一种改善飞行员抗荷服性能的新方法

杨国甫 林贵平 吴宝民 邹 磊

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100083) (航宇救生装备有限公司，襄樊 441002)

摘 要：在管式抗荷服的腹囊和两侧管囊间分别装上分压装置和泄压活门，将腹囊内的压力降至管囊内压力的40%左右.在管式抗荷服研制中采用这种新型的分压技术，克服了飞行员穿着时的腹部压痛问题，改善了其舒适性，提高了飞行员的正向过载防护能力.具有分压装置的新型抗荷服进行了10人次的离心机生理试验，在过载增长率3 G/s、最大试验过载9 G条件下，分压装置工作正常，装备抗荷效果达到了3.5 G.对60名歼击机飞行员调查表明，分压装置和泄压活门的大小、安装部位及其舒适性均可接受.该技术已用于其它新型管式抗荷服的设计中.

关 键 词：抗荷服；抗荷系统；过载防护；$+G_z$ 防护

中图分类号：V 224.3

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2006)01-0001-03

Novel approach to improving the performance of anti-G suit for pilots

Yang Guofu Lin Guiping

(School of Aeronautic Science and Technology, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Wu Baomin Zou Lei

(Aerospace Life-support Industries Ltd, Xiangfan 441002, China)

Abstract: Pressure decrease device and pressure discharge valve were separately put between abdominal bladder and capstan bladder in capstan anti-G suit and then the pressure in the abdominal bladder was reduced to approximately 40% of the capstan pressure. The novel pressure decrease technique was applied in developing capstan anti-G suit so that the problem of tenderness on abdomen of pilots could be overcome, the comfort and $+G_z$ protection capability for pilots were improved. Centrifuge evaluation of a new model anti-G suit with pressure decrease technique was undertaken and 10 male centrifuge subjects were used. The device run perfectly when the subjects were exposed to +9 G maximum profiles at acceleration onset rate 3 G/s and the average acceleration protection value of the anti-G equipment was above 3.5 G. 60 fighter aircraft aircrew comments after donning/doffing the suit show that the size of the device and discharge valve, their installation position and comfort on abdomen are acceptable. The technique is also used in developing other new capstan anti-G suits.

Key words: anti-G suit; anti-G system; acceleration protection; $+G_z$ protection

抗荷服是飞行员高过载防护的重要装备，国外于20世纪40年代初研制出囊式抗荷服，后来出现了管式抗荷服.管式抗荷服与囊式抗荷服相比，充气速度快，加压均匀，热负荷明显要小，但其结构复杂，并需要对侧管充以133 kPa以上的工作压力，于是带来了腹部压痛问题.因此，如何降低腹部的压力、改善腹部舒适性成为抗荷服研制者最为头痛的问题.20世纪70～80年代曾研究采用低出口压和高出口压2个抗调器分别向腹部囊和侧管囊充气的办法来克服上述问题，但终因

收稿日期：2004-11-10

作者简介：杨国甫(1961－)，男，湖北崇阳人，博士生，yangguoful@sina.com.

不符合装机要求而未能推广使用，西方各国后来普遍改用囊式抗荷服[1]. 前苏联在米格-21型飞机上开始使用管式抗荷服，但腹部不适问题仍然存在[2].

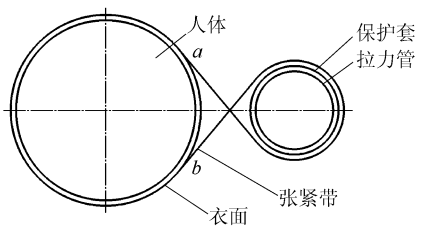
国内早期采用囊式抗荷服，20世纪70年代开始侧重发展管式抗荷服，同样遇到腹部压痛问题. 20世纪80年代曾研究采用气簧式腹囊，在保持腹囊压力和侧管压力一致的前提下，对减轻腹部压痛问题取得了一定的效果，但其结构复杂、臃肿，不受飞行员欢迎.

随着战斗机机动性能的提高，飞行员高过载防护问题显得越来越重要，研制高性能抗荷装备成为高性能战斗机发展中不可缺少的重要环节. 研制新型抗荷服不仅要大幅度提高抗荷效果，满足主机的配套要求，同时还必须具备良好的穿着使用性能，才能为飞行员所接受.

因此，妥善解决腹部舒适性能成为新型管式抗荷服研制中的关键技术之一，研究采用分压技术就是突破这一关键技术的新尝试，能较好地解决这一难题.

1 原 理

管式抗荷服对腿部加压靠侧管(又称拉力管)充气膨胀，借助系带胀紧衣面来实现(图1). 由于是间接加压，压力传递损耗大，需要较高的工作压力才能对体表产生足够的对抗压，达到提高抗荷效果的目的. 对腹部加压不宜采用侧管，通常是利用与两根腿部外侧管相通的腹囊直接对腹部加压，即腹囊内压力与两侧管内压力一致. 于是，造成了腹部加压不舒适的问题.



a 点和 b 点为张紧带与衣面连接的结点

图1 管式抗荷服加压工作原理图

分压技术以保持侧管较高的正常工作压力，降低腹囊工作压力，达到改善腹部加压舒适性的目的. 但它不涉及抗荷调压器及气路系统，实用性大为提高.

分压技术的实现是通过将分压装置安装在抗荷服侧与腹囊之间，与泄压活门配合实现控制抗荷加压、泄压程序及压力调节，使腹囊获得仅为侧管40%左右的工作压力. 图2为抗荷服分压装置工作原理. 图中 P_1 为侧管工作压力，P_2 为腹囊工作压力，设压力比为 k，则 $k=P_2/P_1$. 在确定腹囊工作压力 P_2 后，由于 P_1 是已知的，即相应抗荷调压器的输出压力，便可计算出 k 值.

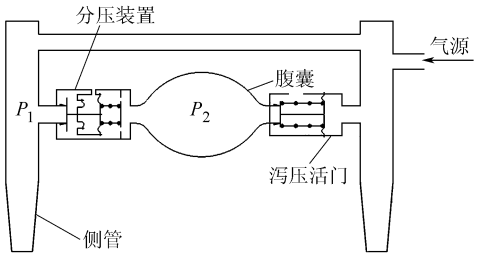


图2 分压装置工作原理图

飞行中出现正向过载时，抗荷调压器感受过载并向抗荷服充气，抗荷服侧管内建立压力 P_1，推动分压装置活门开启，气体进入腹囊而形成压力 P_2，同时 P_1 也使本来关闭的泄压活门关得更紧. 在 P_2 的作用下，由大小膜片组成的差膜盒产生差动力，推动分压装置活门趋于关闭，当压力比达到设计 k 值时，活门完全关闭.

过载降低或消除，侧管首先泄压，于是泄压活门失去了 P_1 的关闭作用，在 P_2 的作用下泄压活门开启，腹囊内气体从泄压活门排出，完成抗荷服充气加压及泄压过程.

2 研制与试验

2.1 分压装置的设计

要进行分压装置的设计，首先要确定腹囊的压力制度. 研究表明过载的防护与抗荷服所提供的体表压和加压覆盖面积成正比，但不是简单的函数关系，而是不同部位的加权函数，腹部范围加压是最重要的，其次是大腿，再次是小腿. 但是，体表压与舒适性呈逆相关[3]，腹囊压力过大，飞行员不易接受. 因此，在腹部压力大小与抗荷效果之间取得优化成为设计分压装置压力参数的关键.

现役KT-2抗荷调压器高压级与五囊式抗荷服配套广泛用于部队，已被飞行员所接受. 因此，在工程设计中采用近似于KT-2抗荷调压器高压级的压力制度作为新型管式抗荷服腹部的压力参数，能满足系统配套的要求.

通过反复的设计计算，确定了分压装置的结构形式(图3)，即一个典型的通过非金属膜片将气体压力转化为集中力的机构.

作用于膜片中心的轴向力 $F=q_{管}\times A_{膜}$，其中，$q_{管}$ 为抗荷服侧管压；$A_{膜}$ 为膜片的有效面积.

对中心传力膜片，在行程较小时，有效面积按

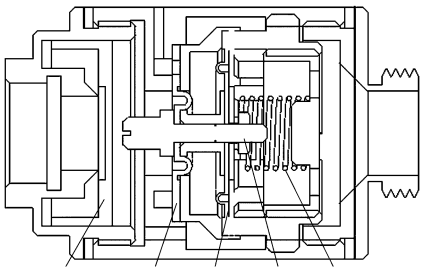


图 3　分压装置结构图

下式计算

$$A_{膜}=\pi/12\times(d_1^2+d_2^2+d_1\times d_2)$$

其中,d_1 为硬中心直径;d_2 为膜片工作直径.

经过大量试验摸索,可取得合适的大、小膜片工作直径和硬心直径.从而计算出大、小膜片的有效面积及合力等.然后通过在预充压和过载状态下的侧管压力,计算出腹囊的压力,结果见表 1.

表 1　抗荷服分压静态性能

参数	过载值/G					
	0	2	4	6	8	9
侧管压/kPa	5.3	12	61	110	160	185
腹囊压/kPa	2	4.8	25.7	46.6	67.8	76
k	0.34	0.33	0.41	0.42	0.41	0.41

从表 1 可以看出,腹囊压力制度与选定的抗荷调压器高压级压力制度基本吻合,达到了设计目标.

2.2　动态特性研究

抗荷系统抗荷效果的好坏与抗荷调压器为抗荷服提供气体的充气速度密切相关.充气速度越慢,抗荷效果越差[4,5].增加抗荷调压器输出流量是提高抗荷服充气速度的有效途径,世界各国不断进行研究以提高抗荷系统的输出流量.目前抗荷调压器的流量可高达 1 000 L/min 以上.

分压装置作为抗荷服侧管与腹囊间的通道,体积不能太大,否则会造成飞行员使用不便,但其输出流通能力不应成为限制腹囊建压速度的瓶颈.

腹囊充气加压过程分为 2 个阶段:一是气囊充满阶段,二是升压阶段.在气囊充满阶段,气囊体积增大,压力不变,可近似看成等温等压过程.

$$\int_{v_0}^{v_1}\mathrm{d}v=\frac{p_0}{p_h}\int_0^{\tau_1}Q_0\,\mathrm{d}\tau$$

在过载值和出口压力一定时,分压装置输出流量 Q_0 为常数,因此

$$\tau_1=\frac{p_h(v_1-v_0)}{p_0Q_0}$$

其中,τ_1 为气囊充满时间;Q_0 为某一过载值下输出表压为 0 时分压装置输出流量;v_0 为过载产生前气囊容积;v_1 为气囊完全充满时的容积;p_h 为座舱压力;p_0 为地面标准大气压.

气囊充满升压过程近似于等温过程,则有

$$\int_{p_h}^{p_{k_1}}\mathrm{d}p=\int_0^{\tau_2}\frac{Qp_0}{v_1}\mathrm{d}\tau$$

若在升压时,分压装置输出流量 Q 为常数,则上式可表达为

$$\tau_2=(p_{k_1}-p_h)\,v_1\big/p_0Q$$

其中,τ_2 为气囊升压时间;Q 为升压过程分压装置输出流量;P_{k_1} 为与过载值相对应囊内稳定压.

腹囊压达到稳定时所需时间即为

$$\tau=\tau_1+\tau_2$$

分析上式可知,为减少气囊充满时间,可增大分压装置的输出流量 Q_0,也可通过减少(v_1-v_0)来实现,通过采用预充压抗荷调压器可使 $v_1-v_0=0$,则 $\tau_1=0$,为增大输出流量 Q_0,必须提高分压装置的输出能力.

对于平板形活门,其流通面积 $f_1=\pi dL$,其中,d 为分压装置活门座进气口直径;L 为分压装置活门开启高度,由分压装置设计结构知 L_{max} 为常数.

当分压装置入口压力一定时,流量大小与流通面积成正比,即与 d 值大小成正比.在不改变装置的外形结构的前提下,可通过适当增大活门座进气口直径来提高分压装置的输出能力.通过对不同 d 值时流量和腹囊压建压时间的计算分析和试验验证,可选取满意的参数.

离心机动态性能试验表明:抗荷服服囊建压动态性能跟随性良好,服囊内所建压力与设计值较为吻合.该分压技术应用于新型抗荷服,与相应抗荷调压器配套,先后进行了 10 例人体生理性能试验,抗荷装备的平均抗荷效果在过载增长率为 3 G/s 时达到 3.5 G 以上,抗荷系统综合抗荷效果达 9 G.试验中无一例反映腹部有不适感.经部队试穿外调,先后 60 名不同机种飞行员参加,对分、泄压装置的外形尺寸及安装位置一致表示可以接受.

(下转第 17 页)