

子午线航空轮胎缠绕带束层结构设计（下）

王超群¹，齐立平²

（1. 黄埔轮胎（广州）技术有限公司，广州 黄埔 510700；

2. 青岛双星轮胎工业有限公司，山东 青岛 266400）

（续接上期）

4 缠绕带束层强度的计算

在子午线航空轮胎的结构设计过程中，对于骨架材料部件的强度校核是必需步骤，其中包括钢丝圈强度校核、胎体材料强度校核、带束层强度校核等，而带束层的强度校核是最为复杂、最核心和最必要的。在现有的国内外子午线航空轮胎技术中，有关带束层加强结构的技术应用最多且最为复杂，主要包括带束层增强结构的缠绕方式、带束条的不同材料组成和形状、带束层增强帘线强度要求、带束层宽度组合、带束条折返曲率半径、“Z”形缠绕组间宽度设计、“Z”形缠绕周期数的计算方法、“Z”形缠绕折返参数选取等等，而影响带束层强度的因素直接与组成带束层的带束条材料、缠绕方式、缠绕宽度、缠绕角度、缠绕层数等参数相关。硫化外胎安装至专用轮辋上并充气，轮胎的外形膨胀数值变化较大，但不得大于该规格技术产品说明书中对轮胎额定气压膨胀数据的限定。同时，带束层的强度设计要经受住充水至额定压力4倍及以上、并保持一定时限的水压爆破压力。

现有的汽车子午线轮胎带束层强度的计算主要有三个公式：美国公式、彼德尔曼公式、萨莉蒂科夫公式，以上公式主要针对载重子午线轮胎和轿车轮胎，载重子午线轮胎的带束层一般由二层至四层或更多层钢丝帘布组成，常采用层叠式结构形式；而轿车子午线轮胎带束层常采用普通叠层式、钢丝/纤维混合式、折叠式、包边式还有编织带束层。对于子午线航空轮胎带束层结构设计中有关的带束层强度设计文献，极少有论述，没有理论公式计算和判断依据，但对于子午线航空轮胎带束层结构设计的复杂性和重要性而言又必不可少，结合现有子午线汽车轮胎带束层强度计算方法，创新推导出适用子午线航空轮胎使用工况的计算方法很有必要。

4.1 缠绕带束层强度相关理论

4.1.1 RCOT（最佳滚动轮廓理论）

基于子午线汽车轮胎的薄膜理论，子午线航空轮胎带束层所受总张力，参照下面关系式：

$$T_0 = \frac{1}{2}AP(b - 2R_1 \sin \delta) \quad (13)$$

T_0 —带束层总张力；

A —带束层直径；

P —充气压力；

b —带束层宽度；

R_1 —胎侧至胎肩部断面曲率半径；

δ —带束层与胎体之间的夹角。

从上式可以看出，要增加带束层的总张力，提高航空轮胎安全倍数，在保证高速、强负载、耐冲击等使用特性的情况下，在一定范围内，可增加带束层宽度、充气内压、带束层直径，同时尽量减小胎侧至胎肩的断面曲率半径 R_1 。

4.1.2 压力分担率

带束层在胎冠部位的压力分担率 T_b 是近似用 r （断面轮廓上某点至轮胎旋转轴的半径）的函数：

$$T_b = \tau_0 - \frac{a(r_K - r)}{r_K - r_d} \quad (14)$$

τ_0 、 a —带束层的压力分担率；

r_K —胎冠点半径；

r_d —带束层端点半径；

给定外直径和压力分担率的轮胎轮廓，一般多采用标准形状轮廓，此时 $\tau_0 = 0.625$ ， $a = 0.375$

给定外直径和断面最大宽度的轮胎轮廓，采用标准轮廓分担率推定值两次采用收敛法计算最大断面宽度，并与设计宽度进行比较，比较结果修正压力分担率，得出与设计值一致的断面轮廓^[1]。

基于汽车子午线轮胎STEM（应变能最小化）理论，子午线航空轮胎在带束层端部承受大负荷、高速往复变形的过程中，同样易受到疲劳破坏，因此将

该部位的应变能分散或减小是提高航空轮胎使用性能的关键。缠绕带束层组合件在两边端部存在不同程度的重叠现象,这在一定程度上改善了带束层端部应变能集中的问题。

4.2 带束层强度校核

4.2.1 美国公式

$$T_1 = \frac{10^3 P r_k'}{n \cdot i_k \cos^2 \beta_{\alpha_k}} \quad (15)$$

T_1 —带束层帘线应力, N/根;

P —充气压力, kPa;

r_k' —胎冠点平均半径, cm;

n —带束层层数, 可以分解出多层单独计算;

α_k —带束层胎冠点帘线角度 (与周向夹角),

(°);

i_k —成品带束层胎冠点帘线密度, 根/m。

$$i_k = \frac{i_0 \cos \beta_0}{\delta \cos \beta_k} = \frac{i_0 \sin \alpha_0}{\delta \sin \alpha_k} \quad (16)$$

β_k —成品轮胎带束层胎冠点帘线角度 (与径向夹角), 与 α_k 互余;

i_0 —带束条帘线缠绕密度, 根/cm;

β_0 —带束层帘线缠绕角度, (与径向夹角), 与 α_0 互余;

α_0 —带束层帘线缠绕角度, (与周向夹角);

δ —带束层伸长 $\delta = r_k / r_0$ 。

$$\sin \alpha_k = (1 - 4 m \cos^3 \alpha_0) \times \sin \alpha_0 \quad (17)$$

m —带束层膨胀率 $m = \delta - 1$;

r_0 —带束层鼓上缠绕半径, mm;

r_k —成品胎冠点半径, mm。

本公式借助薄膜—网络理论中假设在单元的周向力和微小单元中帘线所受应力在周向上的分力平衡,可求得在胎冠点处的带束层帘线应力。本公式中帘线的强度相关联的参数包括充气压力、胎冠点平均半径、带束层层数、带束层胎冠点帘线角度、成品带束层胎冠点帘线密度等,针对子午线航空轮胎中与带束层强度直接相关的带束层宽度、关键受力点的曲率半径等关键参数没有显示出相关性,而在试验验证过程中,利用此公式计算出来的帘线应力在三个计算公式中最高、带束层应力安全系数最低。

4.2.2 彼德曼公式

借鉴苏联轮胎力学专家彼德曼对子午线汽车轮胎形成的公式:

$$T_1 = \frac{10^3 P (2 \rho_k r_k' - r_k'^2 + r_m^2)}{2 \rho_k \cdot n \cdot i_k \sin^2 \beta_k} \quad (18)$$

T_1 —带束层帘线应力, N/根;

P —充气压力, kPa;

ρ_k —带束层曲率半径: (成品胎有多层带束层, 设定为1个曲率半径);

r_k' —胎冠点平均半径, m;

r_m —零点半径, m;

n —带束层层数, 可以分解出多层单独计算;

β_k —带束层胎冠点帘线角度 (与径向夹角), (°)。

胎冠部位的曲率半径:

$$\rho_k = \frac{B}{2 r_k' (1 - \tau_0)} \quad (19)$$

$$B = r_d^2 - r_m^2 + (1 - \tau_0 + \frac{a r_k'}{r_k' - r_d}) (r_k'^2 - r_d^2) - \frac{2 a r_k'^3 - r_d^3}{3 r_k' - r_d} \quad (20)$$

τ_0 —带束层的压力分担率;

r_k' —胎冠点平均半径, m;

r_d —带束层端点半径, m。

为确定 τ_0 、 a 值,借用ABUQUS有限元分析软件,通过分析子午线航空轮胎二维情况下缠绕带束层与胎体之间的接触应力,再除以整个轮胎模型的充气压力,即带束层分担率的结果,如图9所示。

带束层应力分担问题,酒井秀男、Frank、李炜都有自己的分析理论。酒井秀男认为应力分布按抛物线理论分析;Frank认为,在胎体和带束层之间的压力分担率按梯形分布;李炜应用有限元分析认为带束层分担率按照两端常数分布更合乎实际^[6]。航空轮胎相比较汽车轮胎,带束层所用材质不同,其伸长率较汽车轮胎稍大,而胎体材质伸长率更大,显而易见两者应力承载带束层起主要作用。按照李炜有限元分析原理,结合如图9所示,得出 τ_0 、 a 取值,分别按照0.9、0.1计算。

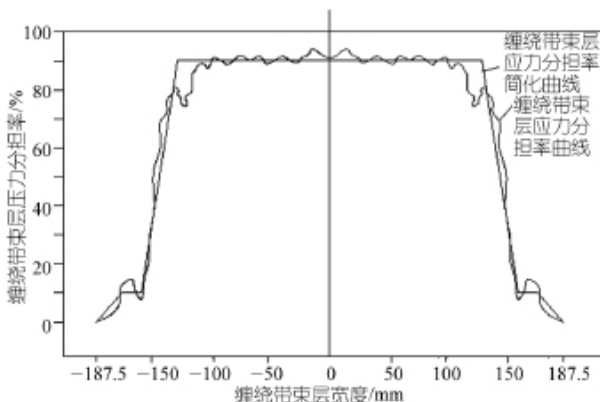


图9 缠绕带束层压力分担率

根据相关参数,分别求出各层带束层伸长 δ_1 、

δ_2 、…… δ_n ；各层带束层缠绕角度 α_{01} 、 α_{02} 、…… α_{0n} ；各层成品带束层缠绕角度（与周向夹角） α_{K1} 、 α_{K2} 、…… α_{Kn} ；各层带束层胎冠点帘线角度（与径向夹角） β_{K1} 、 β_{K2} 、…… β_{Kn} ；成品各层带束层密度 i_{K1} 、 i_{K2} 、…… i_{Kn}

由（18）式，求出 T_1 安全倍数：

$$N=T_0/T_1 \quad (21)$$

本公式中与帘线强度相关联的参数包括充气压力、带束层曲率半径、胎冠点平均半径、零点半径、带束层层数、带束层胎冠点帘线角度、成品带束层胎冠点帘线密度等，针对子午线航空轮胎中与带束层强度直接相关的带束层宽度等关键参数也没有显示出相关性，在带束层曲率半径取值过程中，要考虑到带束层和胎体层应力分担率设置的问题，计算极为复杂，应用此公式也会造成一定的偏差。在试验验证过程中，利用此公式计算出来的帘线应力在三个计算公式中居中、带束层应力安全系数居中。

4.2.3 萨莉蒂科夫公式

$$T_b=P_0\left[\frac{F}{2}-(r_d^2-r_m^2)\right] \quad (22)$$

T_b —带束层内压总应力，N；

P_0 —最大充气压力，kPa；

F —充气状态下轮胎内轮廓横断面积， m^2 ；

r_d —胎侧平衡断面半径（相当于带束层端点处半径），m；

r_m —断面最宽点半径（零点半径），m。

带束层每根帘线应力：

$$N_b=\frac{T_b}{b_b n i_K \sin^2 \beta_K}=\frac{T_b}{i_{K1} \cos^2 \alpha_{K1} + \dots + i_{Kn} \cos^2 \alpha_{Kn}} \quad (23)$$

N_b —带束层每根帘线应力，N；

b_b —带束层各层宽度，m；

n —带束层层数，可分解出多层分别计算；

i_K —带束层密度，根/m；

β_K —带束层角度（与径向夹角）， $(^\circ)$ ；

带束层帘线安全系数 N ： $N=T_0/N_b$ 。

本公式中与帘线强度相关联的参数中出现带束层宽度等关键参数，但在实际子午线航空轮胎带束层强度计算时，三个计算公式中测算数据最小，带束层安全系数最高。这主要是最大充气压力区别于以上两个公式中的充气压力，另外充气状态下轮胎内轮廓横断面积估算不准确，还有胎侧平衡断面半径（相当于带束层端点处半径）也是估算数值，这就造成了试验数据的误差偏大。

4.2.4 经验推导公式

如图10，带束层3有多层，设定为一个带束层胎冠点 G （在轮胎轴向截面中，且与赤道平面 EP 相交的线，该垂线沿垂直轴向轴线径向上位于胎体层径向上方且与胎体层相邻的最底层带束层径向向下之间的点，且位于垂直轴线上的点）的曲率半径 ρ_K （胎冠部定义为一个曲率半径），带束层近似中间直径稍大，两端稍细的环形筒状结构，在轴向断面中，带束层近似弧形。通过 G 点的直径 A 设为带束层直径，是通过 G 点的胎冠点半径 r_K 的2倍，即： $A=2r_K$ 。

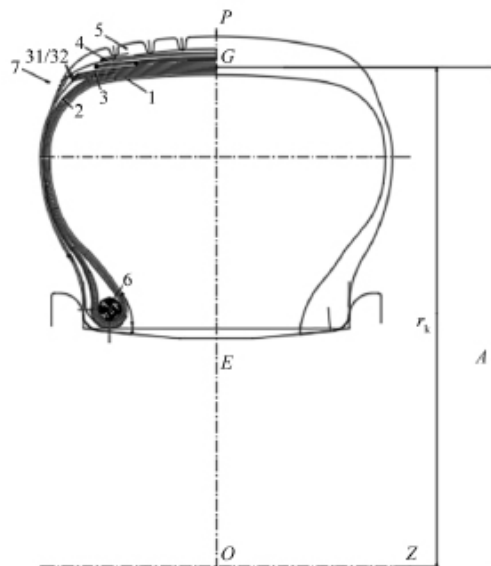


图10 子午线航空轮胎轴向断面示意图

子午线航空轮胎，带束层帘线的承载的内压应力在整个宽度范围内并不均等，这主要是因为胎体层分担了一定的应力，在胎肩部胎体层2最外层的曲率半径 $\rho_{肩}$ （胎肩部定义为一个曲率半径），以及胎肩部带束层与胎体层的夹角一定程度上影响到带束层横断面应力分布。如图11，我们设定胎体层径向最外层与带束层3径向最下层最接近的点为 K 点，带束层径向最下层端点 D 点，胎体层最外层与胎肩宽度径向直线 MN 的交点为 J 点，连接 KD 、 KJ ，则 $\angle DKJ$ 为带束层与胎体层的夹角 δ ，且 $10^\circ < \delta < 20^\circ$ 。

子午线航空轮胎带束层强度总张力与带束层胎冠点半径 r_K 成正比，与充气气压 P 成正比，与带束层平均宽度 B' 成正相关性，与胎肩部胎体层曲率半径 $\rho_{肩}$ 成负相关性，与带束层与胎体层夹角 δ 成负相关性，即：

$$T_{总}=r_K \cdot P \cdot (B' - 2\rho_{肩} \sin \delta) \quad (24)$$

$$\text{其中：} \rho_{肩} = \frac{r_K^2 - r_m^2}{2r_K} \quad (25)$$

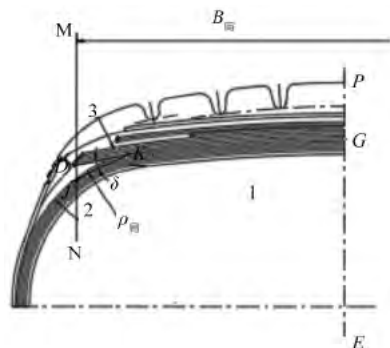


图 11 带束层与胎体层夹角示意图

子午线航空轮胎，其带束层单根帘线强度与带束层平均宽度 B' 成负相关性，与带束层帘线精密度成反比，与带束层胎冠点帘线角度余弦的平方成反比，即：

$$T_{\text{线}} = \frac{T_{\text{总}}}{B' \cdot n \cdot i_K \cos^2 \alpha_K} \quad (26)$$

将(24)、(25)、(26)式合并，得：

$$T_{\text{线}} = \frac{r_K \cdot P \left(B' - \frac{r_K^2 - r_m^2}{r_K} \times \sin \delta \right)}{B' \cdot n \cdot i_K \cos^2 \alpha_K} \quad (27)$$

公式(27)即为计算子午线航空轮胎带束层帘线强度的公式。

在进行带束层帘线强度计算时，将带束层层数、带束层宽度、带束层帘线径密度、带束层帘线缠绕角度(周向)进行分别计算：

$$B' \cdot n \cdot i_K \cos^2 \alpha_K = i_{K1} \cos^2 \alpha_{K1} + \dots + i_{Kn} \cos^2 \alpha_{Kn} \quad (28)$$

带束层安全倍数 K 值为选用带束层帘线的强度 T_0 与利用公式(27)计算的带束层帘线的应力 $T_{\text{线}}$ 的比值，介于大于等于6倍，小于等于9倍的范围。这是基于带束层强度要满足设计要求，同时满足减重设计的理念。

$$K = T_0 / T_{\text{线}} \quad \text{且} \quad 6 \leq T_0 / T_{\text{线}} \leq 9 \quad (28)$$

本创新推导的子午线航空轮胎带束层强度校核经验公式，在进行计算时，只是对帘线强度进行单独强度计算，在实际施工过程中，多层工作双层在带束鼓圆柱形或弧形铺设表面具有与轮胎旋转轴线重合的回

转轴线，最终带束层骨架材料及黏合胶料硫化后形成一个编织空间网状缠绕环形筒状整体，其强度相比较单纯计算带束层帘线骨架材料大大提升。本推导公式没有将此方面强度提升计算在内。

5 实施案例

5.1 计算结果

以某军用子午线航空轮胎为例，计算过程略，利用美国公式计算带束层帘线安全倍数7.2倍；利用彼德曼公式计算带束层帘线安全倍数8.18倍；利用萨莉蒂科夫公式计算带束层帘线安全倍数10.0倍。利用公式(28)、(29)计算带束层帘线安全倍数7.72倍，均满足设计要求。

5.2 试验验证

按照GJB 683A—1998《军用航空轮胎规范》要求，轮胎地面鉴定检验项目共有13项，其中主要检验项目为充气外缘尺寸、物理性能、质量、爆破性能和动态性能。通过地面鉴定检验的轮胎还需经装机试飞检验。

5.2.1 外缘尺寸

外缘尺寸按照GJB 108B—1998《军用航空轮胎试验方法》测定。结果表明，安装于专用轮辋上的航空轮胎在充气压力为1 696 kPa下，充气外直径和断面宽分别为1 142 mm和416 mm，满足设计要求。

5.2.2 物理性能

物理性能按照GJB 108B—1998进行测定。成品轮胎的物理性能测试结果见表1。从表1可以看出，成品轮胎物理性能符合标准要求。

5.2.3 质量

成品轮胎的质量为74.9 kg，满足轮胎质量不大于75.3 kg的设计要求。

5.2.4 爆破性能

按照JB 108B—1998进行爆破性能测定。结果表明，成品轮胎的水压爆破强度为6 827 kPa，满足水压爆破强度不低于6785 KPa的设计要求。

表 1 成品轮胎物理性能测试结果

项目	测试值	标准值	执行标准
带束层帘线断裂强度 /N	467/513	≥ 450	GJB 108B—98
带束层帘线拉断伸长率 /%	7.15/7.28	≥ 6.5	GJB 108B—98
黏合强度 /N			
胎面—带束层帘布层	278	≥ 250	GB/T532—2008
黏合强度 /N			
带束层帘布层间 /N	359	≥ 280	GB/T532—2008
带束层角度 /° (1~8 层)	5.3/5.4/5.4/5.67/5.08/5.4/10.2/9.24	GJB 108B—98	
带束层密度根 /5cm (1~8 层)	35/36/36/35.5/36/37/31/32		GJB 108B—98

5.2.5 动态性能

按照TSO-C62e技术标准通过了61次循环试验,试验后轮胎完好无损;按照GJB 108B—1998进行动态性能测定,先进行95次正常机场滑行一起飞试验,5次超载滑行一起飞试验,然后进行95次正常机场着陆—滑行试验,5次超载着陆—滑行;再对同一条轮胎进行气压修正,进行5次野战机场滑行一起飞试验,然后进行5次野战着陆—滑行试验。另取一条轮胎,完成2倍超载高速起飞试验。顺利通过了GJB和野战机场条件动

试。轮胎外观良好,符合合格品判定要求。

5.3 部分规格子午线航空带束层强度设计计算参数汇总

从上表可以看出,利用前3个公式计算的数值,波动较大,最大波动接近40%,而规格4子午线航空轮胎利用美国公式计算达不到6倍标准,规格1和规格2航空轮胎利用萨莉蒂科夫公式计算超出9倍的规定,计算值偏差较大,这样会造成子午线航空轮胎带束层帘线强度计算无从选择,也无法判断应该选择哪种计算强

表2 带束层强度计算汇总表

序号	轮胎规格	美国公式		彼德曼公式:		萨莉蒂科夫公式		本推导公式	
		每根帘线应力 值 /N	带束层安全 倍数 K	每根帘线应 力值 /N	带束层安全 倍数 K	每根帘线应 力值	带束层安全 倍数 K	每根帘线应 力值 /N	带束层安全 倍数 K
1	H44.5X16.5R21/32PR	169.889 1	7.2	149.379 8	8.18	122.284 7	10.0	158.320 9	7.72
2	49×19.0R20/24PR	75.196 0	7.98	69.276 8	8.7	56.760 7	10.6	73.988 3	8.11
3	54×21.0R23/38PR	152.860 4	7.1	133.923 5	8.1	125.018 9	8.6	123.593 1	8.09
4	40×16.0R16 26PR	142.434 6	5.62	124.911 2	6.40	103.042 7	7.76	111.288 0	7.19
5	1400×530R23/42PR	157.542 0	6.60	138.585 6	7.5	125.048 5	8.3	129.176 3	8.02

度依据。而利用推导经验公式计算的子午线航空轮胎带束层安全倍数数据稳定,且处于大于等于6倍,小于等于9倍的规定范围之内,满足设计要求。在缠绕带束层分层计算时,因缠绕同为1周一往复缠绕,得出成品胎中同种材料、同种挤出覆胶法获得的缠绕带束条帘线角度、胎冠点帘线密度等参数相差不大,若采用1周二个往复等不同的缠绕方式,以上缠绕参数会明显变化。

三种公式都是以薄膜—网络为基础,忽略了橡胶黏合的附加作用和材料的弯曲刚度等因素的影响。通常情况下,航空轮胎带束层强度安全倍数使用美国公式校验,但推导经验公式计算结果更稳定,更接近于子午线航空轮胎使用的特殊工况的带束层强度校核。

6 结语

子午线航空轮胎的带束层结构设计是航空轮胎结构设计中最为关键、最为复杂、最值得深入研究的技术方向,子午线航空轮胎带束层的强度、刚度等性能表现直接影响到航空轮胎的高速、高负载、高耐冲击性能,本文从理论方面提供了参考依据,解决了对子午线航空轮胎带束层强度计算没有理论支持的关键问题。

优化子午线航空轮胎带束层结构设计强度计算方法,认真分析带束层中各参数与带束层帘线强度的相关性,全面体现了材料性能、缠绕角度、缠绕宽度、充气气压、带束层胎冠点半径、带束层层数、带束层线密度等关键参数在强度计算过程中作用,在实施过程中验证其使用性能。在保证子午线航空轮胎带

束层结构性能优化的基础上,进一步验证完成子午线航空轮垂直载荷变形、轮胎压痕、断面轮廓(垂直载荷)、断面轮廓(垂直/侧向载荷)、静态侧向变形、静态前后变形、静态扭转变形、静态回弹变形、静态回弹长度等静态机械性能试验,以及偏航滚动松弛长度、无偏航滚动松弛长度、滚转角特性、滚动半径、滚动阻力、动态轮胎摆振特性等相关航空轮胎动态机械性能试验。

子午线航空轮胎装配至专用轮辋并按照规定充气至额定气压,通过静态机械性能和动态机械性能研究,包括带束层的周向受力和抗伸张性能,航空轮胎的纵向刚度、径向刚度、高速性能、耐冲击性能等方面都表现出较高的适应特殊工况的优越性能。

参考文献:

- [1] 俞淇,丁剑平,张安强,等.子午线轮胎结构设计与制造技术[M].北京:化学工业出版社,2006:42-128.
- [2] 邓杰,李联辉,王宏志,等.一种在轮胎成型机上缠绕冠带条的装置[P].CN201620430813.9,2016-09-21.
- [3] 盛宝信.子午线航空轮胎带束层连续缠绕成型方法[P].CN200810073527.1,2008-08-27.
- [4] 齐立平,周士峰,王超群,等.子午线航空轮胎成型工艺的制作方法[P].CN202010558934.2,2020-09-18.
- [5] 李保奎.航空子午线轮胎成型机冠带条缠绕工艺分析与实现[J].橡胶工业,2015(10):622-623.
- [6] 潘涛,丁剑平,刘运春,等.子午线轮胎轮廓优化设计的探索研究[J].广东橡胶,2011(11):8.

(全文完)