

УДК 532.526
DOI: 10.15372/PMTF202315335

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ РАБОТЫ РАСПРЕДЕЛЕННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА СТРУКТУРУ ОТРЫВНОГО ОБТЕКАНИЯ ТРАПЕЦИЕВИДНОЙ МОДЕЛИ ЛЕТАЮЩЕГО КРЫЛА

А. М. Павленко, Б. Ю. Занин, Е. А. Мельник, Н. С. Алпацкий

Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН,
Новосибирск, Россия
E-mails: pavlenko@itam.nsc.ru, zanin@itam.nsc.ru, melnik1999e@mail.ru,
petrov1van2015@yandex.ru

Представлены результаты экспериментального изучения влияния распределенных двигателей силовой установки, расположенной за задней кромкой ниже по течению, на структуру отрывного обтекания трапециевидной модели типа “летающее крыло” в до-звуковой аэродинамической трубе. Получены картины визуализации пристенного течения на подветренной стороне модели в режиме заблокированных двигателей и при скорости вращения рабочего колеса 32 800 об/мин в диапазоне углов атаки крыла $5 \div 20^\circ$. Учитывалось пространственное расположение силовой установки относительно задней кромки, когда ось вращения рабочего колеса двигателя совпадает с продолжением линии хорды крыла или находится выше нее. Изучена возможность управления отрывным обтеканием с помощью источников стационарного возмущения в виде конусов и ребер, установленных в особых точках на поверхности крыла.

Ключевые слова: “летающее крыло”, ламинарно-турбулентный переход, отрывные течения, управление обтеканием, срыв потока, импеллеры, распределенная силовая установка, локально-отрывной пузырь

Введение. В последнее десятилетие в различных областях, связанных с авиацией, проводятся исследования возможности применения на летательных аппаратах самолетного типа системы распределенной тяги [1–3]. Двигатели, используемые в данной системе, могут быть расположены на корпусе или крыльях летательного аппарата для улучшения его летных характеристик. Существуют системы распределенной тяги трех типов: реактивный закрылок (закрылок со сдувом пограничного слоя), поперечный вентилятор и многочисленные отдельные двигатели (пропеллеры, турбореактивные или турбовентиляторные двигатели, установленные на передней или задней части крыла) [4]. В работах [5, 6] проведено комплексное исследование аэродинамического взаимодействия пропеллера работающего двигателя с пограничным слоем на крыле. При этом двигатель располагался над верхней поверхностью крыла и смещался параллельно хорде в зависимости от режима. Экспериментально установлено, что максимальный прирост (по сравнению

Работа выполнена за счет гранта Российского научного фонда № 22-29-00309, <https://rsrf.ru/project/22-29-00309/> с использованием оборудования центра коллективного пользования “Механика” Института теоретической и прикладной механики СО РАН.

с режимом при выключенном двигателе) подъемной силы крыла, равный 8 %, достигается при расположении винта на расстоянии от передней кромки, равном 85 % длины хорды, при нулевом положении закрылка. Также в работах [5, 6] с помощью численного моделирования показано, что расположение двигателя над крылом вблизи задней кромки позволяет максимально увеличить подъемную силу при наименьших потерях на сопротивление. Подъемная сила крыла может быть увеличена за счет уменьшения диаметра пропеллера, что, в свою очередь, дает возможность использовать несколько двигателей, распределенных на поверхности крыла [5]. Эффективность работы распределенной силовой установки, расположенной на верхней поверхности закрылка, показана в [7]. При таком положении импеллеров достигалось значение коэффициента подъемной силы, наибольшее среди значений этого коэффициента для всех вариантов расположения системы распределенной тяги.

Авторами работы [8] выполнено экспериментальное исследование и представлены результаты изучения аэродинамического взаимодействия винтов трех установленных в ряд двигателей. Обнаружено, что в результате взаимодействия пропеллеров значение КПД среднего пропеллера уменьшается на 1,5 % относительно максимального значения КПД этого пропеллера в режиме работы, не зависящем от влияния других двигателей. Также уменьшению КПД способствует увеличение угла атаки [8].

В работе [9] при проведении экспериментов в аэродинамической трубе получены результаты, которые показывают, что установка пропеллеров на верхней поверхности крыла приводит к улучшению аэродинамического качества за счет увеличения подъемной силы и уменьшения сопротивления давления. Полученные результаты согласуются с результатами численных расчетов в условиях взлета при использовании механизации крыла [10]. Тем не менее в случае, когда закрылок отклонен, а двигатели находятся вблизи задней кромки крыла, подобная конфигурация способна приводить к отрыву потока [11]. В работе [11] установлено, что увеличение расстояния между поверхностью крыла и винтом двигателя до значения, равного трем значениям толщины пограничного слоя в данной области, не приводило к устраниению отрыва. Однако при смещении пропеллера выше по течению на расстояние, равное половине радиуса пропеллера, отрыв на закрылке не возникал [11].

В работе [12] использовалась гибридная схема силовой тяги, состоящая из распределенных по размаху крыла двух турбовинтовых и набора электрических двигателей для модели регионального пассажирского самолета. С помощью численных расчетов определена оптимальная (по КПД) конфигурация летательного аппарата в зависимости от продолжительности полета, а также от диаметра, положения и количества электрических двигателей. Показано, что использование гибридной схемы с распределенными электрическими двигателями позволяет уменьшить энергопотребление регионального пассажирского самолета за все время полета, включая взлет и посадку, на 5 % по сравнению с обычной двухтурбовинтовой конфигурацией самолета [12]. Распределенные двигатели могут быть использованы также при проектировании гибридного короткомагистрального воздушного такси. В [13] предложен дизайн оснащенного системой распределенной тяги летательного аппарата, способного совершать перелеты на расстояние до 250 км при использовании только аккумуляторов.

Применение системы с распределенными двигателями на летательных аппаратах самолетного типа позволяет не только осуществить короткие взлет и посадку, но и увеличить маневренность летательного аппарата и уменьшить производимый им шум [14].

В то же время в полете на крыле самолета могут формироваться области отрыва потока, оказывающие существенное влияние на подъемную силу, сопротивление крыла и локальные характеристики течения. Явление отрыва потока крайне нежелательное и требует устранения. Общие сведения о процессе отрыва приведены в работе [15]. Существует

несколько методов управления отрывом потока: применение турбулизаторов [16, 17], акустическое управление [18–20], использование волнистой поверхности [21, 22], применение микроразрядов в плазменном актуаторе [23], управление вдувом и отсосом [24, 25] и т. д.

В работе [26] изучена возможность устранения областей локального и глобального отрывов потока, возникающих при обтекании модели типа “летающее крыло” в диапазоне углов атаки $\alpha = 0 \div 20^\circ$, путем размещения в пространстве только двух двигателей, которые устанавливаются не над крылом, как в описанных выше работах [5, 6], а позади задней кромки ниже по течению. Показано, что при наличии двух двигателей размеры области, в которой возникают локально-отрывные пузьри и происходит срыв потока на подветренной стороне модели в исследуемом диапазоне углов атаки, существенно не менялись [26].

Целью данной работы является изучение влияния работы распределенных двигателей силовой установки на структуру отрывного обтекания трапециевидной модели типа “летающее крыло”. Новизна работы заключается в использовании набора расположенных определенным образом двигателей, что позволяло реализовать забор воздуха не только на подветренной стороне модели, но и на наветренной, влияя на структуру потока, обтекающего всю модель. Силовая установка располагалась за задней кромкой модели ниже по течению, двигатели были распределены вдоль задней кромки без возможности свободного обтекания потоком между ними. Все шесть импеллеров могли смещаться ниже или выше плоскости крыла, образованной хордой центрального сечения и задней кромкой. Проведены эксперименты при различных режимах обтекания с учетом таких факторов, как угол атаки крыла, режим работы импеллеров, а также положение двигателей относительно задней кромки. С помощью источников стационарного возмущения, которые локально устанавливались на подветренную поверхность крыла, изучена возможность управления структурой отрывного обтекания.

1. Методика экспериментов. Изучение вихревой структуры течения вблизи поверхности модели проводилось при различных режимах обтекания в дозвуковой аэродинамической трубе Т-324 Института теоретической и прикладной механики СО РАН (г. Новосибирск). Данная труба замкнутого типа имела закрытую рабочую часть длиной 4 м с квадратным сечением размером 1×1 м. Степень турбулентности набегающего потока не превышала 0,04 % значения скорости потока U_∞ . Более подробное описание данной установки и ее параметров представлено в работе [27].

При проведении исследований использовалась трапециевидная модель летательного аппарата типа “летающее крыло” (рис. 1, *a*). Эта модель не соответствовала реальным действующим образцам летательных аппаратов. С помощью метода 3D-печати крыло бы-

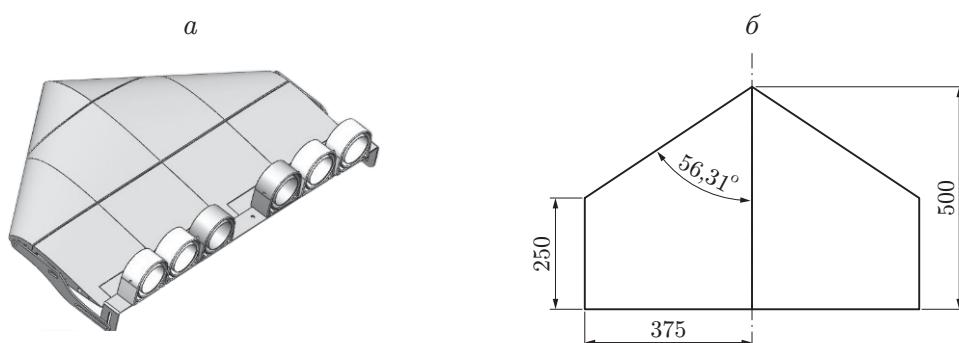


Рис. 1. Схема (*a*) и геометрические размеры (*б*) трапециевидной модели летательного аппарата типа “летающее крыло”

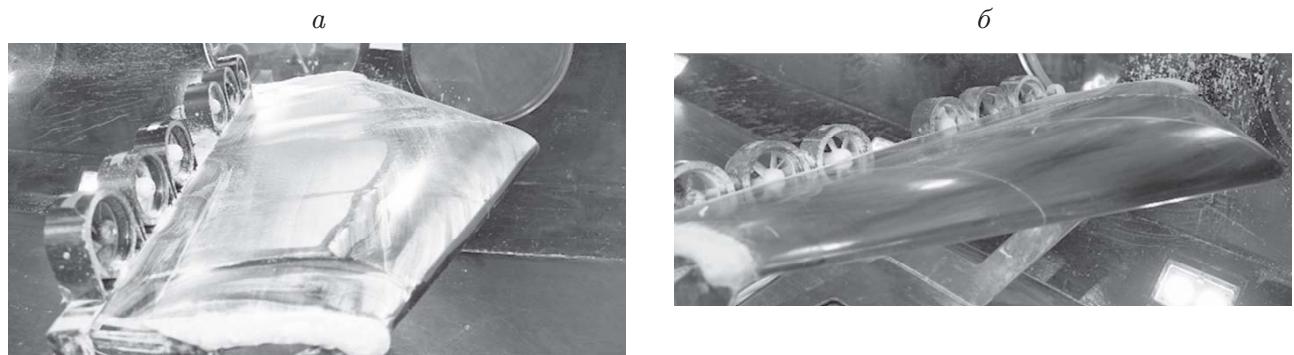


Рис. 2. Варианты расположения импеллеров:

а — выше задней кромки, *б* — на одном уровне с задней кромкой

ло выращено из PLA-пластика. Затем модель шлифовалась, покрывалась несколькими слоями краски и полировалась для получения гладкой поверхности. Длина центральной хорды крыла составляла 500 мм, боковых — по 250 мм. Размах модели равен 750 мм (рис. 1, *б*).

Модель устанавливалась в рабочей части трубы на специальную державку под определенным углом атаки α к набегающему потоку. Исследования проводились в диапазоне углов атаки $\alpha = 5 \div 20^\circ$. Угол скольжения составлял $\beta = 0^\circ$.

В экспериментах использовались импеллеры для моделирования работы двигателей в режимах реального полета летательного аппарата. Была создана силовая установка, состоящая из распределенных высокогооборотистых импеллеров с минимальными размерами для минимизации потерь на лобовое сопротивление при обтекании модели и с максимальной производительностью для формирования области разрежения вблизи задней кромки. С учетом геометрических размеров трапециевидной модели были подобраны двигатели, которые имели максимальную скорость вращения для выбранного размера. Таким образом моделировалась работа двигателей в двух режимах: вращение рабочего колеса при максимальной скорости $N = 32\,800$ об/мин; блокировка рабочего колеса. С использованием специально спроектированной системы пространственного позиционирования электродвигатели устанавливались вдоль задней кромки модели в двух положениях: 1) выше задней кромки (ось вращения рабочего колеса двигателя находится на 32 мм выше продолжения линии хорды крыла) (рис. 2, *а*); 2) на одном уровне с задней кромкой (ось вращения рабочего колеса двигателя совпадает с продолжением линии хорды крыла) (рис. 2, *б*).

При скорости вращения $N = 32\,800$ об/мин максимальная скорость потока за рабочим колесом импеллера на расстоянии $l = 200$ мм составляла приблизительно 50 м/с (рис. 3, *а*). Измерения проводились вдоль осей Oy и Oz в отсутствие набегающего потока в рабочей части аэродинамической трубы (рис. 3, *б*).

Скорость потока U_∞ на входе в рабочую часть аэродинамической трубы измерялась с помощью дифференциального датчика давления, соединенного посредством пневмотрассы с трубкой Пито — Прандтля. Во всех сериях экспериментов скорость потока была постоянной и составляла $U_\infty = 25$ м/с. Такая скорость характерна для крейсерского режима полета малоразмерных летательных аппаратов самолетного типа. Этот факт является особенностью данной работы, так как исследования проводились при натурном (полетном) числе Рейнольдса $Re_c = 6,4 \cdot 10^5$. Число Рейнольдса рассчитывалось по средней длине аэродинамической хорды трапециевидного крыла.

Для получения экспериментальных данных о структуре потока вблизи поверхности модели применялся метод визуализации сажемасляных покрытий. В данной работе этот

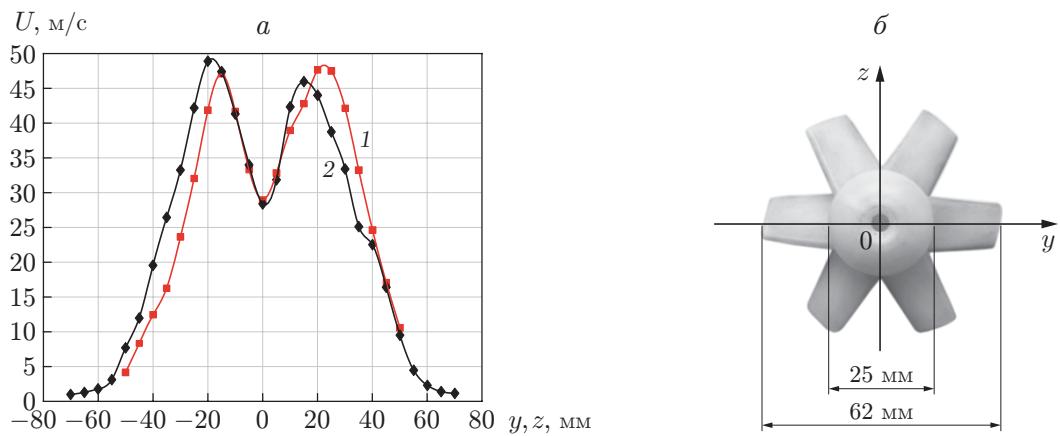


Рис. 3. Распределения средней скорости в следе за рабочим колесом импеллера (а) и его размеры (б):
1 — $U(y)$, 2 — $U(z)$

термин используется условно, так как в экспериментах применялась не сажа, а смесь порошка двуокиси титана с керосином. Метод визуализации сажемасляных покрытий наряду с другими методами визуализации описан в работе [28]. Смесь наносилась на верхнюю поверхность модели и под действием набегающего потока полностью высыхала. В результате на поверхности проявлялась четкая, осредненная по времени картина пристенного течения, которая позволяла получить представление о предельных линиях тока. После завершения эксперимента результаты визуализации фиксировались на фотоаппарат.

2. Результаты исследований. В экспериментах сначала исследовалась отрывная структура течения на подветренной стороне крыла без двигателей при угле атаки $\alpha = 5^\circ$. Этот режим характерен для крейсерского режима полета летательных аппаратов самолетного типа. На рис. 4,а,б представлены результаты визуализации процесса обтекания и схема течения при данном режиме (вид сверху). Рис. 4,а взят из работы [29]. Как известно, в режиме обтекания прямого крыла при малых углах атаки на подветренной стороне может сформироваться локально-отрывной пузырь [30]. Такие же области локального отрыва образовались на трапециевидной модели в описываемом в данной работе эксперименте (области 1 на рис. 4,б). Установлено, что пузыри на правой и левой консолях крыла имели вид узкой длинной полосы, расположенной почти параллельно передней кромке крыла. На большей части поверхности модели наблюдалось присоединенное течение. В работе [29] при том же режиме обтекания показано, что перед областью отрыва течение является полностью ламинарным. Затем в области над пузырем течение переходило в турбулентный режим. За областью перехода имело место безотрывное турбулентное обтекание.

После установки на модель шести заблокированных двигателей выше задней кромки (рис. 4,в,г) структура потока, обтекающего модель, изменилась незначительно. Как и в случае, описанном выше, на поверхности сформировались два симметричных отрывных пузыря. Отличие заключается в том, что локальные области отрыва находились ближе к передней кромке, а перед каждым импеллером сформировалась область отрыва. Также следует отметить появление областей отрыва вблизи боковых кромок вследствие влияния концевых вихрей.

Ранее авторами данной статьи было показано, что, устанавливая единичные выступы в определенных областях на прямом крыле, можно уменьшать размеры области отрыва вплоть до ее исчезновения [31]. Например, размещенный перед локально-отрывным пузырем источник стационарного возмущения (в частности, шероховатость поверхности),

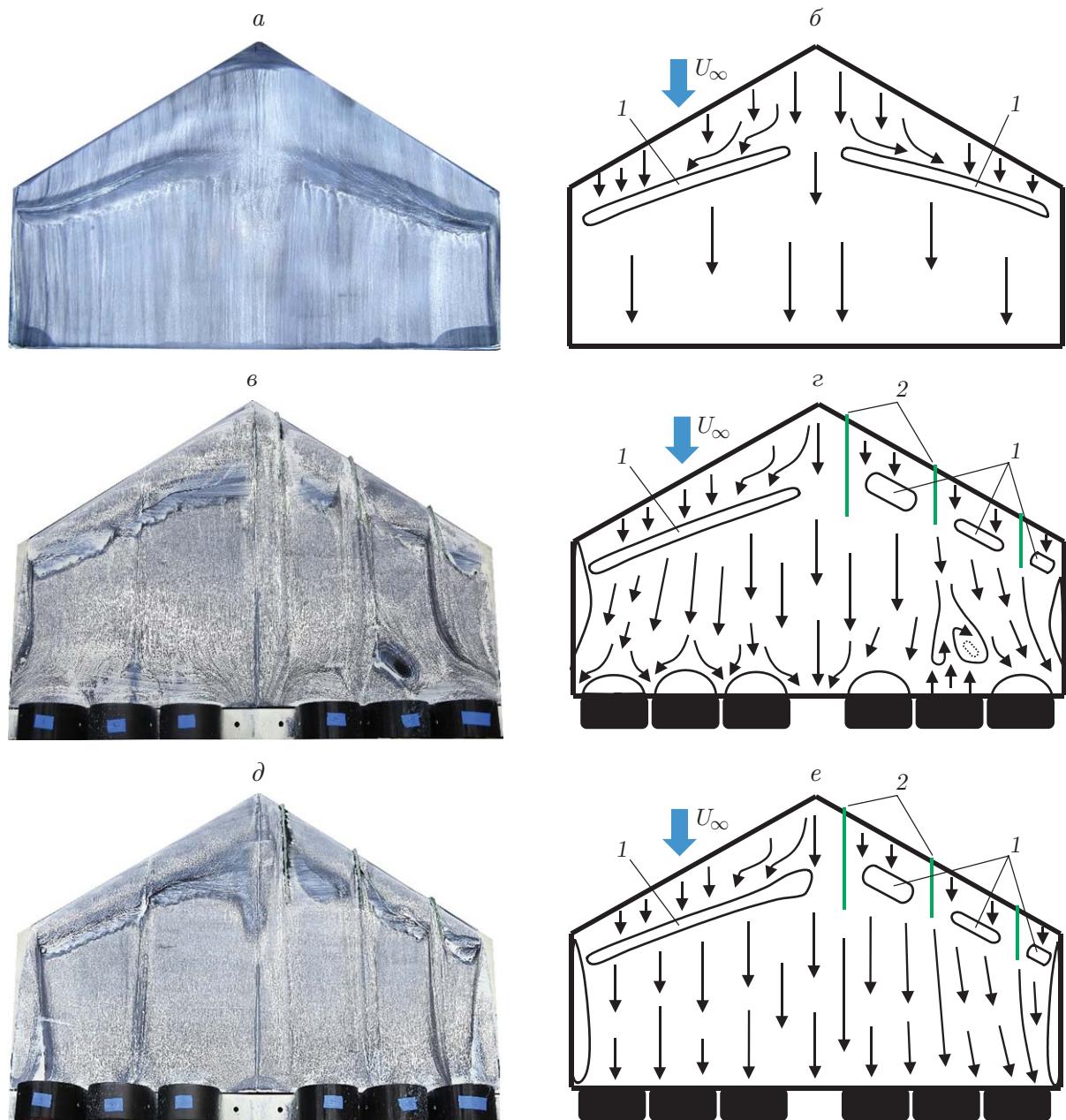


Рис. 4. Результаты визуализации процесса обтекания (*а, в, д*) и схемы течения (*б, г, е*) при угле атаки $\alpha = 5^\circ$:
а, б — в отсутствие двигателей [29], *в, г* — при наличии заблокированных двигателей (выше задней кромки), *д, е* — при наличии работающих двигателей (выше задней кромки); 1 — локально-отрывные пузьри, 2 — ребра

высота которого сопоставима с толщиной пограничного слоя или меньше ее, мог генерировать турбулентный след, что приводило к исчезновению области отрыва и присоединению потока.

Тот же способ управления обтеканием был применен в данных экспериментах при наличии двигателей. В различных областях на правой консоли модели устанавливались выступы в виде конусов и ребер, высота которых превышала толщину пограничного слоя. Исследовалась возможность управления структурой отрывного обтекания с помощью метода локального воздействия при наличии силовой установки с распределенными двигателями. Обнаружено, что воздействие этих выступов на локальную область отрыва приводит к присоединению потока и разрезанию пузыря на части (см. рис. 4,в,г). Ребра располагались на расстояниях от правой боковой кромки крыла, составляющих 0,10, 0,26 и 0,43 его размаха. Особенностью вихревой структуры потока, обтекающего модель, являлось формирование пары вихрей и возвратного течения ниже по течению за выступом перед вторым импеллером.

На следующем этапе исследовалось влияние работы распределенных двигателей на обтекание крыла при максимальной скорости вращения каждого рабочего колеса $N = 32\,800$ об/мин. На рис. 4,д,е (левая консоль) видно, что на модели с гладкой поверхностью исчезли области отрыва, которые располагались перед импеллерами. Локально-отрывные пузыри, размеры которых не изменились, сформировались в тех же областях, что и в случае заблокированных двигателей. Наличие ребер привело к разделению области отрыва на несколько частей (см. рис. 4,д,е, правая консоль). Работа импеллеров позволяет устраниить области отрыва перед двигателями, возвратное течение и вихри за элементами шероховатости.

Размещение силовой установки с распределенными двигателями на одном уровне с задней кромкой модели не оказалось влияния на отрывную структуру течения вблизи поверхности модели. Были получены такие же картины обтекания, как и в случае установки двигателей выше задней кромки.

Также было проведено несколько серий экспериментов при описанных выше режимах в диапазоне углов атаки $\alpha = 5 \div 16^\circ$. Результаты исследований, выполненных для прямого крыла, показывают, что с увеличением угла атаки локально-отрывные пузыри смещаются в направлении передней кромки [30]. Это явление наблюдалось также в случае трапециевидного крыла. Установлено, что в данном диапазоне углов атаки структура отрывного потока, обтекающего модель, в целом сохранялась (рис. 5,а,б). Наличие силовой установки с распределенными двигателями не оказалось влияния на процесс формирования пузырей, но привело к исчезновению всех вихревых структур за выступами (конусами и ребрами) и естественными элементами шероховатости (рис. 5,в-е).

Увеличение угла атаки гладкого крыла без двигателей до значения $\alpha = 18^\circ$ привело к реализации режима бистабильного обтекания при одних и тех же условиях. На подветренной стороне модели происходит глобальный срыв потока с передней кромки с образованием двух крупномасштабных вихрей и возвратного течения. В первом случае реализации бистабильного обтекания, как показано в работе [32], картина обтекания может быть симметричной. В противном случае происходит смещение одного из фокусов вихрей к боковой кромке крыла (рис. 6,а,б). Смещение может происходить как на правой, так и на левой консоли. В результате такого смещения область присоединенного течения увеличивается только на одной консоли, в то время как на второй половине крыла сохраняется возвратное течение.

Наличие силовой установки с распределенными заблокированными двигателями не оказалось влияния на бистабильный режим обтекания. Более того, локальные выступы не оказали воздействия на глобальный срыв потока и образование крупномасштабных вих-

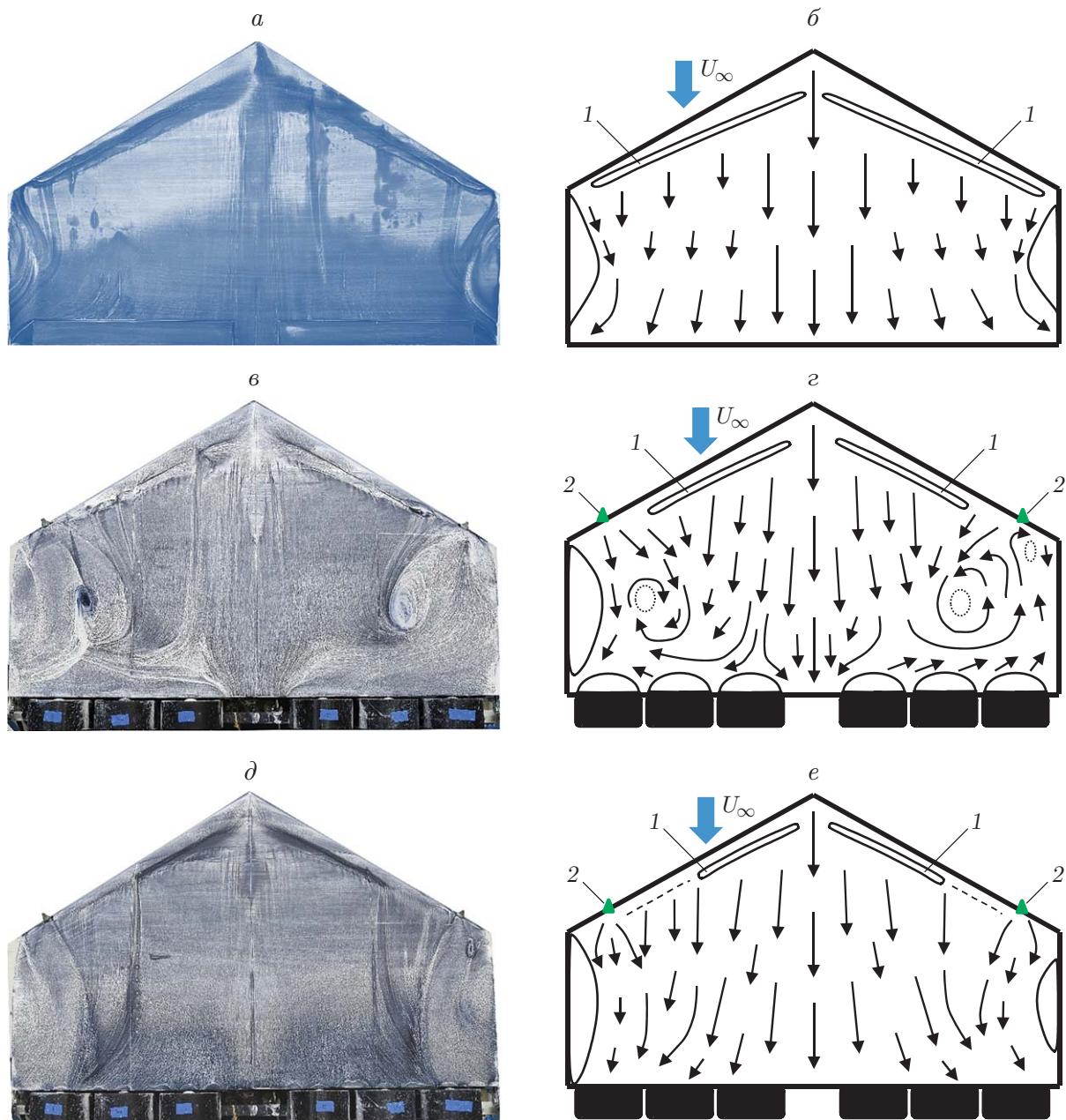


Рис. 5. Результаты визуализации процесса обтекания (*а, в, д*) и схемы течения (*б, г, е*) при угле атаки $\alpha = 16^\circ$:

а, б — отсутствие двигателей, *в, г* — при наличии заблокированных двигателей (на одном уровне с задней кромкой), *д, е* — при наличии работающих двигателей (на одном уровне с задней кромкой); 1 — локально-отрывные пузьри, 2 — источники стационарного возмущения в виде конусов

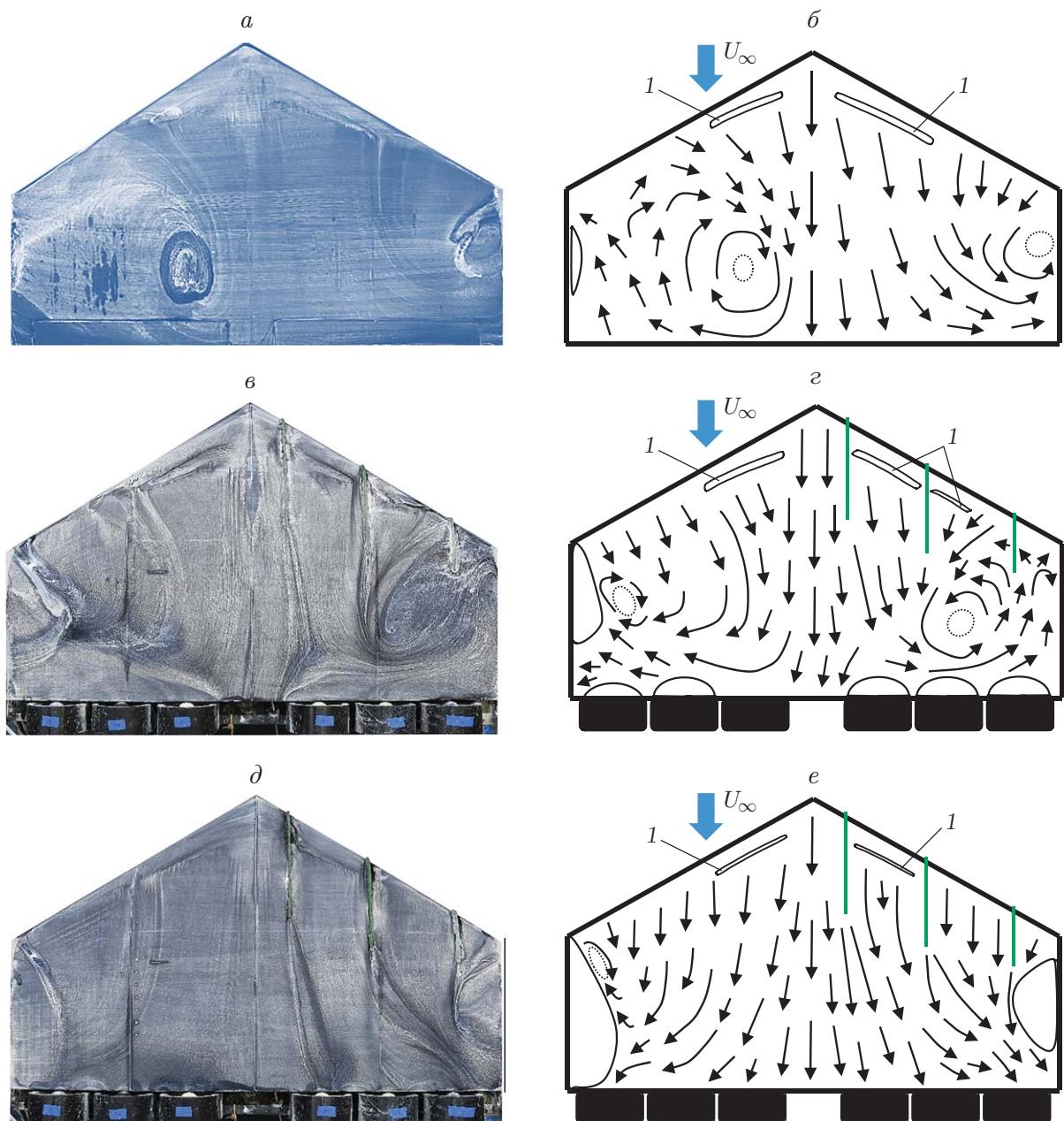


Рис. 6. Результаты визуализации процесса обтекания (*a*, *b*, *d*) и схемы течения (*b*, *c*, *e*) при угле атаки $\alpha = 18^\circ$:

a, *b* — отсутствие двигателей, *b*, *c* — при наличии заблокированных двигателей (на одном уровне с задней кромкой), *d*, *e* — при наличии работающих двигателей (на одном уровне с задней кромкой); 1 — локально-отрывные пузыри

рей (рис. 6,в,г). В данном случае смещение центра одного из вихрей произошло на левой консоли.

Работа шести импеллеров при максимальной скорости вращения привела к существенному изменению структуры отрывного обтекания модели. Вблизи боковых кромок модели образовались застойные области вследствие влияния концевых вихрей. Тем не менее глобальный срыв потока не происходил и на большей части модели наблюдалось присоединенное течение (рис. 6,д,е).

При достижении угла атаки модели $\alpha = 20^\circ$ бистабильный режим обтекания отсутствовал. На верхней поверхности крыла формировалась симметричная картина обтекания с парой крупномасштабных вихрей. Работа силовой установки с распределенными двигателями не оказала влияния на глобальный срыв потока при данном угле атаки и привела лишь к незначительному смещению положения центров вихрей. При расположении импеллеров на одном уровне и выше задней кромки при описанных выше режимах получены одинаковые структуры отрывного потока, обтекающего модель.

Заключение. Выполнены экспериментальные исследования влияния работы силовой установки с распределенными двигателями на структуру отрывного потока, обтекающего трапециевидную модель типа “летающее крыло” в дозвуковой аэродинамической трубе замкнутого типа. Получены картины визуализации пристенного течения на подветренной стороне модели в режимах заблокированного рабочего колеса и при скорости его вращения $N = 32\,800$ об/мин в диапазоне углов атаки крыла $\alpha = 5 \div 20^\circ$ при скорости набегающего потока $U_\infty = 25$ м/с. Установлено, что работа силовой установки с распределенными двигателями в диапазоне углов атаки $\alpha = 5 \div 16^\circ$ не влияет на формирование локально-отрывных пузьрей и приводит лишь к незначительному их смещению в направлении передней кромки. Впервые обнаружено, что наиболее существенное влияние работы импеллеров имеет место в режиме бистабильного обтекания с глобальным срывом потока при $\alpha = 18^\circ$. В этом режиме на большей части крыла течение присоединенное. Обнаружено, что в режиме обтекания с заблокированными двигателями за элементами шероховатости поверхности, высота которых сопоставима с толщиной пограничного слоя или больше ее, могут формироваться вихревые структуры. Впервые показано, что при работающих двигателях эти структуры исчезают во всем исследуемом диапазоне углов атаки. Также впервые показано, что структура обтекания трапециевидной модели сохраняется независимо от положения силовой установки относительно задней кромки (выше или на одном уровне), когда забор воздуха импеллерами осуществлялся только на подветренной стороне или на подветренной и наветренной сторонах крыла. При этом двигатели находились позади задней кромки ниже по течению.

ЛИТЕРАТУРА

1. Isikveren A., Seitz A., Bijewitz J., et al. Distributed propulsion and ultra-high by-pass rotor study at aircraft level // Aeronaut. J. 2015. V. 119, iss. 1221. P. 1327–1376. DOI: 10.1017/S0001924000011295.
2. Ridel M., Paluch B., Doll C., et al. A Concept Plane using electric distributed propulsion Evaluation of advanced power architecture. More Electric Aircraft — MEA 2015. Toulouse, 2015. hal-01145376.
3. Schmollgruber P., Atinault O., Cafarelli I., et al. Multidisciplinary exploration of DRAGON: an ONERA hybrid electric distributed propulsion concept. San Diego, 2019. (Paper / AIAA Scitech. Forum; N 2019-1585). DOI: 10.2514/6.2019-1585.
4. Kim H. D. Distributed propulsion vehicles // Proc. of the 27th Intern. congress of the aeronautical sciences, Nice (France), Sept. 19–24, 2010. S. l., 2010. P. 1–11.

5. **Marcus E. A. P., Vries R., Raju Kulkarni A., Veldhuis L. L. M.** Aerodynamic investigation of an over-the-wing propeller for distributed propulsion // Proc. of the 2018 AIAA Aerospace sci. meeting, Kissimmee (USA), Jan. 8–12, 2018. S. l.: AIAA, 2018. DOI: 10.2514/6.2018-2053.
6. **Vries R., Arnhem N., Avallone F., et al.** Experimental investigation of over-the-wing propeller — boundary-layer interaction // AIAA J. 2021. V. 59, N 6. P. 2169–2182. DOI: 10.2514/1.J059770.
7. **Кажан В. Г., Кузин С. А.** Численное исследование аэродинамических характеристик крыла с импеллерными двигателями при различных вариантах интеграции // Учен. зап. Центр. аэрогидродинам. ин-та. 2022. Т. 53, № 6. С. 72–81.
8. **Vries R., Arnhem N., Sinnige T., et al.** Aerodynamic interaction between propellers of a distributed-propulsion system in forward flight // Aerospace Sci. Technol. 2021. V. 118. 107009. DOI: 10.1016/j.ast.2021.107009.
9. **Johnson J. L. (Jr.), White E. R.** Exploratory low-speed wind-tunnel investigation of advanced commuter configurations including an over-the-wing propeller // Proc. of the AIAA Aircraft design, systems and technology meeting, Fort Worth (USA), Oct. 17–19, 1983. S. l., 1983. DOI: 10.2514/6.1983-2531.
10. **Müller L., Heinze W., Kožulović D., et al.** Aerodynamic installation effects of an over-the-wing propeller on a high-lift configuration // J. Aircraft. 2014. V. 51, N 1. P. 249–258. DOI: 10.2514/1.C032307.
11. **Vries R., Arnhem N., Avallone F., et al.** Aerodynamic interaction between an over-the-wing propeller and the wing boundary-layer in adverse pressure gradients. Dallas, 2019. (Paper / AIAA Aviat. Forum; N 2019-3035). DOI: 10.2514/6.2019-3035.
12. **Vries R., Vos R.** Aerodynamic performance benefits of over-the-wing distributed propulsion for hybrid-electric transport aircraft. San Diego, 2022. (Paper / AIAA Scitech. Forum; N 2022-0128). DOI: 10.2514/6.2022-0128.
13. **Fouda M., Haq R., Naeem H. N., et al.** Design methodologies of a distributed propulsion aircraft // 10th Ankara intern. aerospace conf., Ankara (Turkey), 18–20 Sept. 2019. S. l., 2019. P. 1–37.
14. **Kim H. D., Berton J. J., Jones S. M.** Low noise cruise efficient short take-off and landing transport vehicle study. Wichita, 2006. (Paper / AIAA; N 2006-7738). DOI: 10.2514/6.2006-7738.
15. **Чжен П.** Отрывные течения. М.: Мир, 1972. Т. 1.
16. **Шлихтинг Г.** Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1969.
17. **Чжен П.** Управление отрывом потока. М.: Мир, 1979.
18. **Collins F. G., Zelenevitz J.** Influence of sound upon separated flow over wings // AIAA J. 1975. V. 13, N 3. P. 408–410.
19. **Козлов В. В.** Отрыв потока от передней кромки профиля и влияние на него акустических возмущений // ПМТФ. 1985. № 2. С. 112–115.
20. **Bippes H., Grosche F.-R., Stiewitt H., et al.** Control of leading-edge separation by acoustic excitation // Proc. of the Intern. conf. on flow interaction cum exhibition / lectures on interaction of sci. and art. Köln-Porz; Braunschweig; Göttingen: Inst. of Aerodynamics and Flow Technol., 1994. P. 482–485.
21. **Зверков И. Д., Занин Б. Ю.** Влияние формы поверхности крыла на отрыв потока // Теплофизика и аэромеханика. 2003. Т. 10, № 2. С. 205–213.
22. **Зверков И. Д., Крюков А. В.** Воздействие на пограничный слой крыла малоразмерного летательного аппарата с помощью волнистой поверхности. Проблемы и перспективы (Обзор) // ПМТФ. 2021. Т. 62, № 3. С. 180–198.

23. Устинов М. В., Попов И. М., Селивонин И. В., Моралев И. А. Локализованное возбуждение двумерного пограничного слоя единичными микроразрядами в плазменном актуаторе // ПМТФ. 2022. Т. 63, № 4. С. 3–17.
24. Корнилов В. И., Кавун И. Н., Попков А. Н. Развитие технологии вдува и отсоса воздуха для управления турбулентным течением на крыловом профиле // ПМТФ. 2019. Т. 60, № 1. С. 10–19.
25. Корнилов В. И., Кавун И. Н., Попков А. Н. Влияние вдува и отсоса воздуха через одиночные щели на аэродинамические характеристики крылового профиля // ПМТФ. 2019. Т. 60, № 5. С. 105–116.
26. Pavlenko A. M., Bykov A. V., Zanin B. Yu., Alpatskiy N. S. Study of the influence of the operation of engines on the structure of the flow around a trapezoidal model of a UAV // AIP Conf. Proc. 2023. V. 2504, N 1. 030042. DOI: 10.1063/5.0133019.
27. Багаев Г. И., Голов В. К., Медведев Г. В., Поляков Н. Ф. Аэродинамическая труба малых скоростей Т-324 с пониженной степенью турбулентности // Аэрофиз. исслед. 1972. Вып. 1. С. 5–8.
28. Корнилов В. И. Пространственные пристенные турбулентные течения в угловых конфигурациях. Новосибирск: Изд-во СО РАН, 2013.
29. Pavlenko A. M., Zanin B. Yu., Katasonov M. M. Laminar-turbulent transition on the flying wing model // AIP Conf. Proc. 2016. V. 1770. 030060. DOI: 10.1063/1.4964002.
30. Занин Б. Ю. Вихревые структуры в дозвуковых отрывных течениях: Учеб. пособие / Б. Ю. Занин, В. В. Козлов. Новосибирск: Новосиб. гос. ун-т, 2011.
31. Павленко А. М., Занин Б. Ю., Катасонов М. М., Зверков И. Д. Преобразование структуры отрывного течения с помощью локального воздействия // Теплофизика и аэромеханика. 2010. Т. 17, № 1. С. 17–22.
32. Павленко А. М., Занин Б. Ю., Алпацкий Н. С., Мельник Е. А. Установление особенностей структуры течения в пограничном слое на модели летающего крыла // Сиб. физ. журн. 2022. Т. 17, № 4. С. 72–86. DOI: 10.25205/2541-9447-2022-17-4-72-86.

Поступила в редакцию 13/VI 2023 г.,
после доработки — 14/VII 2023 г.
Принята к публикации 4/VIII 2023 г.