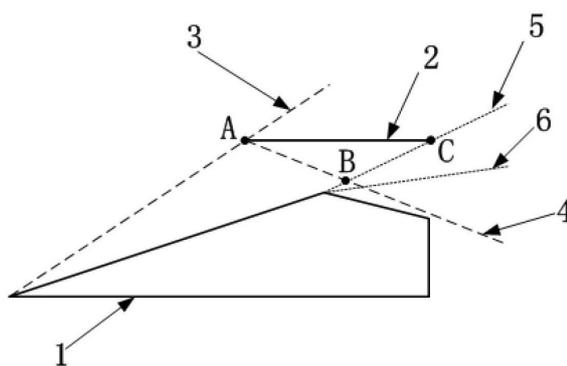
权利要求书1页 说明书4页 附图9页

(54) 发明名称

升力补偿型高速飞行器

(57) 摘要

本发明公开了一种升力补偿型高速飞行器，包括：飞行器机体，所述飞行器机体具有前体，该前体至少上壁面形成楔形；高压捕获翼，设置在所述飞行器机体上，用于捕获经过所述前体后形成的高气压，从而产生对所述飞行器机体的升力。本发明通过在飞行器机体上设置能够捕获经过楔形前体后形成的高气压的高压捕获翼，从而能够大幅度飞行器的升力。



1. 一种升力补偿型高速飞行器,其特征在于,包括:

飞行器机体,所述飞行器机体具有前体,该前体至少上壁面形成为楔形;

高压捕获翼,设置在所述飞行器机体上,用于捕获经过所述前体后形成的高气压,从而产生对所述飞行器机体的升力;所述高压捕获翼沿所述飞行器机体体轴方向延伸,所述高压捕获翼的前沿延伸至所述飞行器机体的前缘激波稍后的位置,所述高压捕获翼的后沿延伸至机体膨胀段或尾缘膨胀波的前马赫线位置。

## 升力补偿型高速飞行器

### 技术领域

[0001] 本发明涉及各类高速飞行器,尤其涉及不同动力或无动力滑翔类超 / 高超声速飞行器的高升力 / 高升阻比构型设计。

### 背景技术

[0002] 新型高速飞行器构型设计是目前飞行器研制的热点问题。高速飞行器主要指各类超声速 / 高超声速飞行器。这类飞行器一般采用冲压发动机(在飞行马赫数大于 5 的高超声速飞行条件下一般考虑采用超燃冲压发动机)、火箭发动机作为动力。高速飞行器亦包括无动力高速滑翔飞行器。本发明所提出的高压区捕获翼增升装置可用于上述各类飞行器的气动性能改善。

[0003] 在高速飞行条件下,由于激波阻力和摩擦阻力急剧增加,致使飞行器的气动性能急剧下降,其典型表现为遭遇所谓“升阻比屏障”。乘波体是目前公认的气动性能相对较好的高速飞行器构型方案,在设计条件下,高速飞行时前缘激波附着于飞行器的边缘,激波后的高压区被完全包裹于飞行器的下表面,这样可以获得较大的升阻比。然而,乘波构型在实用化方面仍面临许多困难。首先,乘波构型通过流线追踪方式获得,其压缩面为非规则曲面,这给制造、稳定性、控制等方面均带来了较大的麻烦。其次,乘波构型厚度相对较薄,其内部空间较小,实际使用中很难获得足够的容积装载载荷。

[0004] 对于高速飞行器而言,其必须实现的功能之一是远程快速运输。因此,足够的内部容积是必须满足的一个指标,且在一定范围内,该指标越高越好。然而,容积的约束与飞行器的气动性能、载荷等直接耦合。首先,内部容积的增加一般会导致飞行器迎流面积的增加,进而导致飞行器的阻力剧增,且随着飞行马赫数的升高这种效应愈发明显。其次,内部容积的增加必然导致飞行器的载荷(重量)增加,这就需要飞行器有足够的升力来维持巡航段的稳定飞行。

[0005] 对于上述问题,目前的一种较为通用的做法是对气动性能和容积间进行折中和平衡。即飞行器的机体采用容积率较高的锥体(或锥体 / 柱体拼接)的形式保证达到容积指标要求,同时尽可能减小迎流面积。气动性能指标则依靠飞行器下部采用合理的压缩面实现。在实际飞行中,通过合理的选择飞行攻角来实现各项指标的平衡。

[0006] 采用上述设计可以获得相对较好的综合指标。然而,在这种方式下,飞行器的气动性能几乎完全依赖于压缩面的设计。一旦压缩面的形状给定后,其升力和阻力仅能依靠调整飞行攻角改变。依据 Breguet 巡航方程可知,在巡航飞行状态下(即升力 / 重力匹配,推力 / 阻力匹配),飞行器的航程与其升阻比呈正比。在上述设计理念中,飞行攻角在一定范围内增加可以使升力和升阻比均获得提高,但必须以阻力的大幅增加为代价,这亦给推阻匹配设计增加了难度。另外,尽管采用乘波构型可以在较小的飞行攻角条件下减小阻力并获得较大的升阻比,但这两项指标的提高是以牺牲容积指标和升力指标为代价获得的。

### 发明内容

- [0007] 本发明的目的在于提供一种能够大幅度提高升力的升力补偿型高速飞行器。
- [0008] 本发明的一种升力补偿型高速飞行器包括：
- [0009] 飞行器机体，所述飞行器机体具有前体，该前体至少上壁面形成为楔形；
- [0010] 高压捕获翼，设置在所述飞行器机体上，用于捕获经过所述前体后形成的高气压，从而产生对所述飞行器的升力。
- [0011] 优选地，所述高压捕获翼沿所述飞行器机体体轴方向延伸。
- [0012] 优选地，所述高压捕获翼的前沿延伸至所述飞行器机体的前缘激波稍后的位置。
- [0013] 优选地，所述高压捕获翼的后沿延伸至机体膨胀段或尾缘膨胀波的前马赫线位置。
- [0014] 本发明通过在飞行器机体上设置能够捕获经过楔形前体后形成的高气压的高压捕获翼，从而能够大幅度飞行器的升力。

### 附图说明

- [0015] 图 1 为高压区捕获翼的设计原理图；
- [0016] 图 2 为采用高压区捕获翼设计的飞行器三维效果图；
- [0017] 图 3 为采用高压区捕获翼设计的飞行器三视图；
- [0018] 图 4 为实例一的飞行器三维外形图；
- [0019] 图 5 为实例一的对称面压力分布等值线；
- [0020] 图 6 为实例一的高压区捕获翼下壁面压力分布等值线；
- [0021] 图 7 为实例二的飞行器三维外形图；
- [0022] 图 8 为实例二的对称面压力分布等值线；
- [0023] 图 9 为实例二的高压区捕获翼下壁面压力分布等值线；
- [0024] 图 10 为实例三的飞行器三维外形图；
- [0025] 图 11 为实例三的对称面压力分布等值线；
- [0026] 图 12 为实例三的高压区捕获翼下壁面压力分布等值线；
- [0027] 图 13 为实例四的飞行器三维外形图；
- [0028] 图 14 为实例四的对称面压力分布等值线；
- [0029] 图 15 为实例四的高压区捕获翼下壁面压力分布等值线。

### 具体实施方式

- [0030] 下面结合附图对本发明做进一步详细的说明。
- [0031] 如图 1 所示，高速来流经飞行器机体 1 前缘楔形压缩后，会产生一道压缩激波，其激波角和压缩强度与来流马赫数、前缘楔角相关。本发明所提出的高压区捕获翼 2 置于前缘压缩激波 3 稍后位置（具体摆放位置由实际的外形尺寸和飞行状态确定）。过前缘压缩激波后的高压区经捕获翼 2 压缩后产生反射激波 4（或二次压缩激波），由斜激波关系式可以计算出，来流经两次激波压缩后其压力可大幅提高。
- [0032] 前缘压缩激波 3 后的高压区向下游流动，过机体 1 拐点后进行膨胀，产生前马赫线 5 和后马赫线 6，高压气体经过此区域后压力下降。显然，引入高压区捕获翼 2 以后，在图 1 的 ABC 三个点所围成的三角形范围内将形成一个极高的高压区，而高压区捕获翼 2 的上部

压力与来流压力基本相等,这样在高压区捕获翼 2 的上下表面将产生一个较大的压力差,使飞行器获得较大的升力补偿。此外,由于高压区捕获翼 2 的摆放位置一般与来流平行,且属于薄翼结构,其所产生的附加阻力相对较小,因而整个飞行器的升阻比也可获得大幅提高。

[0033] 设计方法和三维设计实例:

[0034] 图 2 和图 3 给出了一个三维设计实例。图 2 为三维效果图,图 3 为对应的三视图。

[0035] 完整的飞行器设计由图 3 所示的五个部分组成,其中高压区捕获翼装置由高压区捕获翼 2、水平支撑面 7 (装置)和垂直支撑面 8 (装置)组成。由于高压区捕获翼的高升力性能需依赖前缘压缩激波和二次压缩激波后的高压区获得,因此机体设计一般建议采用锥(半锥)、锥(半锥)-圆台(半圆台)组合、或锥(半锥)-圆柱(半圆柱)组合设计。前缘压缩锥角主要参考实际的容积需求给定。高压区捕获翼一般采用半圆柱壳结构,亦可依据实际需求采用平面或曲面设计。水平支撑面和垂直支撑面用以连接机体和高压区捕获翼,同时对高压区捕获翼进行支撑。实际使用中,可按需求采用板结构或梁系结构,亦可考虑将支撑面与飞行器的控制舵面进行一体化设计。

[0036] 主要设计方法和流程如下:

[0037] 1. 依据设计原理,首先对机体流场进行分析,获得其前缘压缩激波的激波角,对于锥形流动,可基于求解 Taylor-Macoll 方程进行计算,亦可通过数值分析进行计算获得。

[0038] 2. 依据反射激波(二次压缩激波),以及后膨胀波前马赫线的位置确定高压区捕获翼的摆放位置长度。高压区捕获翼的长度和摆放位置设计亦须考虑整个飞行器的流向压力中心位置。通过调节其摆放位置,可以对飞行器的压力中心进行较大范围的调节。

[0039] 3. 以气动性能指标最大化为目标(如升力最大化、阻力最小化、升阻比最大化等),在满足实际尺寸约束的条件下对高压区捕获翼的俯视截面形状进行优化,进一步提升其气动性能。

[0040] 4. 依据实际设计需求,设计水平支撑面(装置)和垂直支撑面(装置)。

[0041] 5. 对设计结果进行数值或风洞测试,对其效果进行检验。

[0042] 实际效果检验:

[0043] 这里给出了几个实际算例来检验本发明所提出的高压区捕获翼的实际效果。这里给出的算例主要为考察该发明的有效性,所涉及的外形也均为简单外形,此外。由于支撑装置所带来的附加阻力有限,为简化处理,支撑装置暂不考虑。后续的几个实例结果均证明增加高压区捕获翼后,飞行器的升力及升阻比均有大幅提高。

[0044] 实例 1:

[0045] 机体为锥型,长度 1m,前缘半锥角为 14 度。高压区捕获翼投影形状为矩形。外形如图 4 所示。计算条件为飞行马赫数 6,飞行高度 25km。对称面和高压区捕获翼下壁面的压力分布等值线分别如图 5 和图 6 所示。由于机体为轴对称体,在 0 度飞行攻角条件下其升力和升阻比均为 0。添加高压区捕获翼后,其 0 度攻角条件下升力为 2116.8N,升阻比提升至 1.81。

[0046] 实例 2:

[0047] 机体为半锥型,长度 1m,前缘半锥角为 14 度。高压区捕获翼投影形状为矩形。外形如图 7 所示。计算条件为飞行马赫数 6,飞行高度 25km。对称面和高压区捕获翼下壁面

的压力分布等值线分别如图 8 和图 9 所示。由于机体为轴对称体,在 0 度飞行攻角条件下其升力为 -1041.1N,阻力为 502.8N,升阻比为 -2.13(由于上压缩面产生较大负升力,故升阻比为负)。添加高压区捕获翼后,其 0 度攻角条件下升力为 1386.7N,阻力为 540.6N,升阻比提升至 257。

[0048] 实例 3:

[0049] 机体为半锥型 / 半圆柱组合体,长度 1m,前缘半锥角为 8 度。带有下三角翼压缩面,三角翼压缩面与体轴给定 10 度的装配攻角,三角翼后掠角为 70 度。高压区捕获翼投影形状为矩形。外形如图 10 所示。计算条件为飞行马赫数 6,飞行高度 25km。对称面和高压区捕获翼下壁面的压力分布等值线分别如图 11 和图 12 所示。

[0050] 在 0 度飞行攻角条件下其升力为 1165.1N,阻力为 375.3N,升阻比为 3.1。添加高压区捕获翼后,其 0 度攻角条件下升力为 1546.4N,升力提升约 32%,阻力为 402.7N,升阻比提升至 3.84,升阻比提高约 24%。

[0051] 实例 4:

[0052] 机体为半锥型 / 半圆台组合体,长度 4m,前缘半锥角为 8.53 度。带有乘波体压缩面,乘波体压缩面与体轴给定 4 度的装配攻角。高压区捕获翼投影形状为抛物线形。外形如图 13 所示。计算条件为飞行马赫数 6,飞行高度 30km。对称面和高压区捕获翼下壁面的压力分布等值线分别如图 14 和图 15 所示。

[0053] 在 0 度飞行攻角条件下其升力约为 8955N,阻力为 2644.6N,升阻比为 3.39。添加高压区捕获翼后,其 0 度攻角条件下升力为 11748.7N,升力提升约 31.2%,阻力为 2801.4N,仅提高约 6%,升阻比提升至 4.19,升阻比提高约 24%。

[0054] 其他说明:

[0055] 1. 高压区捕获翼的基本出发点是有效利用前体上壁面压缩后所产生的高压区,因此对于此类飞行器效果十分明显。对于上壁面压缩角较小,或无压缩角的飞行器(例如较为扁平的飞翼布局),高压区捕获翼并不适用。

[0056] 2. 本发明所提出的装置尤其适用于大容积需求的飞行器,因为在此条件下,前体必须采用较大的压缩角,且飞行器重量必然较大。此时高压区捕获翼的升力补偿作用将十分明显。

[0057] 3. 高压区捕获翼是机体和捕获翼之间流场耦合的一个装置。前体压缩角的增加可提升捕获翼的效果,但同时也使机体阻力增加。在实际使用中,应综合考虑总体性能进行合理设计和优化。

[0058] 4. 为计算简便,这里给出的实例均为较为简单的外形。实际上,高压区捕获翼亦适用于带有前体压缩的复杂外形,但相应的捕获翼设计和计算要复杂得多。

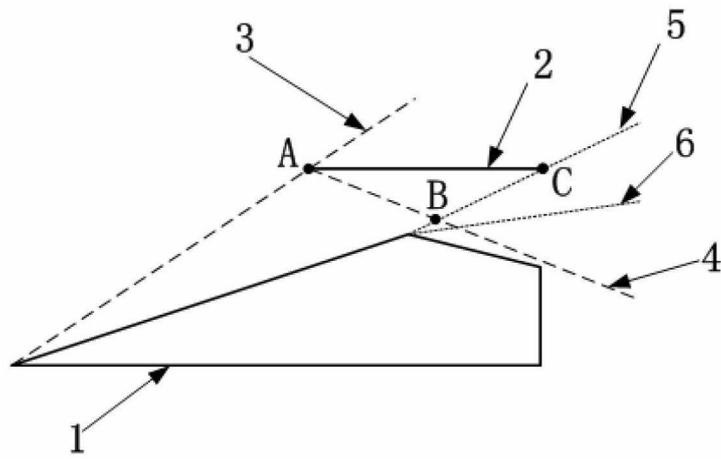


图 1

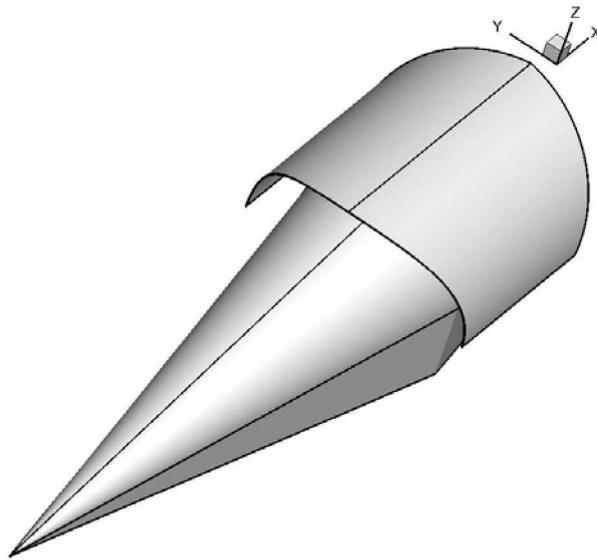


图 2

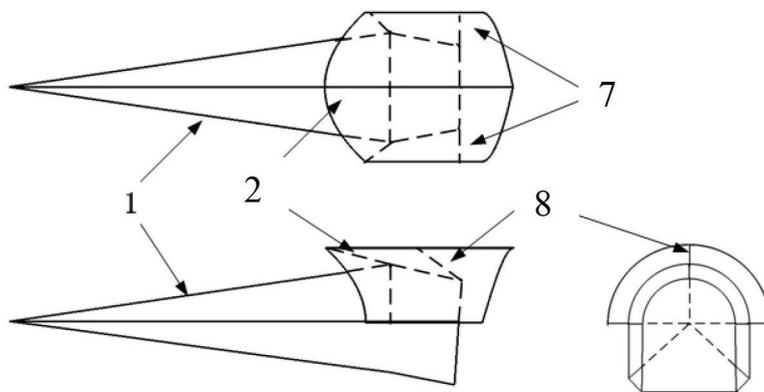


图 3

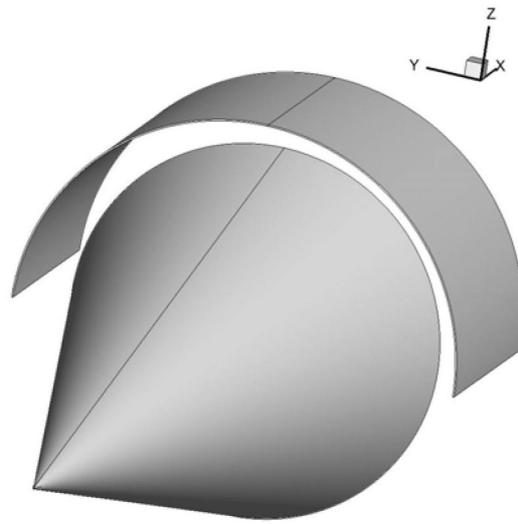


图 4

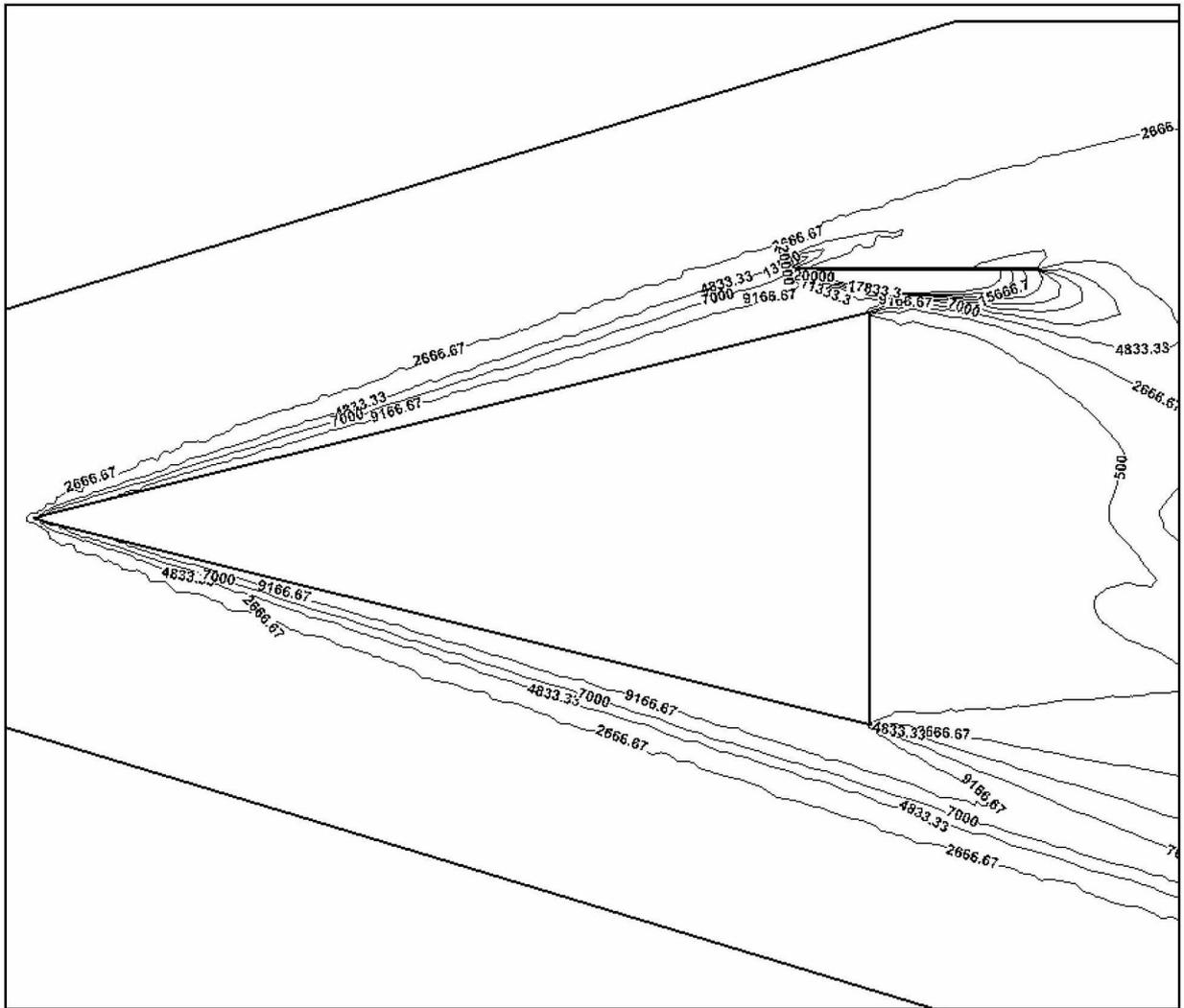


图 5

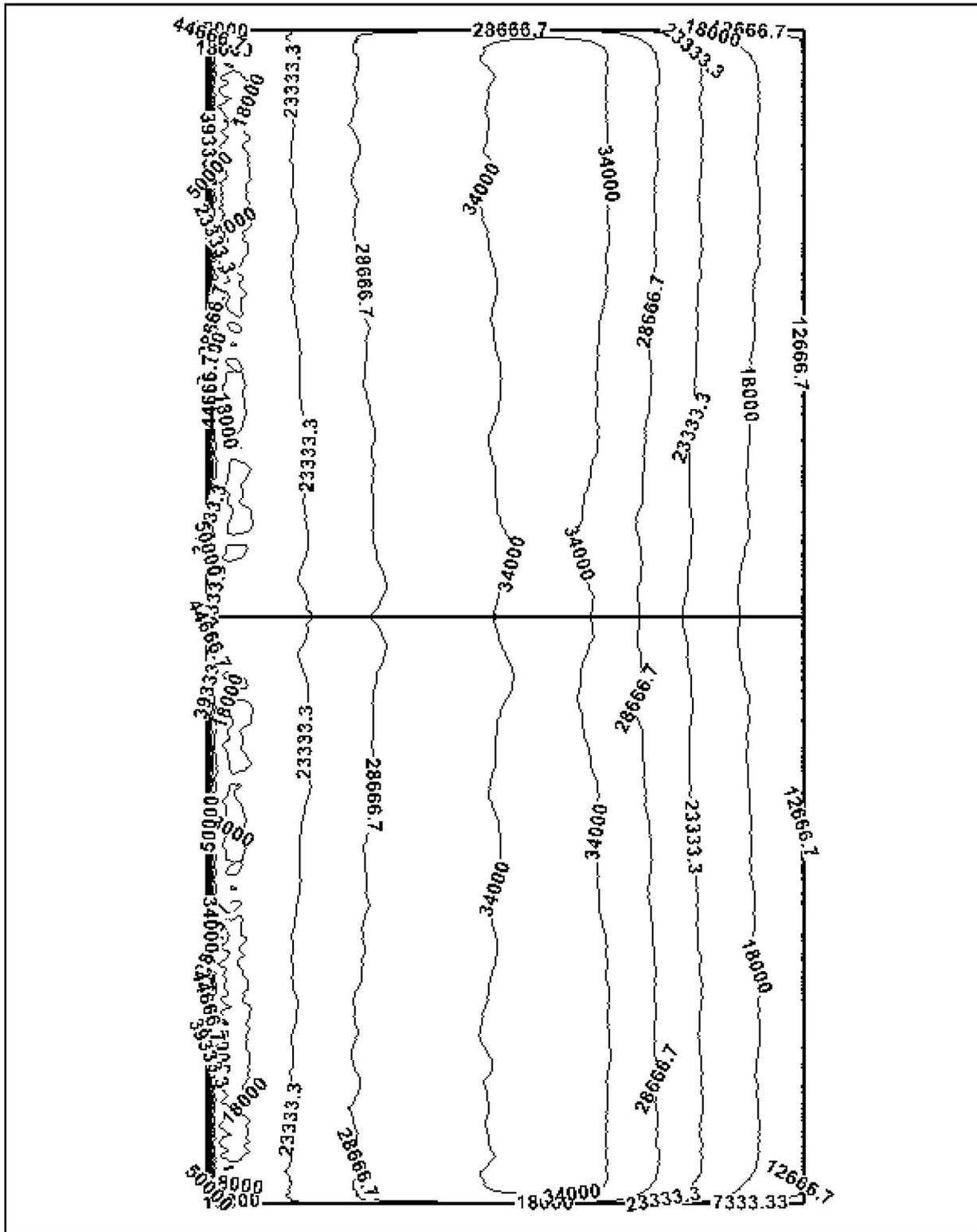


图 6



图 7

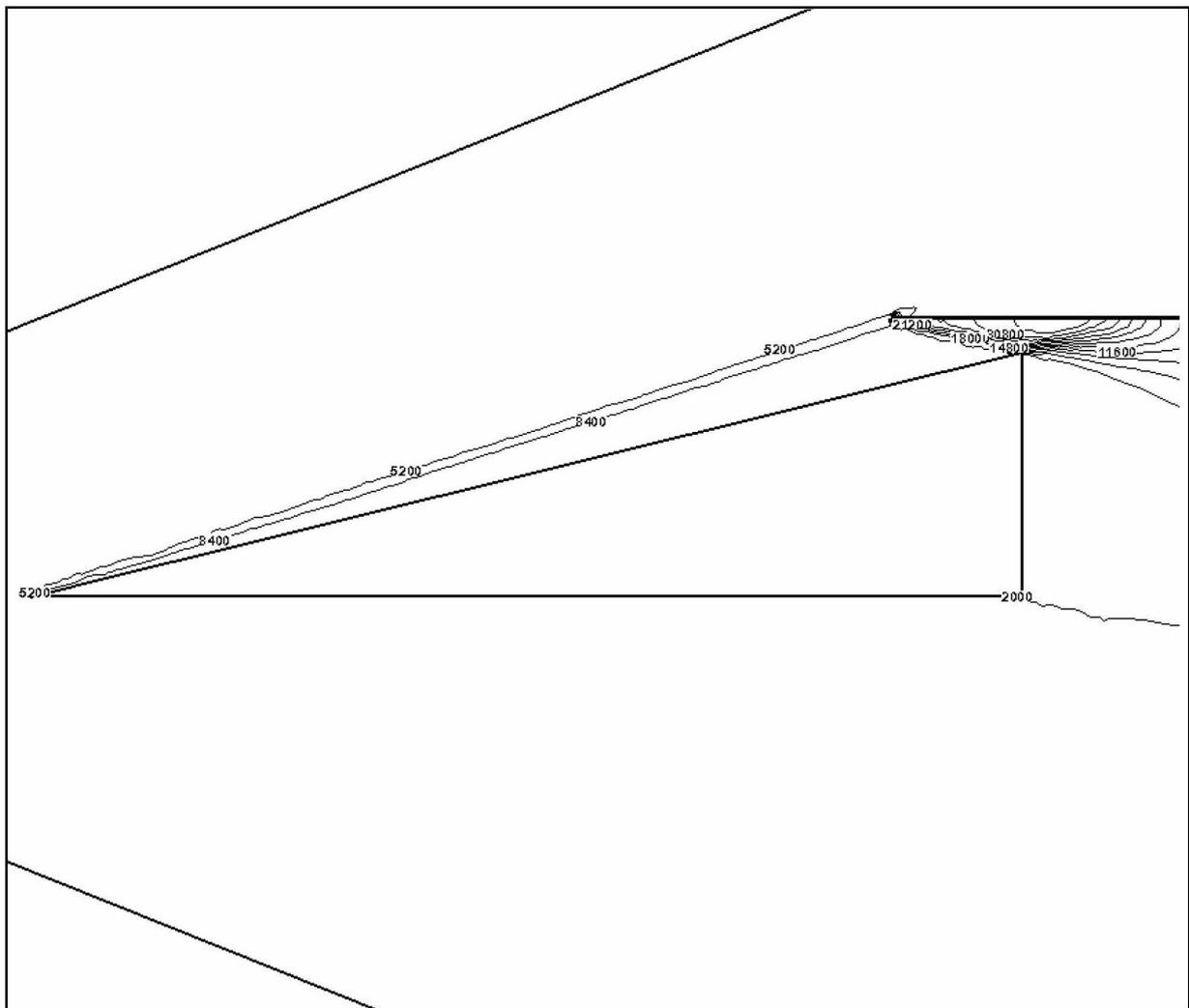


图 8

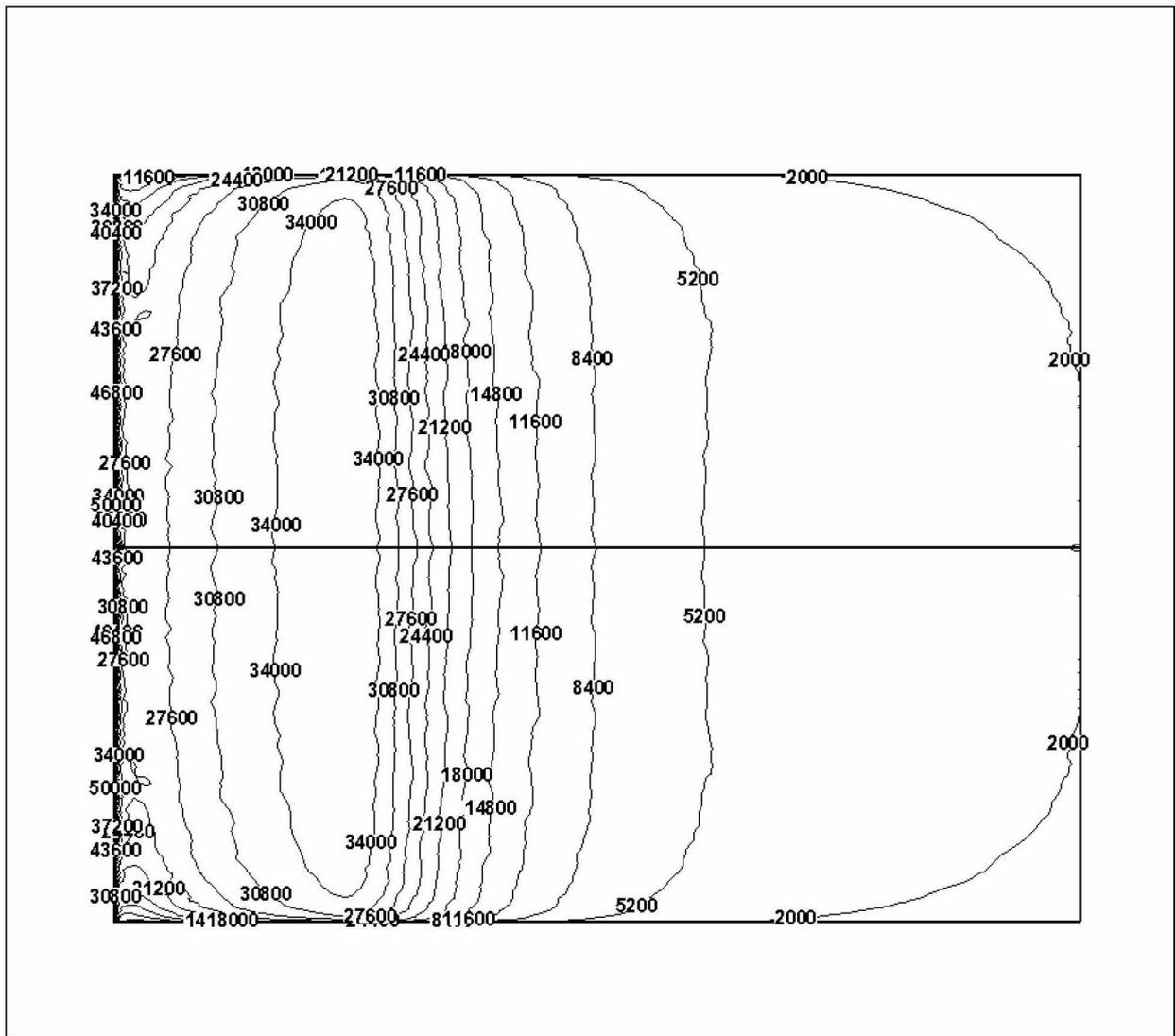


图 9

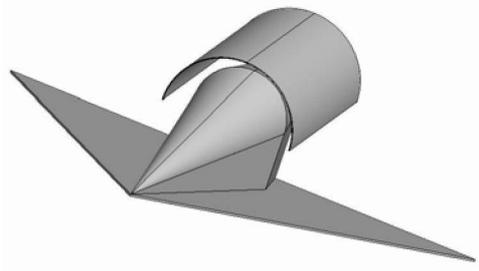


图 10

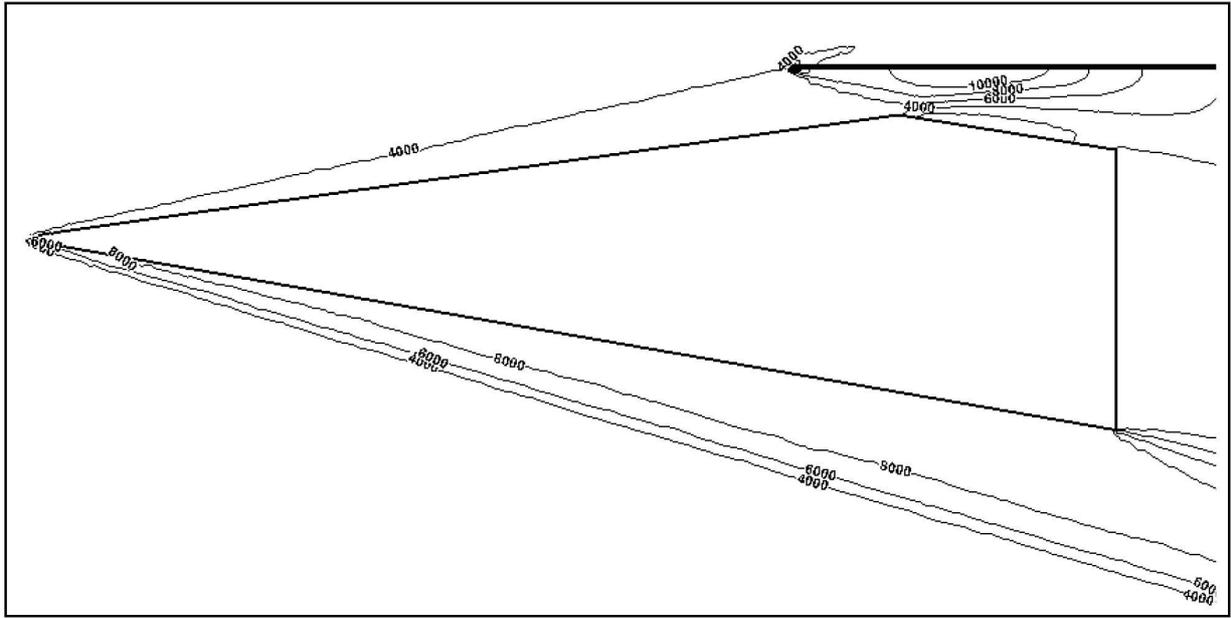


图 11

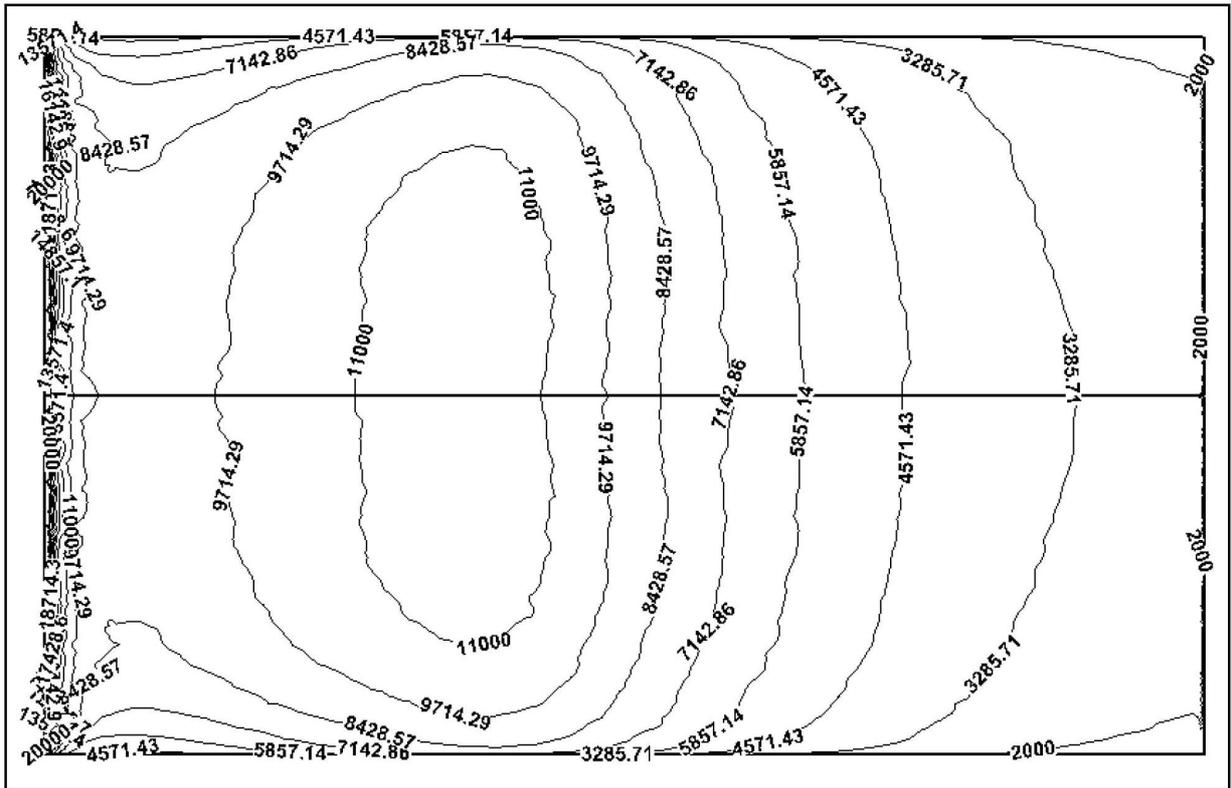


图 12

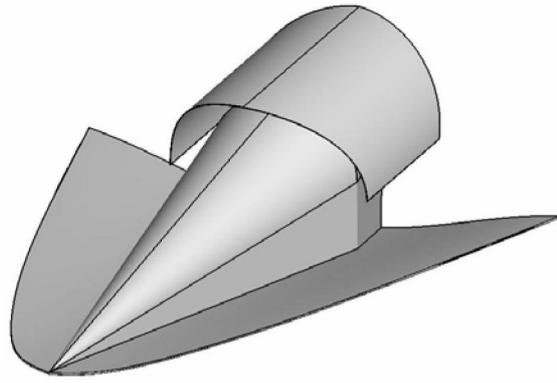


图 13

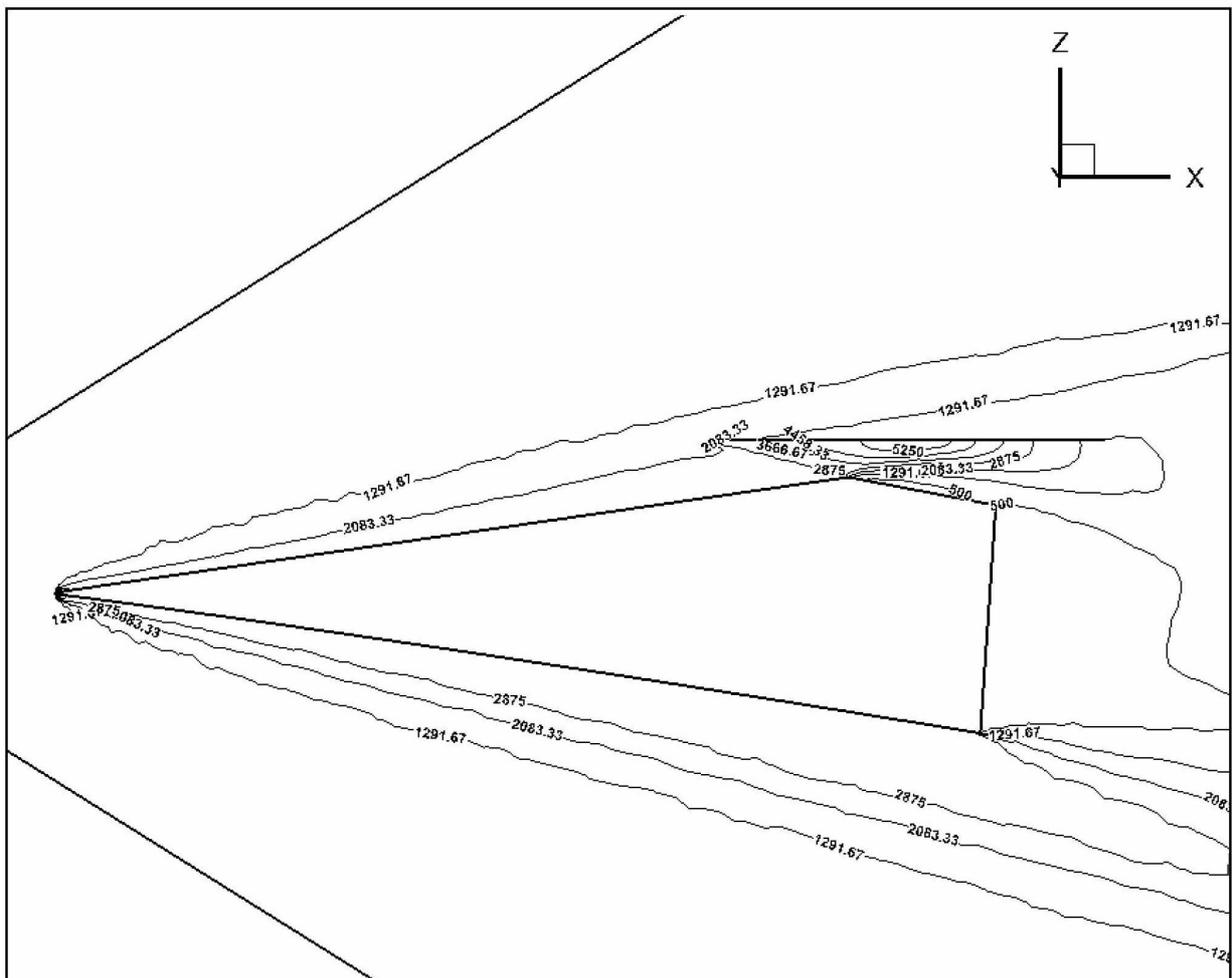


图 14

