

УДК 532.526

Д. В. Назаров<sup>1</sup>, А. М. Павленко<sup>2</sup>, Б. Ю. Занин<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Самарский национальный исследовательский университет  
им. академика С. П. Королева  
Московское шоссе, 34, Самара, 443086, Россия

<sup>2</sup> Институт теоретической и прикладной механики  
им. С. А. Христиановича СО РАН  
ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия

dvn69@mail.ru, pavlyenko@gmail.com, zanin@itam.nsc.ru

## ВИЗУАЛИЗАЦИЯ ОБТЕКАНИЯ МОДЕЛИ ЭКРАНОПЛАНА

Экспериментально исследовано обтекание модели экраноплана в малотурбулентной дозвуковой аэродинамической трубе при малых числах Рейнольдса. С помощью визуализации методом масляной пленки получены картины течения на поверхности модели. Обнаружены различные зоны отрыва и вихревые структуры на фюзеляже и крыле модели. Показано влияние угла атаки на изменение картины течения.

*Ключевые слова:* экраноплан, пограничный слой, отрыв потока, управление обтеканием, визуализация.

### Введение

Одной из важных задач исследований обтекания моделей летательных аппаратов в аэродинамических трубах является поиск способов улучшения обтекания этих аппаратов, чтобы увеличить их подъемную силу и уменьшить лобовое сопротивление. Решение этой задачи требует знаний об особенностях обтекания тела, в частности о наличии на его поверхности зон отрыва потока и/или различных вихревых образований. Устранение отрыва и вихрей является одним из способов повышения несущих свойств самолета и уменьшения его лобового сопротивления. Данные о структуре течения на поверхности аппарата может дать визуализация его обтекания. Эксперименты по визуализации следует сочетать с непосредственными весовыми измерениями подъемной силы и лобового сопротивления самолета, что позволяет понять, как предлагаемые изменения внешних обводов могут

помочь ликвидировать зоны отрыва и повысить аэродинамические характеристики.

В данной работе экспериментально изучалось обтекание модели экраноплана, разработанной в Самарском национальном исследовательском университете им. академика С. П. Королева. Ее весовые характеристики были ранее подробно исследованы в аэродинамической трубе Самарского университета, оснащенной тензометрическими весами. После этого были проведены представленные в данной работе эксперименты в Новосибирске, в аэродинамической трубе Т-324 Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН. Проводилась визуализация обтекания этой модели, позволившая понять физическую картину течения на поверхности экраноплана и предложить способы улучшения его обтекания. В ИТПМ накоплен большой опыт изучения различных отрывных течений с помощью визуализации, подробно представленный в работе [1], что помогло

Назаров Д. В., Павленко А. М., Занин Б. Ю. Визуализация обтекания модели экраноплана // Сибирский физический журнал. 2017. Т. 12, № 2. С. 5–10.



Рис. 1 (фото). Модель на державке в рабочей части аэродинамической трубы Т-324



Рис. 2 (фото). Визуализация обтекания модели экраноплана  
Угол атаки  $\alpha = 0^\circ$ , скорость набегающего потока  $U_\infty = 25 \text{ м/с}$   
(1 – ламинарно-отрывные пузыри)

идентифицировать отрывные зоны и вихревые структуры на данной модели экраноплана.

### Методика экспериментов

Эксперименты проводились в малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 ИТПМ СО РАН (Новосибирск). Эта аэродинамическая труба имеет закрытую изготовленную из металла рабочую часть квадратного сечения размером  $1 \times 1 \times 4$  м. Степень турбулентности свободного потока в рабочей части составляет менее 0,04 %. Изучалось обтекание модели экраноплана, разработанной в Самарском университете. Модель устанавливалась на державке, закрепленной в донной части фюзеляжа. Державка крепилась к подставке под необходимым углом атаки перед началом эксперимента. В ходе продувки угол атаки не изменялся. Модель, установленная на специально сконструированной державке в рабочей части аэродинамической трубы, показана на рис. 1. Эксперименты были проведены при двух углах атаки крыла:  $\alpha = 0^\circ$  и  $6^\circ$ . Скорость потока составляла  $U_\infty = 25$  м/с. Эксперименты проводились в свободном потоке без влияния экранного эффекта.

Визуализация картин течения на поверхности экраноплана проводилась методом сажемасляных покрытий (или методом масляной пленки). Этот термин здесь употребляется условно, поскольку в реальности использовалась не сажа, а порошок двуокиси титана, смешанный с керосином. Метод,

описанный наряду с другими способами визуализации в работе [2], состоит в следующем. Смесь наносится на поверхность крыла в виде тонкой пленки. В потоке воздуха керосин испаряется, и на крыле проявляется четкая усредненная по времени картина пристенного течения. Затем картины течения фотографируются. Образовавшаяся картина дает представление о предельных линиях тока на поверхности крыла.

### Результаты исследований

#### Эксперименты при нулевом угле атаки.

На рис. 2 представлена фотография картины течения (вид сверху). Скорость потока, как указано выше, составляла  $U_\infty = 25$  м/с. Основной особенностью обтекания крыла модели оказалось образование ламинарных отрывных пузырей на поверхности крыла. Пузыри видны как узкая длинная полоса вдоль размаха на каждой половине крыла. Такая картина течения с образованием пузырей хорошо известна по результатам визуализации обтекания прямого (прямоугольного) крыла при малых скоростях потока и малых числах Рейнольдса [1]. Структура течения в пограничном слое около отрывных пузырей подробно исследована, например, в монографии [3]. Схема течения над отрывным пузырем показана на рис. 3. Перед пузырем пограничный слой является ламинарным, над пузырем наблюдается переход от ламинарного течения к турбулентному и затем присоединение обратно к крылу уже турбулентного течения.

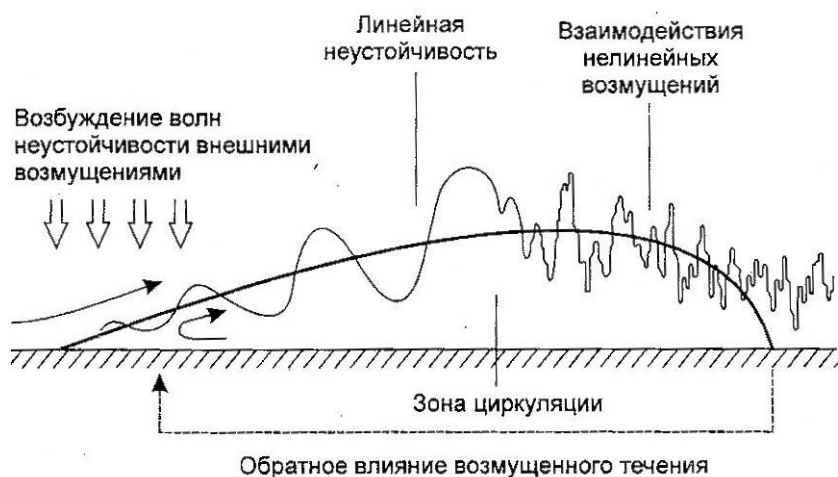


Рис. 3. Ламинарно-турбулентный переход над отрывным пузырем (из работы [3])

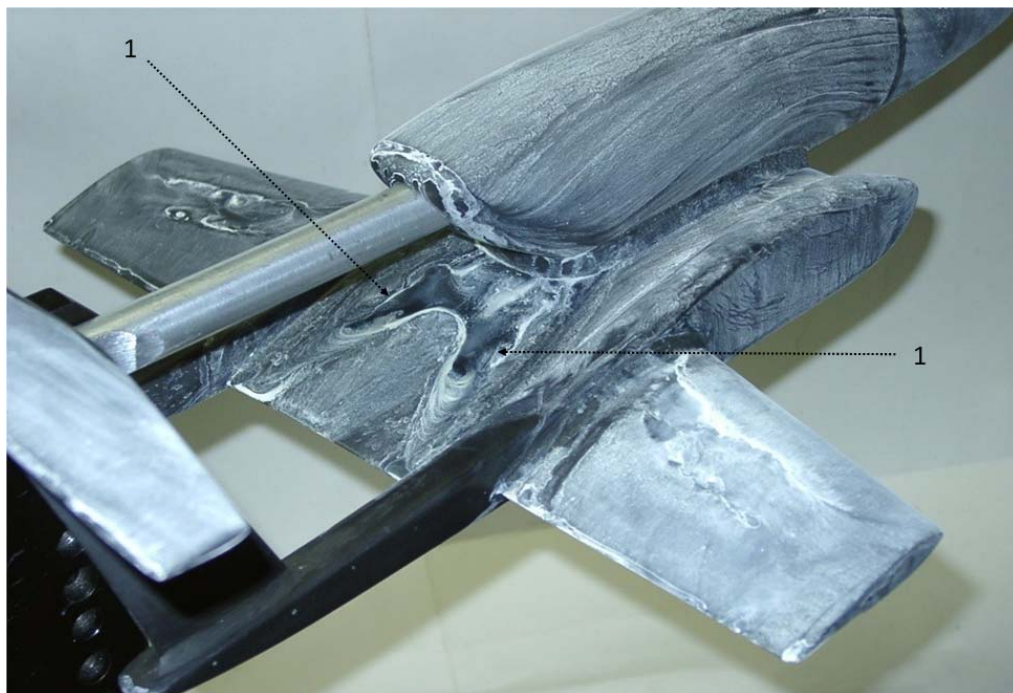


Рис. 4 (фото). Отрыв турбулентного пограничного слоя на центроплане (1 – сформировавшиеся вихри при отрыве турбулентного пограничного слоя)



Рис. 5 (фото). Отрыв турбулентного пограничного слоя на модели прямого крыла (из работы [1]). Вид сверху

Обтекание верхней части фюзеляжа также хорошо видно на рис. 2. Линии тока на всем фюзеляже направлены вдоль набегающего потока, отрывных зон нет. На стабилизаторе также нет зон отрыва потока, за исключением узкой полоски вблизи задней кромки, где сохранились высохшие капли раствора.

Обтекание центроплана показано на рис. 4. Здесь хорошо видна линия отрыва в виде

дуги (или арки), перед которой есть следы двух вихрей (два темных пятна). По-видимому, в данном месте произошел отрыв турбулентного пограничного слоя. Для него характерна такая дугообразная форма линии отрыва. Для сравнения на рис. 5 приведена фотография визуализации турбулентного отрыва на модели прямого крыла из работы [1]. Из сравнения этих двух фотографий можно сделать вывод, что дуга на центро-



плане экраноплана – это линия отрыва турбулентного пограничного слоя.

Эксперименты при угле атаки  $\alpha = 6^\circ$ . Картина течения показана на рис. 6. Видно, что ламинарные отрывные пузыри на крыльях сдвинулись к передней кромке. Возник отрыв пограничного слоя на верхней поверхности фюзеляжа, в начале его цилиндриче-

ской части. По-видимому, это ламинарный отрыв. Возникли отрывно-вихревые зоны в углах между крыльями и центропланом. На стабилизаторе начался отрыв турбулентного пограничного слоя с образованием вихрей по краям стабилизатора у его боковых кромок. Картина похожа на рис. 5 для прямого крыла.



Рис. 6 (фото). Картина течения при угле атаки  $\alpha = 6^\circ$  (вид сверху):  
1 – ламинарно-отрывные пузыри; 2 – ламинарный отрыв на верхней части фюзеляжа;  
3 – отрывно-вихревые зоны; 4 – вихри при отрыве турбулентного пограничного слоя

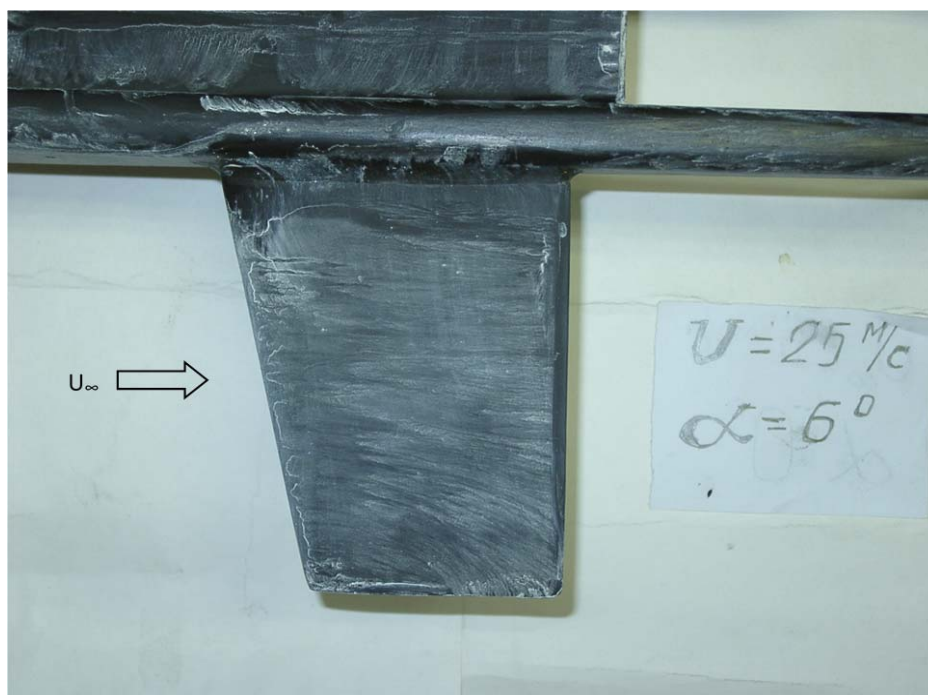


Рис. 7 (фото). Картина течения на нижней поверхности крыла при угле атаки  $\alpha = 6^\circ$

На рис. 7 показана картина течения на нижней поверхности крыла при угле атаки  $6^\circ$ , направление набегающего потока – справа налево. В начале крыла покрытие темнее, а затем светлее. Светлая и темная части имеют зигзагообразную границу. Это свидетельствует о том, что здесь существует неустойчивость поперечного течения на стреловидном (скользящем) крыле. В этом случае возникает набор стационарных вихрей вдоль размаха крыла, направленных от передней кромки к задней. Разрушение этих вихрей и приводит к обнаруженной зигзагообразной структуре.

### Заключение

Проведенные эксперименты показали, что визуализация обтекания данной модели экраноплана с помощью масляной пленки является эффективным способом получения данных о физических процессах, происхо-

дящих на его поверхности, и о тех проблемных отрывных зонах, устранение которых может способствовать улучшению обтекания.

### Список литературы

1. Занин Б. Ю., Козлов В. В. Вихревые структуры в дозвуковых отрывных течениях: Учеб. пособие. Новосибирск, 2011. 116 с. ISBN 978-5-94356942-5.

2. Корнилов В. И. Пространственные пристенные турбулентные течения в угловых конфигурациях. Новосибирск: Изд-во СО РАН, 2013. 431 с.

3. Бойко А. В., Грек Г. Р., Довгаль А. В., Козлов В. В. Возникновение турбулентности в пристенных течениях. Новосибирск: Наука, 1999. 328 с.

*Материал поступил в редколлегию 13.02.2017*

**D. V. Nazarov<sup>1</sup>, A. M. Pavlenko<sup>2</sup>, B. Yu. Zanin<sup>2</sup>**

<sup>1</sup> Samara National Research University  
34 Moskovskoe shosse, Samara, 443086, Russian Federation

<sup>2</sup> Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS  
4/1 Institutskaya Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation

*dvn69@mail.ru, pavlyenko@gmail.com, zanin@itam.nsc.ru*

### VISUALIZATION OF THE FLOW AROUND THE EKRANOPLAN MODEL

The flow around the ekranoplan model was experimentally investigated in subsonic wind tunnel at low Reynolds numbers with a low level of flow turbulence. The method of carbon-oil visualization of surface streamlines was used in the experiments to obtain the flow pattern on the surface of the model. Different areas of separation and vortex structures on the fuselage and wing were discovered. The effect of varying of the attack angle on the flow pattern was demonstrated.

*Keywords:* ekranoplan, the boundary layer, flow separation, flow control, visualization.