

УДК 532.526.011.6

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ЕДИНИЧНОГО ЧИСЛА РЕЙНОЛЬДСА НА ПЕРЕХОД ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА ОСТРОМ КОНУСЕ

БОРОВОЙ В. Я., КОЛОЧИНСКИЙ Ю. Ю., ЯКОВЛЕВА Л. В.

Для выяснения влияния единичного числа Рейнольдса на переход пограничного слоя на боковой поверхности конуса проведено исследование перехода на модели острого конуса с углом полураствора $\theta=7,5^\circ$ при различной длине его (от 150 до 400 мм). Эксперименты проводились в ударной трубе при числе Маха $M_\infty=6,1$ в широком диапазоне значений числа Рейнольдса $Re_{eL}=1,3 \cdot 10^6-5,5 \cdot 10^7$. Положение зоны перехода определялось по результатам измерения местного теплового потока калориметрическими термопарными преобразователями.

Получены данные о влиянии на переход единичного числа Рейнольдса при его больших значениях. Показано также, что в исследованных условиях донная область не влияет на переход пограничного слоя на поверхности конуса.

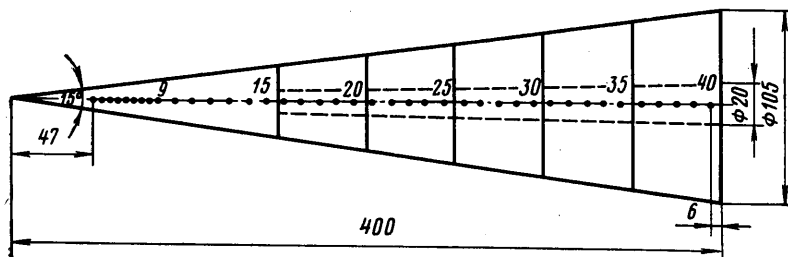
Многочисленные эксперименты показали, что положение области перехода пограничного слоя не определяется однозначным образом основными параметрами подобия: числами Маха, Рейнольдса и температурным фактором. Положение этой области на геометрически подобных телах зависит также от абсолютной величины давления газа или «единичного числа Рейнольдса», размеров и формы аэродинамической трубы, ее конструкции. Из-за неустойчивости ламинарного движения при больших числах Рейнольдса существенное влияние на течение газа как в наземных условиях, так и в условиях полета оказывают даже небольшие возмущения различного типа.

Некоторые типы возмущений, например турбулентность набегающего потока, были известны и изучены давно. При сверхзвуковых скоростях роль этого типа возмущений в аэродинамических трубах резко уменьшается. Большое значение приобретают акустические возмущения, исходящие от турбулентного пограничного слоя, который образуется на стенках сопла и в рабочей части трубы. В работе [1] (см. также обзор [2]) была установлена эмпирическая зависимость числа Рейнольдса перехода Re_t от параметров потока и размеров аэродинамической трубы, основанная на предположении об определяющей роли акустических возмущений, исходящих от границ потока.

Однако изложенная выше концепция пришла в противоречие с результатами исследования перехода на моделях конуса в покоящемся воздухе на баллистической трассе [3, 4]. Эксперименты показали, что при отсутствии каких бы то ни было регистрируемых возмущений потока число Рейнольдса перехода Re_t увеличивается при возрастании давления воздуха.

Можно предложить следующее гипотетическое объяснение результатов опытов на баллистической трассе: так как они проводились с моделями одинаковой длины, то при увеличении давления число Рейнольдса перехода возрастало вследствие удаления зоны перехода от донной области, являющейся источником интенсивных турбулентных пульсаций. Акустические возмущения могут распространяться из донной области вперед, навстречу потоку, по дозвуковой части пограничного слоя и по стенке модели.

Изложенную гипотезу можно было бы проверить на баллистической трассе в опытах с моделями разной длины L , выбранной из условия $Re_{\infty L} = \text{const}$ (во время выполнения данной работы идея такого опыта была пред-



Фиг. 1

ложена также в работе [5]). Из-за отсутствия возможности проведения таких опытов было предпринято аналогичное исследование в ударной трубе. Конечно, в ударной трубе не может быть достигнута та же чистота опытов, что на баллистической трассе, из-за наличия акустических возмущений, исходящих от поверхности сопла, и влияния державки. Поэтому выводы данной работы не окончательны.

Эксперименты, проведенные в ударной трубе, не подтвердили гипотезу о влиянии донной области на переход пограничного слоя. В ходе выполнения работы получены данные о влиянии на переход пограничного слоя единичного числа Рейнольдса при больших значениях этого параметра.

1. Схема модели показана на фиг. 1. Конструкция ее имеет две особенности: модель состоит из отдельных секций и державка ее профилированная. Соединение секций выполнено так, что уступы на поверхности модели имеют малую величину порядка 5 мкм. Это сводит к минимуму возмущение потока в местах стыка секций. Для уменьшения влияния державки на течение газа в донной области диаметр сечения державки был выбран переменным, уменьшающимся по мере приближения к вершине конуса (см. штриховую линию на фиг. 1).

Для обеспечения прочности модели при минимальных размерах сечения державки поперечные усилия, действующие на модель со стороны потока при случайных углах атаки, передаются на державку в двух местах: в месте стыка державки с носовой секцией и через донную шайбу, которая имеет плотную посадку в месте соединения как с хвостовой секцией, так и с державкой. Такая схема передачи усилий на державку выдерживается при любом числе секций модели.

Калориметрические преобразователи (датчики) установлены на одной образующей конуса. На носовой секции (ее длина 150 мм) установлено 15 преобразователей (первые 9 преобразователей с интервалом 4,5 мм, остальные — с интервалом 10 мм). На последующих секциях (длина каждой секции 50 мм) установлено по 5 преобразователей с интервалом 10 мм.

Местные уступы на поверхности модели у преобразователей не превышают 5 мкм. Волнистость поверхности модели вдоль образующей, на которой расположены преобразователи, не больше 30 мкм. Последнее было достигнуто благодаря тому, что вблизи образующей, на которой установлены преобразователи, модель не имела разрезов, а прорезь, необходимая для монтажа преобразователей и измерительных трасс, была выполнена в диаметрально противоположной образующей. Действительный радиус затупления вершины конуса, как показали измерения с помощью микроскопа, был равен 0,1 мм.

Преобразователи (датчики) теплового потока представляли собой медные диски диаметром 2 мм. Первоначальная толщина дисков 0,15 мм. Однако после установки на модель диски дорабатывались. В результате их толщина была различной в диапазоне от 0,07 до 0,15 мм. Каждый преобразователь после установки на модель и доработки был прокалиброван на импульсной тепловой калибровочной установке ИТКУ [6]. Относительные величины случайных погрешностей, выявленных при калибровке каждого из сорока преобразователей, лежат в пределах от $\pm 0,3$ до $\pm 4\%$.

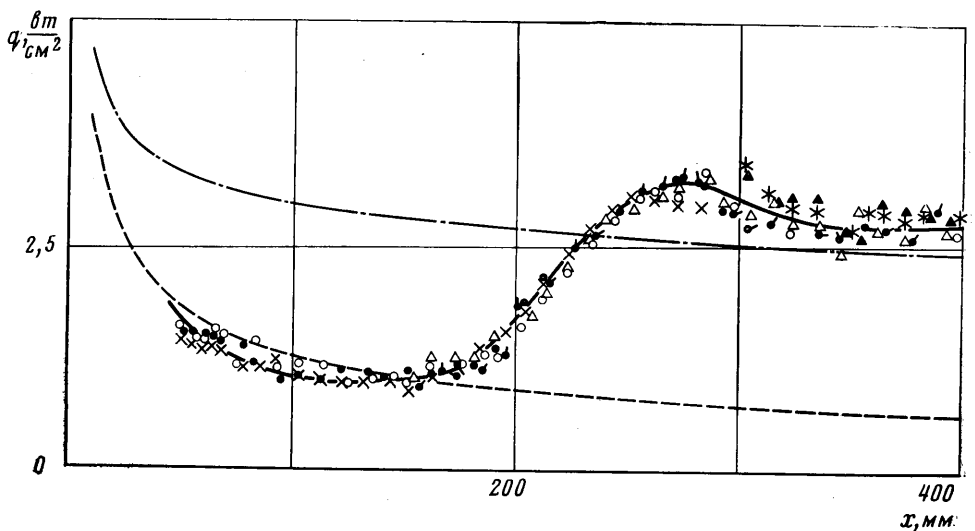
Для регистрации сигналов термопар была использована 32-канальная усилительная аппаратура [7] со светолучевыми осциллографами.

Использованные в данной работе термопарные преобразователи менее чувствительны, чем ранее разработанные полупроводниковые преобразователи [6] и термопарные преобразователи, выполненные по методу тонкой стенки [8]. Однако чувствительность вновь разработанных преобразователей достаточна для выполнения данного исследования. В то же время новые преобразователи в отличие от преобра-

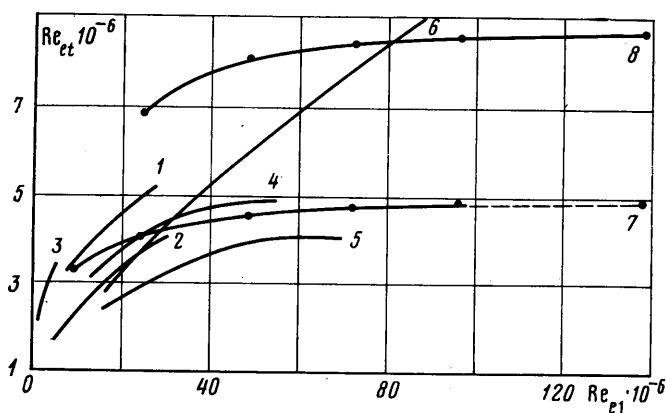
зователей, изготовленных по методу тонкой стенки, имеют гладкую и ровную поверхность, что очень важно при исследовании перехода пограничного слоя. От полупроводниковых преобразователей новые преобразователи отличаются более простой технологией и повышенной стабильностью характеристик. Они обеспечивают также более высокую производительность ударной трубы.

Эксперименты проводились в ударной трубе, которая работала по импульсной схеме. Продолжительность расчетного течения 0,02 с.

Модель была установлена под нулевым углом атаки. Число Маха было во всех опытах одинаковым $M_\infty=6,1$ (соответствующее значение числа Маха у поверхности конуса $M_e=5,35$). Температура торможения также была одинаковой ($T_0=565$ К). Полное давление p_0 варьировалось в диапазоне от $8,9 \cdot 10^5$ до $144 \cdot 10^5$ Па. Соответственно единичное число Рейнольдса Re_{e1} , рассчитанное по параметрам невозмущенного потока и длине 1 м, изменялось в диапазоне от $5,3 \cdot 10^6$ до $8,25 \cdot 10^7$ 1/м (значения единичного числа Рейнольдса Re_{e1} , рассчитанного по параметрам потока на поверхности конуса, изменялись в диапазоне от $8,8 \cdot 10^6$ до $13,8 \cdot 10^7$ 1/м). Безразмерное число Рейнольдса изменялось в еще более широком диапазоне вследствие вариации длины модели: от $Re_{\infty L}=0,8 \cdot 10^8$ при $p_0=8,9 \cdot 10^5$ Па и $L=150$ мм до $Re_{\infty L}=3,3 \cdot 10^7$ при $p_0=144 \cdot 10^5$ Па и $L=400$ мм (соответственно от $Re_{eL}=1,3 \cdot 10^6$ до $Re_{eL}=5,5 \cdot 10^7$).



Фиг. 2



Фиг. 3

2. На фиг. 2 приведены результаты многократных измерений распределения местного теплового потока по образующей конуса при максимальной длине модели ($L=400$ мм) и полном давлении $p_0=24,8 \cdot 10^5$ Па ($Re_{e1}=$

$=24,3 \cdot 10^6$). Различные значки соответствуют разным пускам трубы. На фиг. 2 показаны также расчетные распределения теплового потока для ламинарного пограничного слоя (пунктирная линия) и для турбулентного пограничного слоя (штрихпунктирная линия).

Относительная величина среднеквадратичной случайной погрешности σ для отдельного преобразователя не превышает 4%. Следовательно, с вероятностью 0,997 случайные отклонения величины теплового потока от среднего значения 3σ не превышают 12%, причем сюда входят отклонения, вызванные не только погрешностями измерения, но и случайными отклонениями параметров потока в аэродинамической трубе. Такой уровень точности измерений следует признать удовлетворительным для тепловых испытаний в трубах не только кратковременного, но и длительного действия.

График, приведенный на фиг. 2, и другие аналогичные графики были использованы для определения положения области перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный. Начало и конец области перехода определялись соответственно по положению минимума и максимума теплового потока. В табл. 1 приводятся координаты начала x_n и конца x_k области перехода и соответствующие величины числа Рейнольдса Re_{et} , рассчитанного по параметрам потока на внешней границе пограничного слоя, при длине модели $L=400$ мм и различных значениях полного давления p_0 и единичного числа Рейнольдса.

Таблица 1

$p_0 \cdot 10^{-5}$ Па	$Re_{e1} \cdot 10^{-4}$, 1/м	x_n , мм	x_k , мм	$Re_{etn} \cdot 10^{-4}$	$Re_{etk} \cdot 10^{-4}$
8,9	8,8	350	—	3,1	—
24,8	24,3	160	275	3,9	6,7
47,6	48,4	90	165	4,4	8,0
72	71,8	65	115	4,7	8,3
97,3	95,8	50	90	4,85	8,6
144	138,3	35	63	4,84	8,7

Таблица 2

Кривые	M	D^* , м	Модель	Источник
1	3	1,02	Полый цилиндр	[1]
2	3	0,305	То же	[1]
3	3	4,88	»	[1]
4	4; 3	0,6	Пластина	[9]
5	4; 3	0,2	»	[9]
6	2,0	—	Конус	[4]
	2,1			
	4,3			
7, 8	5,35	0,3	»	Данная работа

На фиг. 3 сопоставлены результаты измерения числа Рейнольдса перехода в аэродинамических установках различных типов и различными способами. В табл. 2 указаны условия, в которых были получены эти результаты. (Здесь D^* — размер рабочей части трубы.)

В работах [1, 9] эксперименты проводились в аэродинамических трубах длительного действия. Путем измерения давления торможения вблизи поверхности модели определялось положение конца области перехода. В работах [3, 4] исследование проводилось на свободно летящих моделях

в баллистической установке. Положение области перехода определялось по теневым фотографиям. Автор работ [3, 4] полагает, что теневые фотографии фиксируют конец области перехода. На фиг. 3 результаты экспериментов, проведенных на баллистической трассе, представлены в виде осредненной кривой, построенной по экспериментальным точкам работы [4].

В данной работе путем измерения теплового потока определялось положение как начала области перехода (линия 7), так и ее конца (линия 8).

По оси абсцисс на фиг. 3 отложено единичное число Рейнольдса Re_{e1} , рассчитанное по параметрам потока на внешней границе пограничного слоя. Уже неоднократно отмечалось (см., например, [1, 4]), что единичное число Рейнольдса, используемое для представления экспериментальных результатов, нельзя рассматривать как коррелирующий параметр. Часто встречающиеся расхождения величины Re_{e1} для различных аэродинамических установок при одинаковых значениях единичного числа Рейнольдса связаны с качественными и количественными отличиями возмущений.

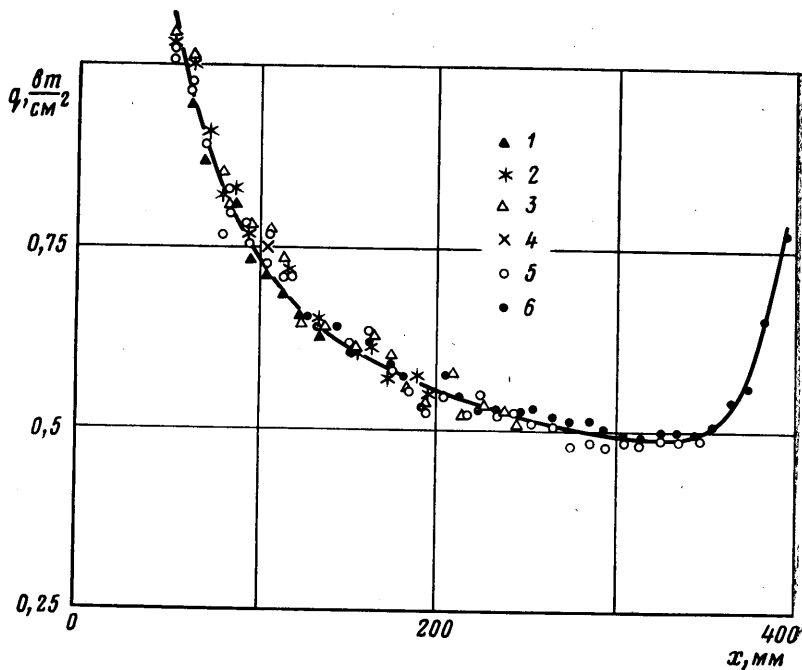
Из фиг. 3 видно, что в ударной трубе, в которой проводилось данное исследование, единичное число Рейнольдса слабее влияет на переход, чем в других упомянутых установках: в диапазоне $Re_{e1} = 9 \cdot 10^6 - 50 \cdot 10^6$ 1/м числа Рейнольдса, характеризующие начало и конец области перехода, пропорциональны Re_{e1}^n при $n = 0,2$. В большинстве других работ получены более высокие значения показателя степени: в работах [1, 9] $n = 0,25 - 0,40$, в работе [4] $n = 0,63$.

В ударной трубе при $Re_{e1} > 7,5 \cdot 10^7$ 1/м изменение числа Рейнольдса перехода практически прекращается. Стабилизация числа Рейнольдса перехода в сверхзвуковом потоке впервые наблюдалось в работе [9] (см. кривые 4 и 5 на фиг. 3). В данной работе аналогичный результат получен в более широком диапазоне значений числа Re_{e1} . Объяснение этого явления может быть дано на основе представлений о влиянии акустических возмущений на переход [4]. С увеличением Re_{e1} при неизменной конфигурации аэродинамической трубы отношение акустического давления к среднему статическому давлению в потоке уменьшается из-за уменьшения толщины пограничного слоя на стенках трубы. Результаты, приведенные на фиг. 3, указывают на то, что при достаточно большом значении Re_{e1} относительная величина возмущений уменьшается до такого уровня, при котором они не влияют на переход. Поэтому положение области перехода определяется возмущениями, имеющими другую природу.

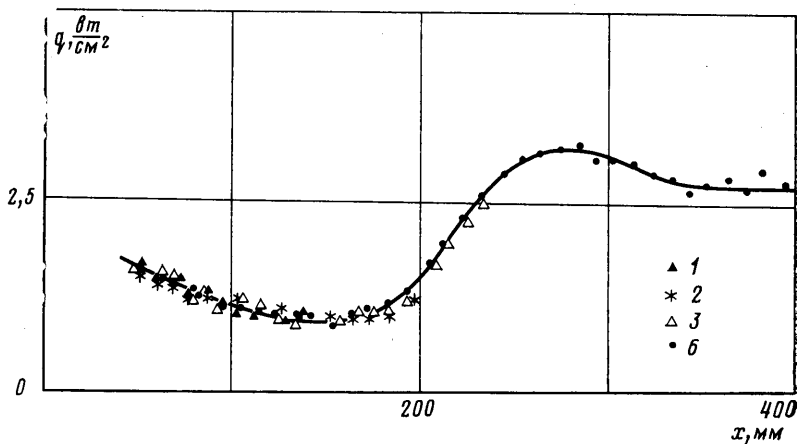
В работе [2] предлагается использовать в качестве интегральной характеристики уровня возмущений в аэродинамической трубе число Рейнольдса перехода на теле простой формы (на пластине или конусе). В ударной трубе, в которой проводилось данное исследование, число Рейнольдса для конца области перехода существенно выше, чем в других аэродинамических трубах, но ниже максимального числа Рейнольдса для баллистической трассы (на фиг. 3 данные из работы [4] приведены не полностью, максимальное число Рейнольдса перехода в этой работе равно приблизительно $2 \cdot 10^7$ при $Re_{e1} \approx 3,15 \cdot 10^8$ 1/м). Низкий уровень возмущений в ударной трубе подтверждается большой относительной длиной области перехода: длина этой области, как видно из фиг. 3, при больших значениях Re_{e1} составляет около 75% расстояния от вершины конуса до начала области перехода.

3. Близость донного среза не оказала существенного влияния на распределение теплового потока и положение области перехода (окрестность задней кромки длиной порядка толщины пограничного слоя в данной работе не исследовалась). Это видно из фиг. 4 и 5, на которых приведены

осредненные результаты многократных измерений теплового потока на моделях различной длины соответственно при $p_0=8,9 \cdot 10^5$ и $24,8 \cdot 10^5$ Па (значки 1–6 соответствуют длинам модели $L=150, 200, 250, 300, 350$ и 400 мм). При $p_0=8,9 \cdot 10^5$ Па ($Re_{e1}=8,85 \cdot 10^6$ 1/м) переход начинается на расстоянии $x=350$ мм от вершины конуса. Укорочение модели на 50 мм не вызвало перехода на оставшейся части модели (фиг. 4). При $p_0=$



Фиг. 4



Фиг. 5

$=24,8 \cdot 10^5$ Па ($Re_{e1}=24,3 \cdot 10^6$ 1/м) переход начинается на расстоянии $x=160$ мм как при $L=400$ мм, так и при $L=200$ мм (фиг. 5). Таким образом, проведенные эксперименты не подтвердили гипотезу о влиянии донного среза на переход пограничного слоя на боковой поверхности конуса.

В [4] рассмотрены следующие возможные причины влияния абсолютного давления на число Рейнольдса перехода на свободно летящей модели острого конуса: изменение угла атаки модели во время полета, шероховатость поверхности модели, вибрации модели, изменение температуры поверхности модели по ее длине (усиленный прогрев носка модели). В результате анализа установлено, что первые три фактора не оказывали влияния на переход. Однако отсутствие влияния неравномерности температуры на переход в проведенном исследовании неочевидно. Кроме того, в работе [4] лишь упоминается об отсутствии влияния затупления вершины конуса на переход (модели имели затупление диаметром 0,254 мм). В то же время из анализа работы [1] следует, что даже небольшое затупление усиливает влияние единичного числа Рейнольдса на переход. Например, в аэродинамической трубе диаметром 1,02 м увеличение толщины передней кромки модели от 0 до 0,091 мм привело к возрастанию показателя степени n от 0,26 до 0,39. В другой аэродинамической трубе (диаметром 0,305 м) такое же утолщение кромки привело к увеличению n от 0,40 до 0,52.

Совместное влияние на переход затупления вершины и повышения температуры носка модели и могло вызвать изменение числа Рейнольдса перехода при изменении давления в баллистической установке.

ЛИТЕРАТУРА

1. Pate S. R., Schueler C. I. Radiated aerodynamic noise effects on boundary-layer transition in supersonic and hypersonic wind tunnels.— AIAA Journal, 1969, v. 7, № 3, p. 450–457.
2. Боровой В. Я. Влияние «единичного» числа Рейнольдса на результаты измерений аэродинамических и тепловых характеристик тел в аэродинамических трубах.— Тр. ЦАГИ, 1972, вып. 1374, с. 152–165.
3. Potter J. L. Observations on the influence of ambient pressure on boundary-layer transition.— AIAA Journal, 1968, v. 6, № 10, p. 1907–1911.
4. Potter J. L. Boundary-layer transition on supersonic cones in an aeroballistic range.— AIAA Journal, 1975, v. 13, № 3, p. 270–277.
5. Reda D. C. Boundary-layer transition experiments on sharp, slender cones in supersonic flight.— AIAA Pap., 1978, № 1129, 20 p.
6. Богданов В. В., Колочинский Ю. Ю., Плешакова Л. А. Приборы для измерения плотности тепловых потоков в аэродинамических установках кратковременного действия.— Тр. ЦАГИ, 1979, вып. 1978, с. 27–34.
7. Кузьмин А. И. 16-канальная система для измерения тепловых потоков в гиперзвуковых аэродинамических трубах. Сб. работ по измерительным системам для исследования аэродинамики, динамики и прочности летательных аппаратов.— Тр. ЦАГИ, 1975, вып. 1689, с. 92–100.
8. Богданов В. В., Плешакова Л. А. Погрешность термопарного преобразователя теплового потока, обусловленная теплопроводностью по его поверхности. Сб. работ по измерительным системам.— Тр. ЦАГИ, 1977, вып. 1847, с. 3–5.
9. Струминский В. В., Харитонов А. М., Черных В. В. Экспериментальное исследование перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный при сверхзвуковых скоростях.— Изв. АН СССР. МЖГ, 1972, № 2, с. 30–34.

Москва

Поступила в редакцию
4.11.1981