对称面圆周角对轴对称降落伞流场特性的影响

蒋崇文 曹义华 苏文翰

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 根据降落伞的特点,通过3点假设(伞衣薄膜、伞的轴对称和流场定常),将三维复杂流动问题转化成二维轴对称问题,以节约计算时间. 定义对称面圆周角,保持伞衣幅底部直径和顶孔直径不变,选取对称面圆周角在80°~140°范围内变化,建立一系列轴对称降落伞的计算模型. 利用数值模拟手段,求解RNG (Renormalization Group) k-epsilon 湍流模型下的N-S方程组,获得与有关单位试验相吻合的计算结果. 分析发现对称面圆周角和伞衣幅高度对降落伞阻力影响很小. 算例中阻力随对称面圆周角的变化在±0.28%以内. 对称面圆周角的变化对轴对称降落伞尾流区流场的拓扑结构没有影响. 对称轴上存在2个鞍点,随着对称面圆周角的增大,第1个鞍点的位置几乎不变,第2个鞍点的位置向尾流方向推移.

关 键 词: 降落伞; 拓扑; 阻力; 数值方法; 轴向流动; 尾迹

中图分类号: V 211.59; V 445.2

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2006)03-0271-05

Influence of circular angle in symmetric plane to the flowfield characteristics of an axisymmetric parachute

Jiang Chongwen Cao Yihua Su Wenhan

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

Abstract: According to the characteristics of parachute, the 3-D complex flow problem was transformed into an axisymmetric problem with computational timesaving, based on three assumptions (membrane assumption of canopy, axisymmetric assumption of parachute, and steady assumption of flowfield). After the circular angle in symmetric plane was defined and diameters of parachute bottom and top vent were kept invariable, a series of fluid dynamics computational model were established over circular angle range of 80°~140°. By solving renormalization group (RNG) k-epsilon turbulence N-S equations, the numerical simulation result is in good agreement with the relative experiments. It is found that the influence of circular angle and parachute height is very small. The changes of drag in samples are below ±0.28%. The wake topology structure of axisymmetric parachute is unaltered with the circular angel of symmetric plane changed. There are two saddle points in the axis. With the circular angle in symmetric plane increased, the position of the first saddle point is fixed, and the position of the second saddle point moves wake oriented.

Key words: parachutes; topology; drag; numerical methods; axial flow; wake

各种降落伞广泛应用于国防建设、经济建设和科学研究中. 降落伞流场的复杂性,伞衣材料的透气性和柔性,使得精确描述降落伞的力学特性成为流固耦合研究中的难点和热点. 国内降落伞研究以空投试验、实验观测和工程算法为主. 高昂的研制经费限制了空投试验次数和研究精度. 连淇祥等[1]利用简化的硬模在风洞和水槽中进行实验,对降落伞的流场进行了定性分析. 参考文献[2]进行降落伞的宏观仿真,应用工程方法研究降落伞开伞、充气和稳定下降等过程,但是没有对

收稿日期: 2005-06-26

基金项目: 航空基础科学基金资助项目(03E51042)

作者简介: 蒋崇文(1982-),男,湖南祁阳人,硕士生,cwjiang@vip.sina.com.

降落伞的伞衣气动载荷和流场特性进行精确描述. 国外一些专家[3~6],按计算流体力学和薄膜有限元理论,利用并行计算,对降落伞和整个空投系统的流固耦合问题展开研究. 但是在流体力学方面,对降落伞流场的流动机理以及流场拓扑结构的演变规律,还有待进一步研究.

为了研究分析轴对称降落伞流场特性的普遍规律,以某典型降落伞为例做相关假设后,把三维复杂流动问题转化成二维轴对称问题;然后定义对称面圆周角,保持伞衣幅底部直径和顶孔直径不变,选取不同的对称面圆周角,建立一系列轴对称降落伞的计算模型;应用 RNG k-ε 湍流模型,利用数值模拟手段进行研究. 分析揭示了轴对称降落伞的一些流场特性,获得流场的拓扑结构,得出一些对于降落伞设计研究具有工程指导意义的结论,能为进一步研究降落伞流场的流动机理和流固耦合问题打下基础.

1 计算模型

1.1 建模假设

为建立轴对称降落伞的流体力学模型,作如下3点假设:①伞衣薄膜假设. 数值模拟中假设降落伞伞衣的厚度为0 m,认为伞衣的厚度对流场本质不会产生影响[2~6]. ②伞的轴对称假设. 伞衣的细节形状对流场的本质特征没有太大影响[1~3]. 可以假设伞衣幅面缝合处与伞衣刚度相等,且下挂载荷均布在伞衣底边上,则充满气后的降落伞形状就是轴对称的. ③流场定常假设. 连淇祥等[1]实验观测发现:定常流实验中,不透气的凹半球模型会产生周期或非周期性的横向涡环脱落;适当开孔和足够的开孔度可以避免这种涡环的产生,或减少其尺度,增加降落伞的稳定性,大大减弱流场的非定常效应. 表1中有某典型降落伞的基本参数,雷诺数 Re 以伞衣幅底部直径 D 为特征长度. 可以近似认为孔径比 d/D 为21.5%的该型降落伞,由于开设顶孔避免了周期或非周期性涡环的脱落.

表1 某典型降落伞的基本参数

D/m	顶孔直径 d/m	稳定下降速度/(m·s^{-1})	Re
0.735 0	0.158 0	10.40	5.23×10^5

基于以上3点假设,建立轴对称降落伞的流体力学计算模型. 定常流中轴对称降落伞的流场问题,就转化为二维轴对称问题. 随后的计算结果将显示这种转化的合理性和局限性.

1.2 定义对称面圆周角 $\boldsymbol{\Psi}$

假设伞衣幅在对称面上曲线为圆弧形,按图1定义 $\boldsymbol{\Psi}$. 当圆弧为优弧时,$\boldsymbol{\Psi}$ 为优弧所对应的圆周角;当圆弧为劣弧时,$\boldsymbol{\Psi}$ 为劣弧所对圆周角的补角. 保持该型伞的 D 和 d 不变,$\boldsymbol{\Psi}$ 在80°~140°间每隔5°建立一个轴对称降落伞模型(图1).

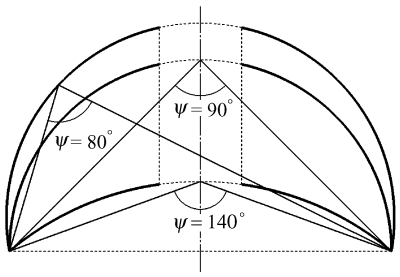


图1 $\boldsymbol{\Psi}$ 的定义

1.3 不可压流的 N-S 方程

一般降落伞稳定下降速度小于16 m/s,应该使用不可压流 N-S 方程[3~6]. 时间 $t\in(0,T)$ 带边界 $\boldsymbol{\Gamma}_t$,令 $\boldsymbol{\Omega}_t\subset R^{n_{sd}}$ 为流体力学空间域,下标 t 表示空间域及其边界与时间相关.

$$\rho\left(\frac{\partial \boldsymbol{v}}{\partial t}+\boldsymbol{v}\cdot\nabla\boldsymbol{v}-\boldsymbol{f}\right)-\mathrm{div}\boldsymbol{\sigma}=0 \quad \boldsymbol{\Omega}_t \text{ 上 } \forall t\in(0,T) \tag{1}$$

$$\mathrm{div}\boldsymbol{v}=0 \quad \boldsymbol{\Omega}_t \text{ 上 } \forall t\in(0,T) \tag{2}$$

$$\boldsymbol{\sigma}(p,\boldsymbol{v})=p\boldsymbol{I}+2(\mu+\mu_t)\boldsymbol{\varepsilon}(\boldsymbol{v}) \tag{3}$$

$$\boldsymbol{\varepsilon}(\boldsymbol{v})=\frac{1}{2}(\nabla\boldsymbol{v}+(\nabla\boldsymbol{v})^{\mathrm{T}}) \tag{4}$$

式中,$\rho,\boldsymbol{v},\boldsymbol{f},p,\boldsymbol{I}$ 和 μ 是密度、速度、外力、压力、特性张量和分子粘性系数;$\boldsymbol{\sigma},\boldsymbol{\varepsilon}(\boldsymbol{v})$ 为应力张量和应变率张量;μ_t 指涡粘性系数.

1.4 RNG k-epsilon 湍流模型

RNG k-ε 模型在 ε 方程中引入附加生成项,考虑湍流旋涡和低雷诺数流动粘性,改善了近壁区域的精度. 在 RNG k-ε 模型中:

$$\rho\left[\frac{\partial k}{\partial t}+(\boldsymbol{v}\cdot\nabla)k\right]=\mathrm{div}[\alpha_k\mu_t\nabla k]+\mu_t S^2-\rho\varepsilon \tag{5}$$

$$\rho\left[\frac{\partial \varepsilon}{\partial t}+(\boldsymbol{v}\cdot\nabla)\varepsilon\right]=\mathrm{div}[\alpha_k\mu_t\nabla\varepsilon]+C_{1\varepsilon}\frac{\varepsilon}{k}\mu_t S^2-\rho C_{2\varepsilon}\frac{\varepsilon^2}{k}-R_\varepsilon \tag{6}$$

$$\mu_t=\rho C_\mu\frac{k^2}{\varepsilon} \tag{7}$$

式中,$\mu_t S^2$ 为湍动能产生项,其中 $S=\sqrt{2\bar{S}_{ij}\bar{S}_{ij}}$,$\bar{S}_{ij}=\frac{1}{2}\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j}+\frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right)$ 为平均应变率张量;附加项 R_ε 为

$$R_\varepsilon=\frac{C_\mu\eta^3\left(1-\frac{\eta}{\eta_0}\right)}{1+\beta\eta^3}\frac{\varepsilon^3}{k} \tag{8}$$

式中,$\eta = Sk/\varepsilon$,是无量纲应变或者平均流时间尺度与湍流时间尺度之比;$\eta_0 = 4.38$;$\beta = 0.015$;附加系数对应为

$$\left.\begin{aligned} C_{1\varepsilon} &= 1.42 \\ C_{2\varepsilon} &= 1.68 \\ C_{\mu} &= 0.084\,5 \\ \alpha_k &= 1.393 \end{aligned}\right\} \tag{9}$$

2　数值模拟方法

以顶孔圆心为坐标原点,取来流方向为 x 轴正方向,垂直来流方向为 y 方向,建立坐标系.

2.1　计算网格的生成

利用网格生成软件,求解双曲型偏微分方程,获得贴体结构化 O 型网格[3]. 对准二维轴对称计算模型,只需计算对称面的一半,就是图 2 中的网格. 网格边界在入流、外流、和尾流 3 个方向充分远离物面. 从降落伞物面开始,径向上布置有 131 个点,对 80° ~ 140°间不同的 Ψ,根据具体情况在周向上布置 118 ~ 158 个点,网格总数为 15 240 ~ 20 410. 网格在壁面处加密,以适应 N-S 方程的求解. 图 3 是临近物面计算网格的对称放大视图,阴影部分表示降落伞物面.

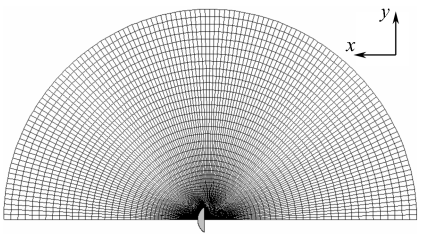


图 2　轴对称降落伞的计算网格,Ψ=110°

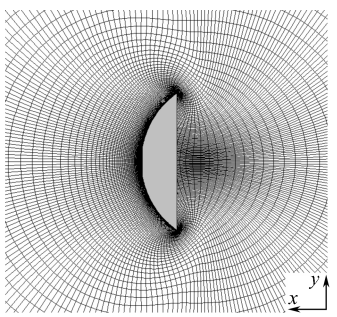


图 3　临近降落伞物面的计算网格,Ψ=110°

2.2　数值模拟的条件

选取降落伞稳定下降中代表性的外界条件:标准大气压和 15℃,进行数值模拟. 利用 CFD 软件,用有限体积法离散,SIMPLEC 方法处理压力-速度的耦合. 计算采用轴对称模型,不添加任何扰动,参数设置如下:①壁面边界条件:该型降落伞伞衣编织紧密,透气性很差,可以不考虑透气对流场结构的影响. 物面应用无滑移的固壁边界条件. ②远场边界条件:入流边界设为速度入口,尾流边界设为压力出口. ③近壁面处理:在临近壁面当地雷诺数较低的地方,选用标准的壁面函数进行处理.

3　数值模拟结果与流场特性分析

3.1　阻力特性分析

计算收敛的快速性和精确性(残值小于 1×10^{-4}),表明 O 型网格的密度和质量都很好. 积分得到的阻力与有关单位的试验结果一致. 图 4 是轴对称降落伞阻力特性随 Ψ 的变化情况. Ψ 在 80° ~ 140°间变化,阻力 D 维持在(39.22±0.11)N(约±0.28%),说明 Ψ 和伞衣幅高度对 D 影响不大. 在 80° ~ 90°间,Ψ 增大,D 减少;在 90° ~ 120°间,Ψ 增大,D 反而增大;而在 120° ~ 140°间,Ψ 增大,D 又减少. 90°和 120°成为 D 变化曲线上的 2 个拐点. 降落伞伞衣幅面积 S 随 Ψ 增大而减少,若按照 S 定义阻力系数 C_D(式(10)),那么 C_D 随 Ψ 增大而大致呈线性趋势增大.

$$C_D = D \Big/ \left(\frac{1}{2}\rho v_\infty^2 S\right) \tag{10}$$

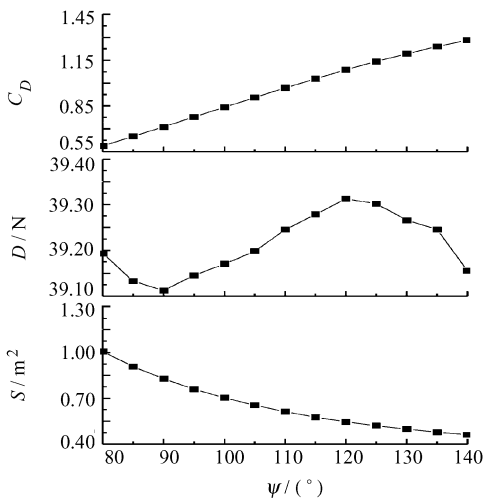


图 4　轴对称降落伞阻力特性随 Ψ 的变化曲线

3.2　速度场分析

以 Ψ 取 110°为例,图 5、图 6 显示了降落伞对称面上的速度矢量图和截面流线图. 来流接近内表面时流速降低,流经顶孔和底缘后,速度迅速增大,并发生分离,形成回流区.

背风区存在 2 个涡环. 1 股气流经过顶孔分离后回流,在伞衣表面发生再附,形成第 1 个涡环;另一股气流绕过降落伞的底部边缘后发生分离,在背风区卷起旋涡,形成第 2 个涡环. 从图 7 可以看出,不同的 Ψ 下对称轴上的轴向速度变化趋势一致. 气流轴向速度在流经降落伞期间出现了 3 个极值点,并 2 次经过 0.

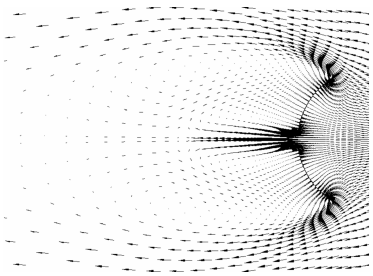


图5 降落伞对称面上的速度矢量图,$\Psi=110°$

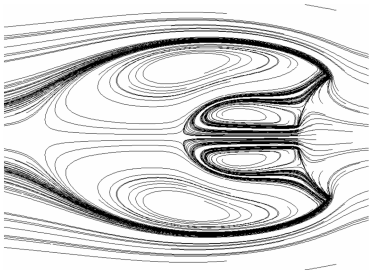


图6 降落伞对称面上的截面流线图,$\Psi=110°$

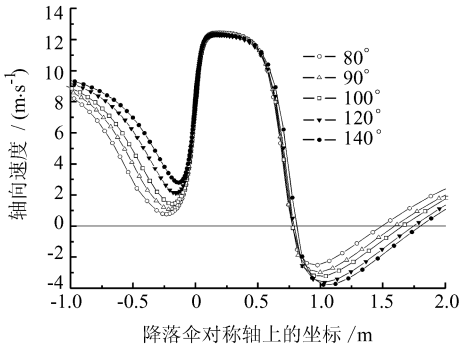
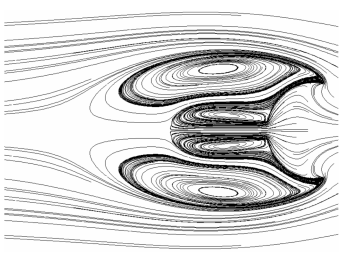


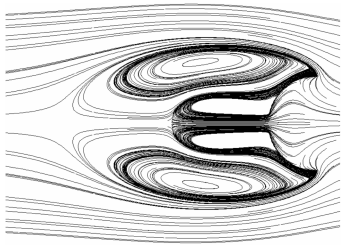
图7 不同 Ψ 下降落伞对称轴上的轴向速度随坐标变化

来流在接近物面到通过顶孔期间,流管截面积经历增大→减小→增大的过程,对称轴上的轴向速度也经历着减小→增大→减小的过程. 在 $x=0.75$ m附近,轴向速度下降至0,对称轴上出现第1个奇点,位置几乎不随 Ψ 变化. 之后第2个涡环产生的回流,使轴向速度达到极小值. 然后轴向速度增大到0,对称轴上出现第2个奇点,位置随 Ψ 增大向尾流方向推移. 之后气流流速增大,完全绕过降落伞流向下游. 此过程中,来流接近物面时的速度极小值随 Ψ 增大而增大;但经过顶孔后的速度极大值几乎保持不变;2个奇点间

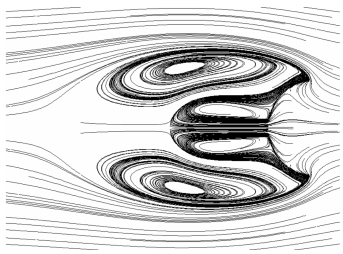


a $\Psi=80°$

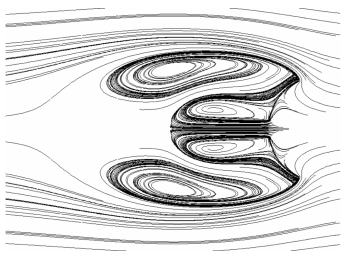
的速度极小值随 Ψ 增大而减小. 图8给出了降落



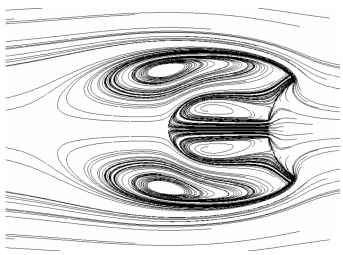
b $\Psi=90°$



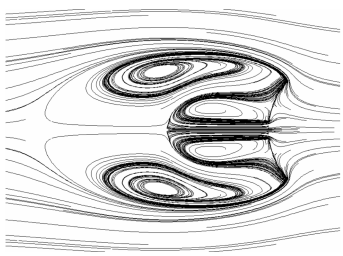
c $\Psi=100°$



d $\Psi=115°$



e $\Psi=125°$



f $\Psi=140°$

图8 降落伞附近流场随 Ψ 变化

伞流场随 Ψ 的变化,可以看出流场基本结构一致. 随 Ψ 增大,外涡环面积增大,涡核向尾流方向移动,尾流区增长,内涡环面积增大,内表面附着点位置由外向内移动,外表面附着点位置由内向外移动.

3.3 拓扑分析

由以上分析,可以从对称面截面流线图上抽象出截面流场的典型拓扑结构图(图9).

物面上出现 8 个半鞍点 S',表明流场中的附着、分离、与再附着. 背风区出现 4 个中心点 N,表明气流中的 2 个涡环. 对称轴上存在着 2 个鞍点 S,没有半节点 N'. 由截面流场的拓扑规律[8]:

$$\left(\sum N+\frac{1}{2}\sum N'\right)-\left(\sum S+\frac{1}{2}\sum S'\right)=1-n \tag{11}$$

其中,$n=m+1$,m 为流场中孤立有限大小剖面的数量,在本情况下 $m=2$,$n=3$. 则式(11)等号右边等于-2,等于图 9 奇点指数之和. 说明轴对称降落伞的截面流场满足拓扑规律. 与亚临界状态下带中心孔的圆球绕流[7]进行比较,可以发现两者尾流区的流场拓扑结构几乎完全一致,说明两者尾流区本质上具有一定的共同性.

但流场拓扑理论同时指出[8]:鞍点与鞍点直接连接的状态通常情况下是不稳定的. 就是说,如果有扰动,可能会引起拓扑结构上的改变. 扰动后的降落伞流场特性还有待进一步研究,但在轴对称降落伞模型中无法体现,这也是建立轴对称降落伞时,流场定常假设的局限性所在.

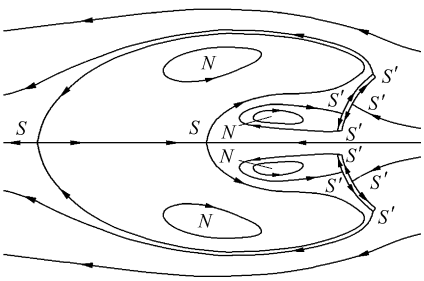


图 9　降落伞对称面上的典型截面流场拓扑图

4　结　论

由以上分析可以得出以下 5 个结论:①对称面圆周角和伞衣幅高度对阻力影响很小. 算例中阻力随对称面圆周角的波动在±0. 28% 内. 随着对称面圆周角增大,按伞衣幅面积定义的阻力系数大致呈线性趋势持续增大. ②对不同的对称面圆周角,对称轴上的轴向速度变化趋势一致. 对称轴上存在 2 个鞍点. 随对称面圆周角增大,第 1 个奇点位置几乎不变,第 2 个奇点向尾流方向推移;接近物面时来流的速度极小值增大,经过顶孔后的速度极大值几乎保持不变,2 个奇点间的速度极小值减小. ③对称面圆周角对流场基本结构没有影响. 随着对称面圆周角增大,外涡环的面积增大,涡核向尾流方向移动,尾流区增长,内涡环面积增大,内表面附着点位置由外向内移动,外表面上附着点位置由内向外移动. ④带顶孔的轴对称降落伞绕流和亚临界状态下带中心孔的圆球绕流,尾流区拓扑结构的一致性,说明两者本质上具有一定的共同性. ⑤轴对称降落伞的截面流场满足拓扑规律. 拓扑结构中鞍点与鞍点间的直接连接,说明扰动可能会引起拓扑结构上的改变. 这是流场定常假设的局限性所在.

参考文献 (**References**)

[1] 连淇祥, 周民选. 凹半球降落伞模型在加速和定常流中的流场观测[J]. 航空学报, 1988, 9(1): 84 ~ 90
Lian Qixiang, Zhou Minxuan. Experimental investigation on rigid hollow hemispherical parachute model in accelerating and steady flow [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1988, 9(1): 84 ~ 90(in Chinese)

[2] 彭　勇, 张青斌, 程文科,等. 降落伞初始充气阶段数值模拟[J]. 中国空间科学技术, 2003, (3):7 ~ 12
Peng Yong, Zhang Qingbin, Cheng Wenke, *et al*. Simulation of parachute initial inflation phase [J]. Chinese Space Science and Technology, 2003, (3):7 ~ 12(in Chinese)

[3] Sahu J, Cooper G, Benney R. 3-D parachute descent analysis using coupled CFD and structural codes [R]. AIAA-95-1580, 1995

[4] Ibos C, Lacroix C, Chuzet L, *et al*. Sinpa, a full 3D fluid-structure software for parachute simulation [R]. AIAA-97-1508, 1997

[5] Stein K R, Benney R J, Tezduyar T E, *et al*. Fluid-structure interactions of a round parachute: modeling and simulation techniques [J]. Journal of Aircraft, 2001, 38(5): 800 ~ 808

[6] Tezduyar T E, Osawa Y, Stein K, *et al*. Numerical methods for computer assisted analysis of parachute mechanics [A]. Proceedings of 8th Conference on Numerical Methods in Continuum Mechanics[C]. Liptovsky Jan, Slovakia, 2000

[7] Suryanarayana G K, Meier G E A. Effect of ventilation on the flowfield around a sphere [J]. Experiments in Fluids, 1995, 19(2):78 ~ 88

[8] 夏雪湔, 邓学蓥. 工程分离流动力学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 1991. 53, 57, 161, 162
Xia Xueqian, Deng Xueying. Engineering flow separation dynamics [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 1991. 53,57,161,162(in Chinese)

[9] 蒋崇文, 曹义华, 苏文翰. 轴对称降落伞稳定下降阶段的流场特性[J]. 航天遥感与返回,2005,(3):10 ~ 15,46
Jiang Chongwen, Cao Yihua, Su Wenhan. The flowfield characteristics of an axisymmetric parachute in terminal descent [J]. Spacecraft Recovery and Remote Sensing, 2005, (3):10 ~ 15, 46(in Chinese)