合成射流控制鼓包分离流动的数值模拟

陈占军 巴玉龙 王晋军

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 为了研究合成射流控制鼓包背风面分离流动的效果,采用商用流体力学软件 FLUENT® 6.3 求解 Reynolds 平均 Navier-Stokes 方程,通过分析鼓包壁面摩擦力系数分布、旋涡脱落结构以及射流孔口附近流动结构,揭示了合成射流对分离点不固定的流动分离的控制机理. 结果表明:在分离点前施加合成射流可有效缩小回流区范围,涡脱落被施加的激励"锁定",涡脱落的频率等于合成射流的频率. 此外,在本研究所考虑的情况下,动量系数越大,控制效果越好. 从时均效果看,当施加最大吹气动量系数为 0.369 1% 的合成射流时,分离泡长度减小了 11%.

关 键 词: 合成射流; 鼓包; 流动控制; 吹气动量系数

中图分类号: V 211.41^{+}2

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)07-0886-05

Numerical investigation on separation control for flow over a bump with synthetic jet

Chen Zhanjun Ba Yulong Wang Jinjun

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Numerical simulation on the separation flow control over a bump was carried out with synthetic jet actuator before the separation point. The Reynolds averaged Navier-Stocks equations were solved by FLUENT® 6.3. The mechanism of synthetic jet actuator flow separation control was discussed by analyzing the friction coefficient, the vortex structure separated from the bump and the flow field near the actuator orifice. When the synthetic jet actuator was turned on, the length of the recirculation region can be reduced, and the separation of flow was locked by synthetic jet, so the frequency of separation was equal to the frequency of synthetic jet. For the fixed actuating frequency, the larger the blowing momentum coefficients of the synthetic jet, the shorter the separation region downstream of the bump. When the maximum blowing momentum coefficient is 0.369 1%, the length of separation region can be reduced by 11%.

Key words: synthetic jet; bump; flow control; blowing momentum coefficient

合成射流(synthetic jet)是由足够强的振动流动在突然扩张过程中产生的一种时间平均的流体运动[1]. 与传统的吸/吹气流控制相比,合成射流具有仅对外输出动量而输出质量为零的显著特征,不需要额外的气源以及相应的管路系统,所以有结构简单紧凑、重量轻、成本低、维护方便等诸多优点[2],在主动流动控制上有着广阔的应用前景.

鼓包是工程应用中常见的模型,可以很好地模拟自然中实际出现的流动分离现象[3]. 比如大迎角下机翼的分离点并不是固定的. S 形进气道可以减小飞机结构尺寸,同时提高飞机隐身性能,近年来成为研究的热点[4-6]. 鼓包可以一定程度上模拟 S 形进气道中轴线平滑大折转角带来的分

收稿日期: 2011-06-18; **网络出版时间**: 2012-04-01 12:01

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120401.1201.009.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(50976007)

作者简介: 陈占军(1986 -),男,江苏徐州人,硕士生,zhiyii@126.com.

离点不固定的流动分离. 此外鼓包还大量地应用于实际的流动控制上,比如在机翼上表面布置鼓包改变激波的强度,达到减小波阻的目的[7].

使用合成射流来控制鼓包的分离是一种行之有效的想法[8]. 但是流动分离和射流剪切层等问题对数值模拟技术提出了巨大的挑战,限制了这种控制技术的实际的推广和应用. 为此 NASA 于 2004 年召开了合成射流控制鼓包分离流动数值模拟研讨会,提供标准算例和大量的实验数据供数值模拟验证[9-11],以获得更精确的数值模拟方法和技术. 2010 年 ERCOFTAC 也采用此算例来开展模拟实验技术和方法的研究[12].

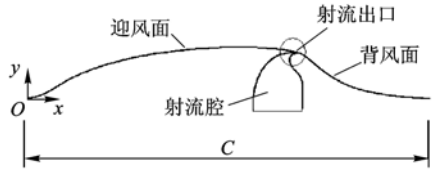
本文使用数值模拟计算合成射流控制 NASA 提供的鼓包模型,通过对时均和瞬时流场的分析来获得合成射流控制的效果,并研究射流强度对控制效果的影响.

1　模型及数值方法

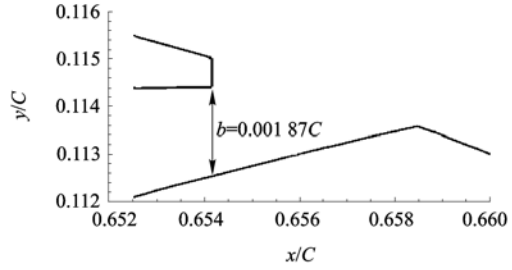
本文流场结构通过求解二维非定常雷诺平均方程组得到. 计算采用 FLUENT® 6.3 分离求解器. 求解过程采用 SIMPLE 耦合方法,时间项采用二阶隐式格式,空间采用二阶迎风格式.

1.1　模型及网格

实验采用 CFDVAL 2004 的鼓包模型[9],见图 1a. 弦长 $C=420$ mm,最高处高 $h\approx54$ mm. 流向位置 $x/C\approx0.656$ 处开孔用来产生合成射流(图 1b),孔宽 $b=0.001\,87C$. 空气通过一段腔体模拟后从出口喷出/吸入形成合成射流.



a　鼓包模型



b　射流出口位置和尺寸

图 1　计算模型及出口位置和尺寸

流动入口选取在鼓包前 6 倍鼓包长度处,定义为速度入口条件,来流速度大小为 $Ma=0.1$. 高度为 1 倍鼓包长度. 网格采用专业网格生成软件 Gridgen® 分块对接生成,总数为 $640\times145+30\times150$,如图 2 所示,对壁面、背风区和射流出口进行了加密.

合成射流通过在射流腔底部入口设置用户自定义函数定义入口边界条件 $u(t)=u_0\sin(2\pi ft)$ 来实现,激励器频率采用未施加控制情况下鼓包背面流动分离时对应的涡脱落频率.

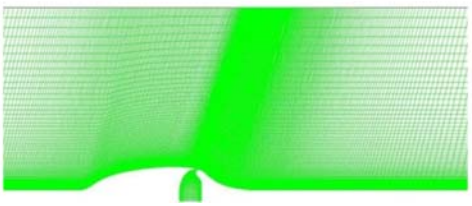


图 2　计算模型及网格

1.2　数值方法验证

图 3 是采用不同湍流模型计算得到的鼓包附近表面压力分布. 在鼓包前缘存在逆压梯度,从 $x/C=0$ 到鼓包最高点之前,压力梯度转变为顺压,流动表现为加速状态. $x/C\approx0.60$ 之后则变为强烈的逆压,预示着流动分离的产生. 在这之前所有计算结果与实验值符合得较好. 在鼓包最高点,标准 k-ε 模型和 RNG k-ε 模型得到的结果更接近实验值. 随着向下游发展,大约在 $x/C\approx1.20$ 的地方压力系数又达到了最大值,分离流在此处再附. 在该点 RNG k-ε 模型有较好的表现.

图 4 是壁面摩擦系数分布图,除了标准 k-ε 模型,其他湍流模型计算结果都与实验符合得较

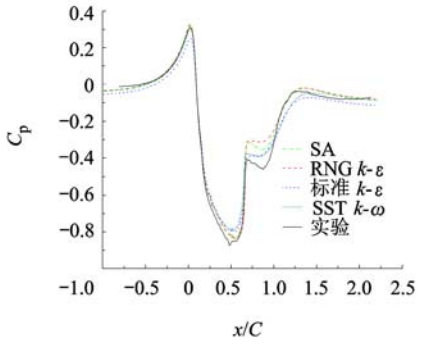


图 3　时均壁面压力系数分布(未加控制)

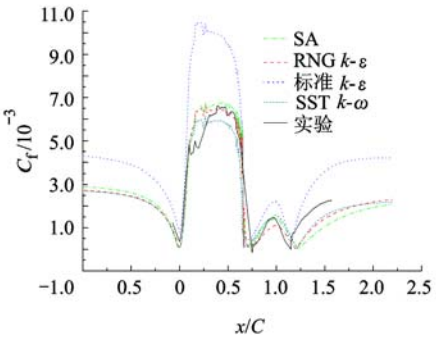


图 4　时均壁面摩擦系数分布(未加控制)

好. 综合考虑,认为 RNG k-ε 计算的结果较好,可以很好地模拟鼓包迎风面的流动加速和背风面的分离与再附. 更多的数值方法验证和激励器模拟方法有效性验证见文献[13].

2 计算结果及讨论

在分离点前施加合成射流控制,控制频率采用不加控制时流动分离对应的涡脱落频率 f = 138.5 Hz. 定义激励器在整个工作周期内的平均吹气速度[14]:

$$\bar{U} = \frac{1}{T}\int_0^{t/2} u(t)\,\mathrm{d}t \tag{1}$$

最大吹气速度动量系数:

$$C_\mu = \frac{2bu_0^2}{CU_\infty^2} \tag{2}$$

式中 U_∞ 选取 15.169 m/s,对应的 C_μ = 0.369 1%.

2.1 时均特征

在合成射流作用下,鼓包背风区涡周期性脱落且脱落频率等于激励器控制频率. 图 5 为施加控制前后壁面压力系数分布,可以看出施加控制后整个分离区压力都有所恢复,且分离区最大压力系数位置前移. 从图 6 壁面摩擦系数分布可以看出再附点位于 1.147 6C,比不加控制提前了 11%.

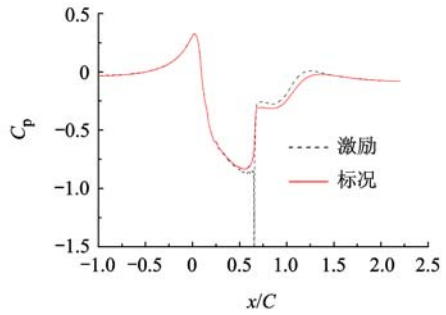


图 5 时均壁面压力系数分布

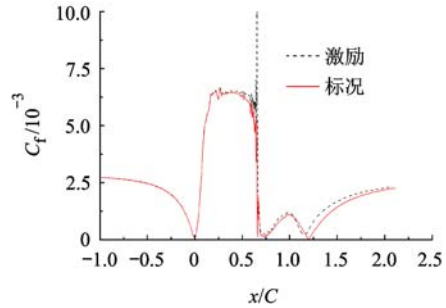
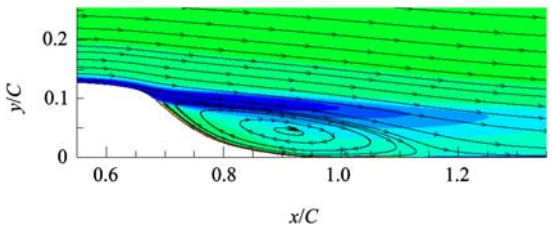
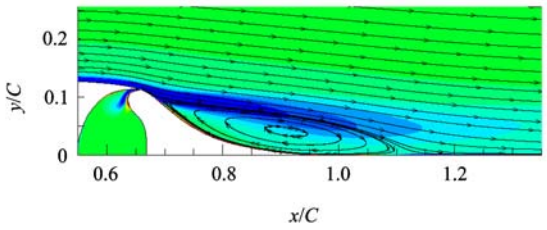


图 6 时均壁面摩擦系数分布

从图 7 可见 2 种情况最大涡强均集中在剪切层中,而且靠近分离点剪切较强. 施加控制后再附点位置明显提前,最大涡量分布区域沿流向向壁面偏移,这说明施加控制分离泡不仅长度变短,厚度也变得更小,从而说明合成射流控制是有效的.



a 未施加控制



b 施加控制

图 7 未/施加控制分离区时均涡量分布及流线图

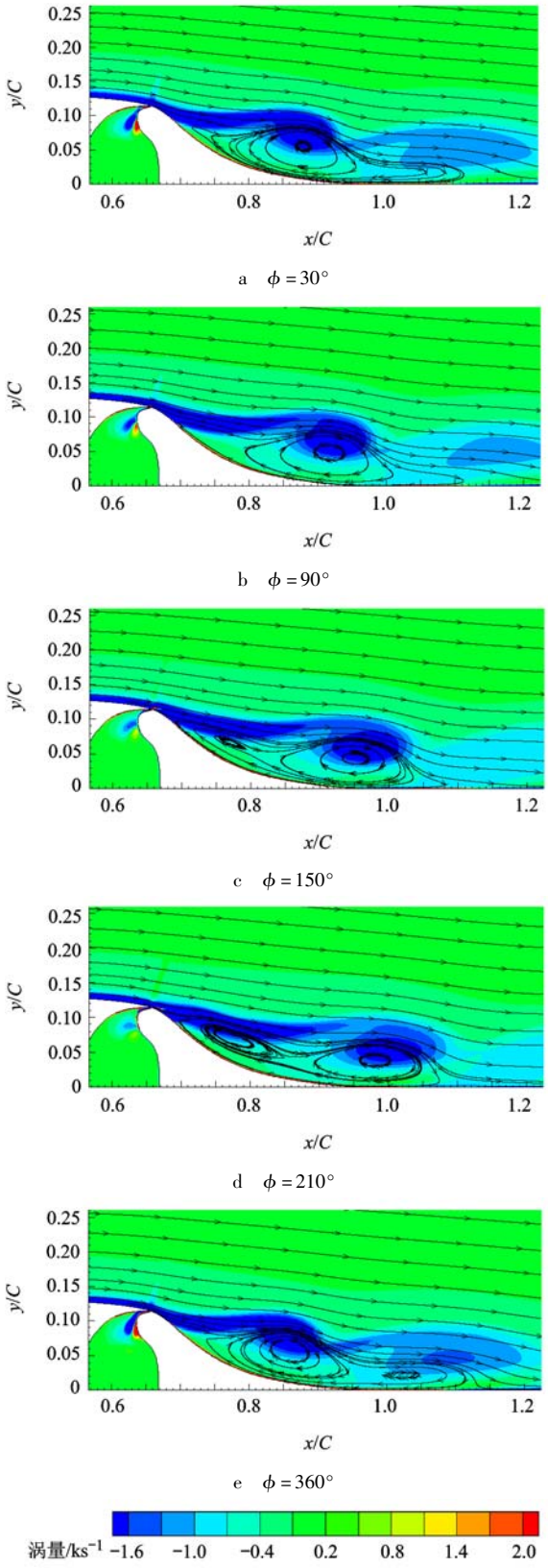
2.2 瞬时特征

施加合成射流控制分离脱落的频率等同于激励器频率,激励器“锁定”旋涡的脱落. 在激励器工作的一个周期内,吹气过程开始时(图 8a),射流出口后方涡量向下偏移,这是由于上个周期吸气半周期造成的[10],在主分离区后面存在较弱的涡量分布,这是上一周期脱落的涡,从流线图可以看出这里并没有主涡出现,可以认为这个涡已经破裂了,只存在更小尺度的涡. 吹气强度最大时(图 8b),分离区形成一个独立的主涡结构,在吹气后期(图 8c)主涡开始脱落,新的涡开始形成. 从吹气后期到吸气前期(图 8c,图 8d)分离点后涡量分布区域逐渐上扬,剪切层向上移动.

图 9 是分离点附近壁面摩擦系数分布,不论是吹气还是吸气,分离点都在未施加控制时的 0.662C的后面. 在吹气半程快结束时候,也就是相位角 ϕ = 150°时,分离点比较靠前,位于0.667C处;在吸气半程快结束的时候,也就是相位角ϕ = 330°时,分离点非常靠后,位于 0.681C 处. 分离点距离射流出口位置 $x/C \approx 0.656C$ 很近,射流对此处的影响可以说是实时的. 由此可以得出结论:吹气和吸气都可以改善分离,使分离点延后,但是吸气时的改善效果更明显.

从射流出口处的涡量分布图(图 10)可以看出,不论吹气还是吸气过程,相对于远离射流出口的下游,射流出口附近均存在较大涡量,增大边界层的动量,延迟流动分离,达到控制效果. 相比于 ϕ = 150°,当 ϕ = 330°时涡量分布向下游延伸更远,影响的区域更大,所以可以使分离更晚发生.

和分离点相似,再附点也具有周期性,在一个射流周期内,再附点位置前后移动:在相位角 ϕ = 210°时,再附点最靠前;在相位角 ϕ = 30°时,再附点比较靠后,而且再附点都在不加控制时的再附点前面. 虽然同样是吸气半周期改善效果比较明显,但由于分离区以及再附点均离射流出口比较远,合成射流不一定能实时影响到这些位置,所以还不能下结论认为是吸气控制效果更好.



a　ϕ = 30°

b　ϕ = 90°

c　ϕ = 150°

d　ϕ = 210°

e　ϕ = 360°

图 8　施加控制一个周期内分离区内涡量分布及流线图

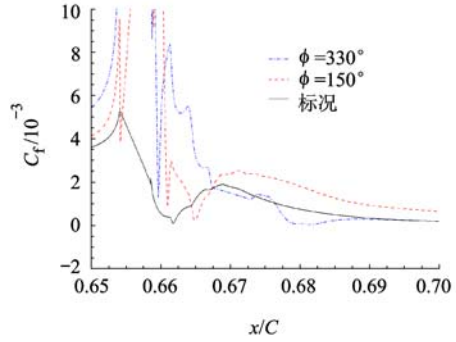
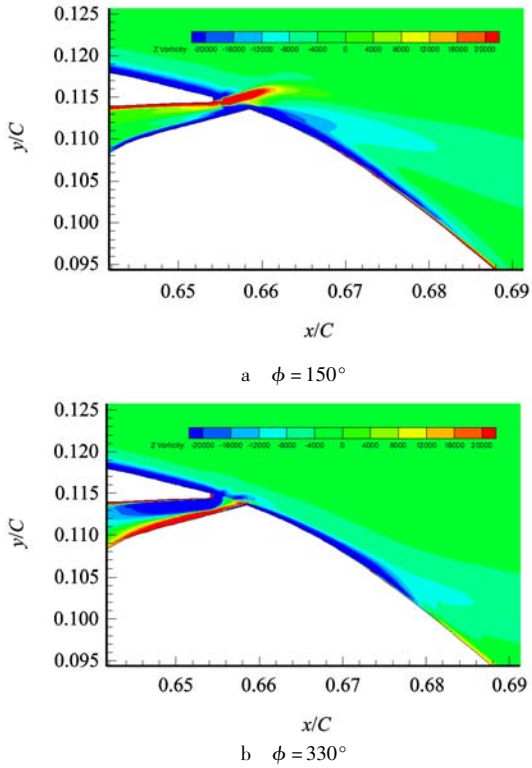


图 9　相位角 ϕ 分别为 150°和 330°时分离点附近壁面摩擦系数分布

但是从射流出口涡量图(图 10)可以看到吹气半周期产生的涡强度更大. 根据合成射流控制分离原理[14],吹出气流与流场的剪切层产生的涡强是增加边界层能量、控制边界层分离的主要因素,适当增加射流最大吹气速度可以获得更大的涡强.



a　ϕ = 150°

b　ϕ = 330°

图 10　相位角 ϕ 分别为 150°和 330°时分离点附近涡量分布

由文献[13]提出的新型合成射流激励器改变射流吸/吹比,减小吹气所占的时间,为了保证注入流体质量为零,必须增加吹气的最大峰值速度. 这样可以一方面获得更大的涡强;另一方面,

根据上面的分析,吸气过程中控制效果更佳,边界层更晚分离,延长吸气时间对流动分离点位置的影响更为有利.

3 不同强度射流的控制效果

对于出口位置和大小固定的激励器,控制效果主要取决于激励频率和射流注入的动量,已有实验结果表明当激励器频率等同于旋涡脱落频率时,控制效果最好[15]. 这里选取控制频率等同于涡脱落频率,改变射流强度来考察最大吹气速度动量系数对控制效果的影响.

图 11 给出了不同强度的合成射流激励下分离区缩短的百分比(Δ). 可以看出在计算结果中当最大吹气速度动量系数大于 0.1% 时,合成射流才对流场有控制效果,且随着射流强度的增大而增大,这和实验结果的趋势一致. 从绝对值看,数值模拟得到的相同吹气强度下控制效果小于实验值,文献[16]使用 DES 方法也得到了与本文相似的结果.

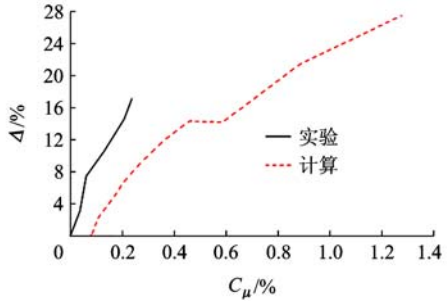


图 11 不同激励强度控制效果

4 结 论

本文通过数值模拟研究了合成射流对二维鼓包流动分离的控制,通过对基本流动状况的分析,得到了和文献[10]中的实验结果一致的结果,表明本文采用的计算模型和方法是可行的.

在此基础上,研究了施加最大吹气动量系数为 0.369 1 % 的合成射流控制来流 $Ma = 0.1$ 情况下的流动分离,发现鼓包分离泡长度减小了 11%. 分离区涡脱落被施加的激励"锁定",涡脱落的频率等于合成射流的频率. 通过分析射流出口附近的涡量分布特性得到,不论是吹气还是吸气半周期,分离点均比未加控制时靠后,但是吹气半周期的控制效果更好. 最后,探讨了不同最大吹气动量系数的控制效果,发现在一定范围内,动量系数越大,控制效果越好.

参考文献(References)

[1] Smith B L, Swift G W. A comparison between synthetic jets and continuous jets[J]. Experiments in Fluids, 2003, 34: 467 – 472

[2] Zhang P F, Wang J J, Feng L H. Reviews of zero-net-mass-flux jet and its application in separation flow control[J]. Science In China E, 2008: 1315 – 1344

[3] Britter R E, Hunt J C R, Richards K J. Air flow over a two-dimensional hill: studies of velocity speed-up, roughness effects and turbulence[J]. Quart J Roy Meteorol Soc, 1981, 107(451): 91 – 110

[4] Vaccaro J, Vasile J, Amitay M. Active control of inlet ducts[R]. AIAA 2008-6402, 2008

[5] Wellborn S R, Reichert B A, Okiishi T H. An experimental investigation of the flow in a diffusing S-duct[R]. AIAA 1992-3622, 1992

[6] Vaccaro J C, Gressick W, Wen J, et al. An experimental investigation of flow control inside inlet ducts[R]. AIAA 2009-740, 2009

[7] Reneaux J. Overview on drag reduction technologies for civil transport aircraft[R]. ONERA-TP-04-153, 2004

[8] Dandois J, Garnier E. Numerical simulation of active separation control by a synthetic jet[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2007, 574: 25 – 58

[9] Greenblatt D, Paschal K B, Yao C S, et al. Separation control CFD validation test case part 1: baseline and steady suction[R]. AIAA 2004-2220, 2004

[10] Greenblatt D, Paschal K B, Yao C S, et al. Separation control CFD validation test case part 2: zero efflux oscillatory blowing [R]. AIAA 2005-485, 2005

[11] Rumsey C L. Successes and challenges for flow control simulations[J]. International Journal of Flow Control, 2009, 1(1): 1 – 27

[12] ECCOMAS. Fifth European conference on computational fluid dynamics[EB/OL]. Lisbon, Portugal: ECCOMAS, 2004[2010-06-14]. www. maretec. ist. utl. pt/html_files/VV2010. htm

[13] Dandois J, Garnier E. Numerical simulation of active separation control by a synthetic jet[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2007, 574: 25 – 58

[14] Smith B L, Glezer A. The formation and evolution of synthetic jets[J]. Physics of Fluids, 1998, 10(9): 2281 – 2297

[15] Zhang P F, Wang J J. Novel signal wave pattern to generate more efficient synthetic jet[J]. AIAA Journal, 2007, 45(5): 1058 – 1065

[16] Šari'c S, Jakirli'c S, Djugum A, et al. Computational analysis of locally forced flow over a wall-mounted hump at high-*Re* number[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2006, 27(4): 707 – 720

[17] Hamstra J W, Miller D N, Truax P P, et al. Active inlet flow control technology demonstration[J]. Aeronautical Journal, 2000, 104(1040): 473 – 479

(编 辑:文丽芳)