

УДК 532.526

Исследование влияния органов управления и фюзеляжа на структуру отрывного обтекания модели летательного аппарата классической компоновки*

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

*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск*

E-mail: pavlenko@itam.nsc.ru

В работе представлены результаты экспериментального исследования влияния органов управления и фюзеляжа на структуру отрывного обтекания модели малоразмерного беспилотного летательного аппарата с прямой передней кромкой крыла. С помощью методов сажемасляной визуализации и термоанемометрии установлено, что расположение зоны отрыва зависит от положения органов управления, а наличие фюзеляжа приводит к уменьшению критического угла атаки.

Ключевые слова: пограничный слой, локальный отрыв потока, ламинарно-турбулентный переход, срыв, возвратное течение, прямое крыло, элероны, фюзеляж.

Введение

Как известно, крыло является конструктивным элементом любого самолета. Оно создает подъемную силу, позволяет осуществлять маневрирование, обеспечивает поперечную устойчивость и управляемость самолета. От его формы и размеров напрямую зависят летно-технические характеристики летательного аппарата (ЛА). В ходе эксплуатации крыла могут возникать различные неблагоприятные явления, в число которых входят отрыв и глобальный срыв потока с передней кромки. Перечисленные явления нежелательны и требуют устранения, поскольку сопровождаются падением подъемной силы, возрастанием сопротивления движению и усилением вибраций, что, в свою очередь, приводит к неизбежным энергетическим потерям, а также к ухудшению устойчивости и управляемости летательного аппарата в экстремальных условиях. В связи с этим на протяжении многих лет к важнейшим задачам аэродинамики относится проблема улучшения обтекания крыла. Под улучшением обтекания понимается увеличение зоны ламинарного обтекания и устранение отрывных течений при больших углах атаки.

* Исследование выполнено за счет гранта РНФ № 22-29-00309, <https://rscf.ru/project/22-29-00309/>. Работа выполнена с использованием оборудования ЦКП «Механика».

Отрыв пограничного слоя представляет собой отделение потока газа или жидкости от поверхности обтекаемого тела и является результатом воздействия сил вязкостного трения и наличия неблагоприятного градиента давления. Из-за проявления эффекта вязкости поток вблизи обтекаемой поверхности замедляется и возникает тонкий слой воздуха, называемый пограничным слоем или слоем трения. Скорость частиц внутри этого слоя возрастает от нуля на поверхности обтекаемого тела (эффект прилипания частиц) до скорости внешнего потока. Если вдоль тела имеется область возрастающего давления, то заторможенному в пограничном слое потоку не хватает кинетической энергии, чтобы далеко продвинуться в область высокого давления, поэтому поток отклоняется в сторону и оттесняется от тела во внешнее течение. Общие сведения о явлении отрыва можно найти в монографиях [1, 2]. Следует отметить, что исследования в данной области особенно важны для малоразмерных беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) различного назначения, нуждающихся в повышении безопасности и устойчивости полета для выполнения более сложных поставленных задач. В обзорных работах [3, 4] освещаются последние тенденции и достижения в области исследований БПЛА. На основе летных характеристик таких аппаратов была предложена их классификация [4]. В этой же работе рассматривались потенциальные области дальнейшего развития БПЛА, включая связь, искусственный интеллект, дистанционное зондирование, миниатюризацию, роевое и совместное управление, а также трансформируемость. Известно, что малоразмерные беспилотные летательные аппараты летают на низких высотах, где вследствие трения воздушных масс о земную поверхность возникают завихрения и порывы ветра [5–7]. Попадание ЛА в условия сильной атмосферной турбулентности может сопровождаться выходом на большие углы атаки, нарушением плавности обтекания несущих поверхностей и приводить к сваливанию в штопор. В связи с этим возникает необходимость в минимизации возможных негативных последствий при попадании летательных аппаратов в подобные условия полета.

В настоящее время существует большое количество работ, посвященных исследованию отрывных течений при обтекании крыловых профилей. Простейшим случаем отрыва с последующим присоединением потока обратно к поверхности модели является локально-отрывной пузырь (ЛОП), который может сформироваться при малых углах атаки [8]. Это явление также было изучено на простейшей модели БПЛА, изготовленной по типу «летающего крыла» с прямой передней кромкой в работе [9], где было показано, что с постепенным увеличением угла атаки ЛОП смещается в сторону передней кромки. Дальнейшее увеличение угла атаки до критического значения приводит к отрыву потока с передней кромки летающего крыла с образованием возвратного течения и крупномасштабных вихрей [10]. Такой вид отрыва принято называть срывом потока. Немаловажным фактором является и влияние угла скольжения на структуру течения, реализуемого при срывном режиме обтекания. В этом случае, во-первых, при постепенном увеличении угла скольжения крыла область срыва уменьшается в геометрических размерах и смещается в сторону боковой кромки [11]. Во-вторых, при достижении определенного значения угла скольжения вблизи поверхности модели исчезает один из крупномасштабных вихрей [12].

В расчетной работе [13] были представлены результаты влияния формы профиля крыльев стреловидной модели БПЛА на такие характеристики, как подъемная сила, лобовое сопротивление и момент тангажа в зависимости от угла атаки и угла стреловидности. В результате исследования были выбраны профили из образцов для БПЛА по типу

летающего крыла, которые показали лучшие характеристики по максимальной дальности полета, минимальной скорости снижения и времени полета.

Известно, что каждый летательный аппарат имеет механизацию крыла, предназначенную для регулирования несущих свойств во время полета. Так, к примеру, применение закрылков Фаулера и щелевых предкрылков для самолетов со стреловидными крыльями является известным решением для увеличения несущих свойств крыла на режимах взлета и посадки [14]. Тем не менее вопрос увеличения эффективности органов управления был и остается актуальным по настоящее время. Уже в 50-х годах прошлого века было известно, что использование профилированной щели между основной частью консоли крыла и элероном является одним из способов увеличения эффективности работы этого органа управления [15]. В работах [16, 17] были представлены результаты экспериментальных и расчетных исследований повышения эффективности классического варианта механизации крыла. Авторы [16] предложили использовать концепцию механизации задней кромки, именуемой «адаптивный закрылок», как способ улучшения аэродинамических характеристик стреловидного крыла самолета. Было показано, что интеграция отклоняемого вниз спойлера с выдвижением закрылка позволяет увеличить максимальный угол отклонения закрылка в режиме посадки и значение коэффициента подъемной силы на линейном участке. В работе [18] были представлены результаты численного моделирования двумерного обтекания трехзвенного профиля в зависимости от угла атаки. Здесь учитывалось влияние не только закрылка, но и предкрылка. Авторами статьи была показана эффективность каждого из предлагаемых подходов к расчету обтекания крыла с механизацией при наличии отрывных зон. Такая же конфигурация крыла из трех элементов использовалась в экспериментах, описанных в работе [19]. В результате авторами работы было найдено инженерное решение для проведения измерений методом PIV и представлены данные о структуре обтекания крыла в зависимости от угла атаки, которые могут быть использованы для сравнения с результатами расчетных работ.

Еще в одной расчетной работе проводилось исследование зависимости коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления от угла отклонения закрылка Фаулера при нулевом угле атаки [20]. Существует ряд расчетных и экспериментальных работ, посвященных изучению влияния отклонения закрылка на коэффициенты подъемной силы и лобового сопротивления в зависимости от угла атаки в срывном режиме обтекания на прямом крыле [21–24]. При решении двумерной задачи обтекания крыла с закрылком авторы работы [21] пришли к выводам, что использование оптимального закрылка, полученного методом RSM (Random Subspace Method), увеличивает разность давлений между наветренной и подветренной сторонами модели при больших углах атаки, что приводит к подавлению отрыва потока на подветренной стороне и увеличению критического угла атаки, при котором реализуется срыв. Основные результаты работ [22–24] представлены в виде зависимостей C_l от α° и C_d от α° , что, к сожалению, не дает представлений о полной трехмерной картине отрывного обтекания.

Также важным для исследований является вопрос влияния конструктивных особенностей механизации крыла на уровень акустической мощности во время полета ЛА. Применение щитка может позволить снизить уровень шума, создаваемого механизацией, и экранировать переднюю кромку ламинарного крыла во время взлета и посадки от загрязнения [16]. В работе [25] представлены результаты изучения влияния пяти различных вариантов механизации крыла (без механизации, однощелевой закрылок, двухщелевой закрылок, гибкий закрылок без перехода на крыло, гибкий закрылок с плавным переходом на крыло) на уровень акустической мощности. Получено, что использование

гибкого закрылка приводит к существенному снижению уровня акустической мощности, образующейся от контакта набегающего потока с элементами планера и механизацией самолета.

Научный интерес представляет задача борьбы с вихрями, генерируемыми вдоль задней кромки крыла, и возможностей их разрушения. Так, в работе [26] было предложено использовать колеблющуюся мембранную заслонку на законцовке крыла с закрылком. Была показана зависимость увеличения коэффициента подъемной силы и аэродинамического качества крыла от частоты колебаний. Еще одним вариантом разрушения вихрей, образующихся за самолетом в конфигурации с выпущенными закрылками, является использование контролируемых колебаний органов управления [27, 28].

Еще один аспект, который необходимо учитывать при изучении обтекания ЛА — это аэродинамическая интерференция, поскольку в большинстве случаев она приводит к возрастанию суммарного сопротивления и к уменьшению подъемной силы ЛА. Многие научные работы посвящены этой тематике, например, авторы [29] с помощью численного метода провели исследование влияния диаметра фюзеляжа на аэродинамические характеристики крыла. Они показали, что в комбинации «крыло – фюзеляж» сопротивление фюзеляжа является значительным и сильно зависит от диаметра, причем большее сопротивление возникает при большем диаметре фюзеляжа. Авторы работ [30, 31] выяснили, что при больших углах атаки в области взаимодействия крыла и фюзеляжа возникают отрывные течения, негативно сказывающиеся на балансе и устойчивости самолета.

Настоящее исследование является продолжением экспериментального цикла работ по изучению отрывных течений и возможностей управления обтеканием на базовых моделях крыльев [8, 32, 33]. В ранних работах были получены картины обтекания прямого крыла в зависимости от его геометрии и режимов полета [8], однако в них рассматривались простейшие модели, не имеющие фюзеляжа и органов управления. В представленной работе приводится анализ обтекания модели БПЛА, имеющей все признаки классического летательного аппарата с фюзеляжем и хвостовым оперением. Цель данного исследования заключалась в изучении влияния элеронов и фюзеляжа на обтекание модели летательного аппарата с прямой передней кромкой, в результате чего планировалось получить картины течения с использованием метода сажемасляной визуализации, а также количественные данные с помощью термоанемометрических измерений. Отличительной особенностью настоящей работы от ранее опубликованных работ других авторов является подробное изучение структуры отрывного обтекания с учетом трехмерности данного физического явления. Исследования других авторов, как это было показано выше, посвящались изучению влияния органов управления на интегральные характеристики ЛА, при этом в основном решались двумерные задачи.

Некоторые БПЛА имеют малый размер, это дает возможность устанавливать их в рабочую часть аэродинамической трубы целиком. Эта возможность была реализована: эксперименты проводились при натурных (полетных) числах Рейнольдса, и результаты, представленные в данном исследовании, можно использовать для оценки несущих свойств реальных БПЛА. В этом заключается практическая ценность работы.

Экспериментальная установка и методика исследований

Все серии экспериментов выполнялись в дозвуковой аэродинамической трубе Т-324 Института теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича (г. Новосибирск). Эта установка имеет закрытую рабочую часть квадратного сечения

размерами 1×1 м и длиной 4 м и характеризуется малой степенью турбулентности набегающего потока в рабочей части (менее 0,04 %) [34].

Эксперименты проводились на подветренной поверхности крыла с фюзеляжем и без него при углах атаки 0° , 5° и 10° . Угол скольжения β не изменялся и был равен нулю. Данные о характере обтекания были получены с помощью методов поверхностной визуализации и термоанемометрии. Визуализация течения осуществлялась при скорости набегающего потока $U_\infty = 25$ м/с, при этом число Рейнольдса по хорде составляло $Re = 2,5 \cdot 10^5$. Такая величина скорости потока характерна для реального полета БПЛА в атмосфере [35]. Термоанемометрические измерения проводились при скорости потока $U_\infty = 15$ м/с и числе Рейнольдса $Re = 1,5 \cdot 10^5$. Скорость входящего потока в рабочей части аэродинамической трубы измерялась с помощью дифференциального датчика давления, соединенного посредством пневмотрассы с трубкой Пито – Прандтля.

Для проведения исследований использовалась модель ЛА классической компоновки (рис. 1а). Модель не имела отношения к конкретным реальным действующим образцам летательных аппаратов и была спроектирована и изготовлена силами авторов настоящей статьи. Фюзеляж состоял из нижней и верхней частей, которые скреплялись с помощью болтов. Такое инженерное решение позволяло с легкостью демонтировать фюзеляж во время экспериментов. Модель была изготовлена из PETG-пластика с помощью технологии 3D-печати и имела следующие геометрические размеры: размах крыла — 750 мм, хорда — 150 мм, длина фюзеляжа — 700 мм, максимальный диаметр фюзеляжа — 85 мм (рис. 1б).

Визуализация течения осуществлялась с помощью сажемасляного покрытия. Обычно при использовании этого метода поверхность модели покрывается смесью различных масел с пигментами, придающими цвет смеси (чаще всего это трансформаторное масло и сажа) [36, 37]. В данном случае верхняя поверхность крыла равномерно покрывалась смесью из порошка двуокиси титана и керосина. Под воздействием набегающего потока частицы порошка двуокиси титана сгущались и оседали, формируя в соответствии с предельными линиями тока белые и черные полосы. После полного испарения керосина картина течения фиксировалась с помощью фотоаппарата. Таким образом, метод позволял получить качественную информацию о структуре течения на поверхности крыла.

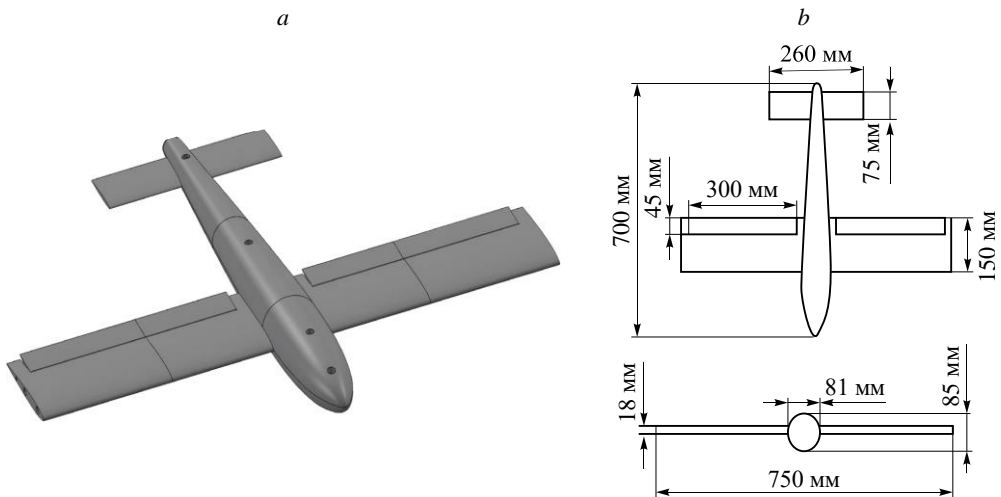


Рис 1. Проект БПЛА с прямым крылом (а) и геометрические размеры модели (б).

В качестве еще одного метода визуализации применялся метод шелковинок, который использовался для определения критического угла атаки или неустойчивости течения. Тонкие нити длиной около 1,5 см одним концом приклеивались к крылу на подветренной стороне крыла. Во время экспериментов шелковинки разворачивались по направлению течения, это позволяло делать вывод о срыве или присоединении потока.

Количественные данные были получены с помощью термоанемометра постоянного сопротивления AN-1003 фирмы А.А. Labs. В эксперименте использовался одноточный датчик, нить которого была изготовлена из вольфрама диаметром 5 мкм и длиной 2 мм. Позиционирование датчика термоанемометра в пространстве осуществлялось с помощью трехосевого координатного устройства. Точность позиционирования по оси x составляла ± 20 мкм, а по осям y и z — ± 5 мкм.

Влияние органов управления и фюзеляжа на обтекание прямого крыла

Результаты визуализации обтекания

Исследования начинались с изучения отрывной структуры течения на подветренной стороне крыла с фюзеляжем. Во время экспериментов оба элерона либо не отклонялись ($\gamma = 0^\circ$), либо левый элерон отклонялся вверх ($\gamma_1 = -30^\circ$), а правый — вниз ($\gamma_2 = +30^\circ$). Ниже приведены фотографии картин течения при $\alpha = 0^\circ$, 5° и 10° (см. рис. 2–4). Рядом прилагается топология, поясняющая схему течения. Направление набегающего потока указано

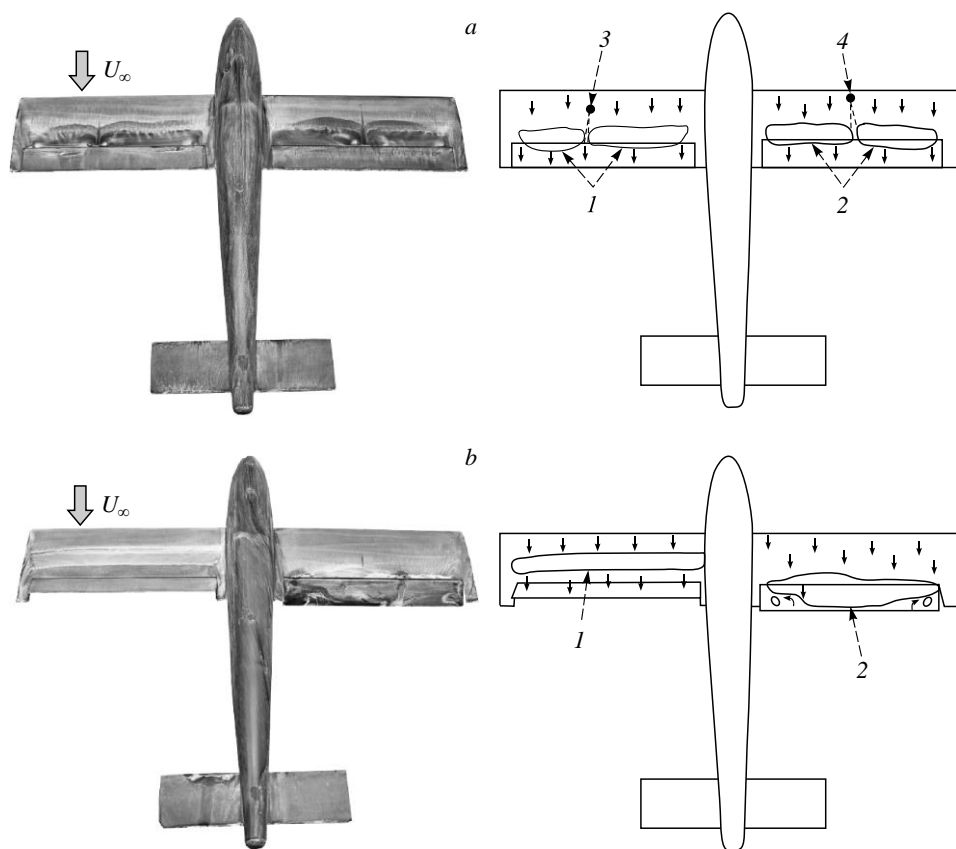


Рис. 2. Визуализация обтекания и топология течения при угле атаки $\alpha = 0^\circ$.

a — $\gamma = 0^\circ$, b — $\gamma_1 = -30^\circ$, $\gamma_2 = +30^\circ$; 1 и 2 — ЛОП, 3 и 4 — шероховатости.

серой стрелкой. Авторами было принято решение показать влияние органов управления на структуру течения при двух основных вариантах обтекания, а именно: при малых углах атаки, при которых формировался локально-отрывной пузырь, и при закритическом угле атаки, когда реализовывался глобальный срыв потока с передней кромки. Выбор угла атаки, равный 5° , был обусловлен тем, что приблизительно при этом значении угла осуществляется крейсерский режим полета реальных летательных аппаратов. Что касается режима обтекания со срывом с передней кромки, то это является нештатной ситуацией, при которой происходит выход за пределы допустимых режимов полета. Ставилась задача найти критический угол атаки, при котором реализуется данный режим, и показать влияние отклонения органов управления и фюзеляжа на структуру отрывного обтекания.

Известно, что при обтекании крыльев с прямой передней кромкой на докритических углах атаки на подветренной поверхности формируются локально-отрывные пузыри [8]. Аналогичные отрывные области имели место и на рассматриваемой модели при малых углах атаки (см. рис. 2, 3). На рис. 2а приведена картина течения, полученная при $\alpha = 0^\circ$ и $\gamma = 0^\circ$. На этом режиме на каждой консоли перед элероном возникала локальная область отрыва. Течение от передней кромки до пузыря являлось ламинарным, над пузырем в некоторой области происходил ламинарно-турбулентный переход, и затем уже турбулентный поток присоединялся к поверхности крыла. С увеличением угла атаки области отрыва смещались в сторону передней части крыла (см. рис. 3а).

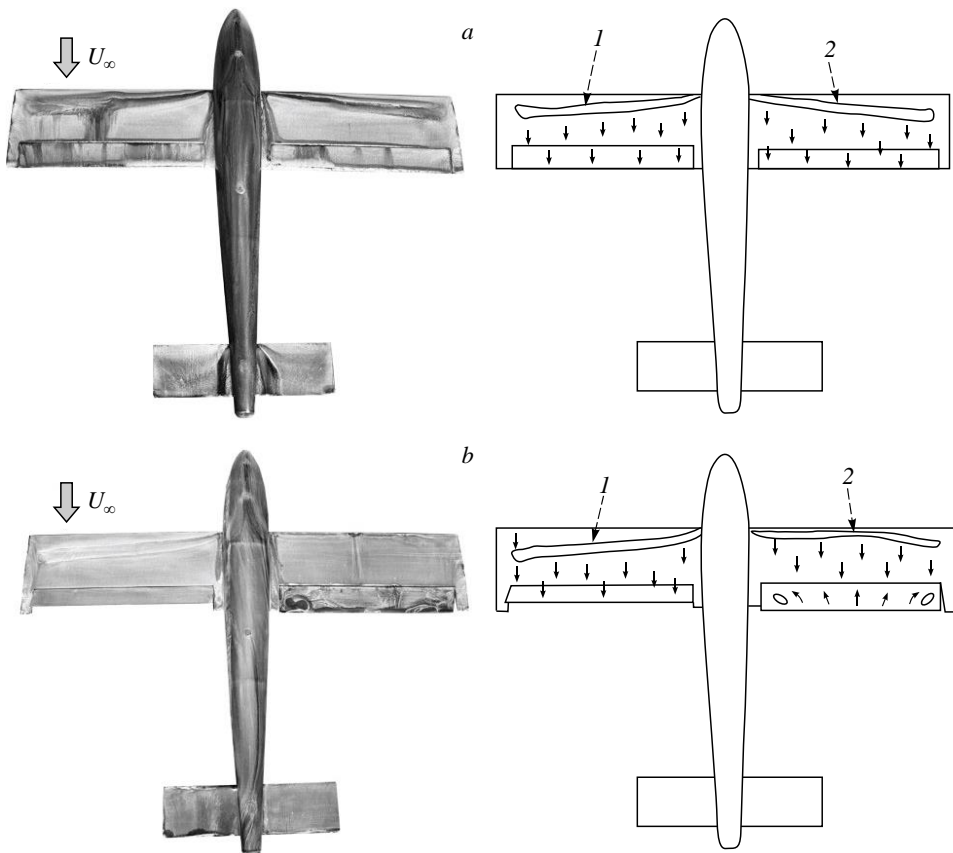


Рис. 3. Визуализация обтекания и топология течения при угле атаки $\alpha = 5^\circ$.

$a - \gamma = 0^\circ, b - \gamma_1 = -30^\circ, \gamma_2 = +30^\circ; 1$ и $2 - \text{ЛОП.}$

Следует отметить, что на рис. 2а на схеме течения в виде точек изображены крупные частички двуокиси титана размером около 500 мкм. Частички попали на поверхность крыла при нанесении визуализирующей смеси и во время эксперимента сыграли роль шероховатостей. За каждой шероховатостью сформировался и развился турбулентный след, который разбил локальные отрывные области на части. Подобного эффекта можно достичь путем точечной установки выступов на передней кромке крыла [38].

В ходе экспериментов было установлено, что расположение области отрыва зависит от положения органов управления. При угле атаки $\alpha = 0^\circ$ отклонение левого элерона вверх приводит к смещению пузыря в сторону передней части крыла, а отклонение правого элерона вниз — к его смещению в сторону задней кромки (см. рис. 2b). Обратная ситуация наблюдается для угла атаки $\alpha = 5^\circ$. Отклонение левого элерона сопровождается смещением отрывной области вниз по потоку, а правого — к ее смещению в сторону передней кромки крыла (см. рис. 3b). Можно заметить, что при $\gamma_1 = -30^\circ$ течение на элероне сохраняется присоединенным, а при $\gamma_2 = +30^\circ$ оно становится полностью возвратным.

Увеличение угла атаки до $\alpha = 10^\circ$ сопровождается полным изменением структуры течения. Обозначение соответствует критическому углу атаки, при котором происходит срыв потока вблизи передней кромки и на всей поверхности крыла возникает возвратное течение с образованием крупномасштабных вихрей. Когда органы управления находятся

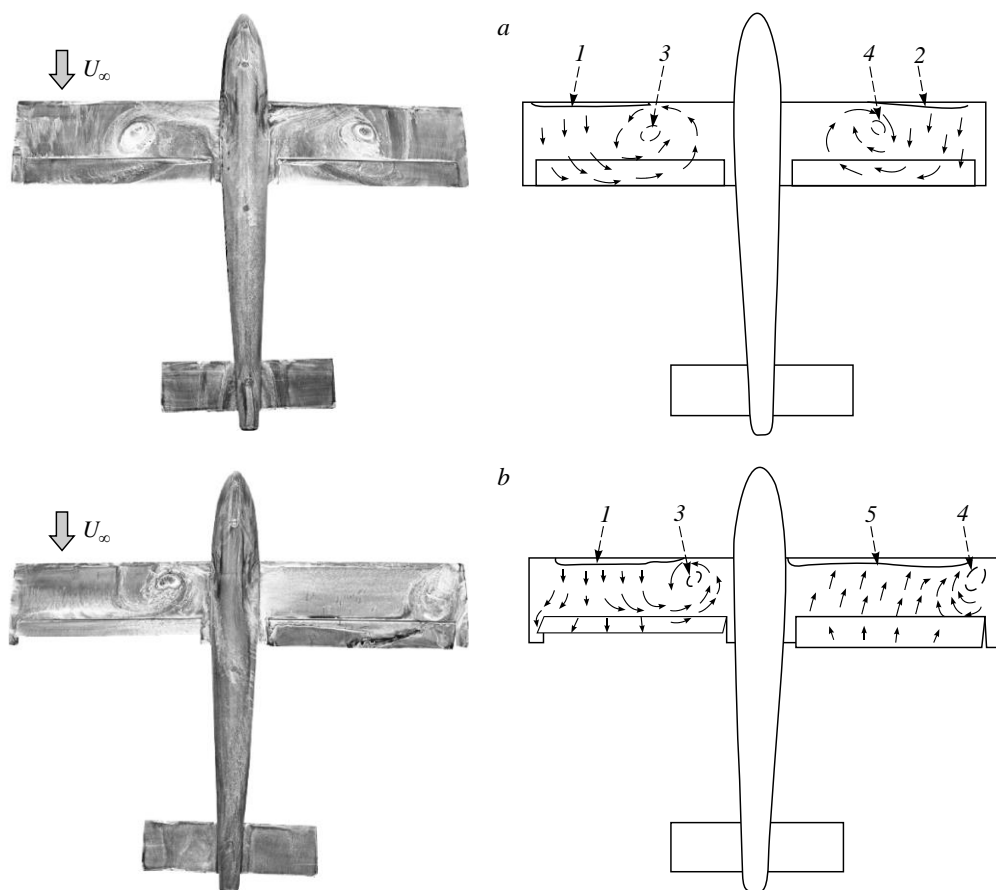


Рис. 4. Визуализация обтекания и топология течения при угле атаки $\alpha = 10^\circ$.
 а — $\gamma = 0^\circ$, б — $\gamma_1 = -30^\circ$, $\gamma_2 = +30^\circ$; 1 и 2 — ЛОП, 3 и 4 — фокусы вихрей, 5 — застойная зона.

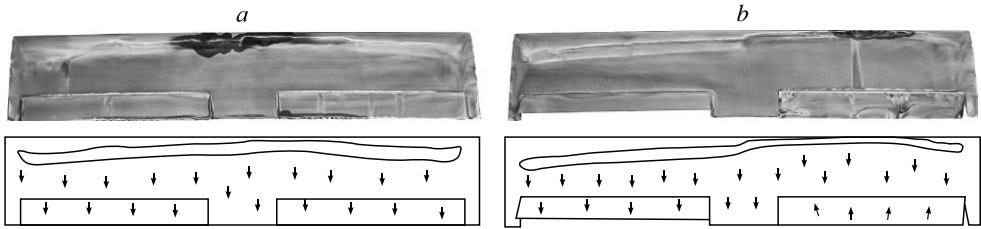


Рис. 5. Визуализация обтекания и топология течения при угле атаки $\alpha = 5^\circ$ на модели без фюзеляжа.

$a — \gamma = 0^\circ$, $b — \gamma_1 = -30^\circ, \gamma_2 = +30^\circ$.

в неотклоненном положении, на каждой консоли на передней кромке возникает узкая отрывная область, а за ней формируется крупномасштабный вихрь, фокус которого расположен примерно на $1/3$ размаха крыла (см. рис. 4а). Вихри вращаются в противоположных направлениях, при этом на одной половине каждой консоли течение является присоединенным, а на второй — возвратным. Из рис. 4б видно, что отклонение элерона вверх сопровождается смещением фокуса вихря в сторону фюзеляжа, что приводит к уменьшению зоны возвратного течения. Отклонение элерона вниз, наоборот, приводит к ухудшению обтекания. На всей поверхности правой консоли течение становится возвратным, т.е. происходит срыв потока.

Следующая серия экспериментов проводилась на крыле без фюзеляжа. Сравнение полученных результатов с приведенными выше позволило выделить некоторые особенности. Оказалось, что отсутствие фюзеляжа на крыле на докритических углах атаки влияет лишь на количество отрывных зон, но не вносит серьезных изменений в структуру обтекания. В качестве примера на рис. 5 приведены картины, полученные для $\alpha = 5^\circ$. Из рисунка видно, что на модели без фюзеляжа вместо двух пузырей возник один, т.е. фюзеляж делит область отрыва на две части. Структура течения полностью изменилась для угла атаки $\alpha = 10^\circ$ (см. рис. 6). На этом режиме при $\gamma = 0^\circ$ и $\gamma_1 = -30^\circ$ возникновения крупномасштабных вихрей не наблюдалось, однако при отклонении элерона вниз произошел срыв потока. Таким образом, можно сделать вывод, что наличие фюзеляжа приводит к понижению критического угла атаки.

Результаты измерения параметров течения в пограничном слое с помощью метода термоанемометрии

С целью получения количественных данных о течении на поверхности крыла были проведены термоанемометрические измерения. Модель устанавливалась под двумя углами атаки: $\alpha = 5^\circ$ и $\alpha = 10^\circ$. В ходе проведения экспериментов, после анализа результатов

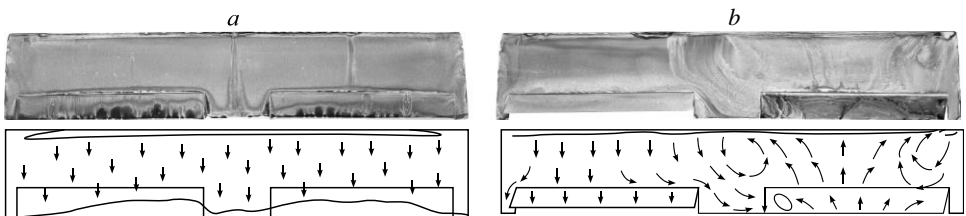


Рис. 6. Визуализация обтекания и топология течения при угле атаки $\alpha = 10^\circ$ на модели без фюзеляжа.

$a — \gamma = 0^\circ$, $b — \gamma_1 = -30^\circ, \gamma_2 = +30^\circ$.

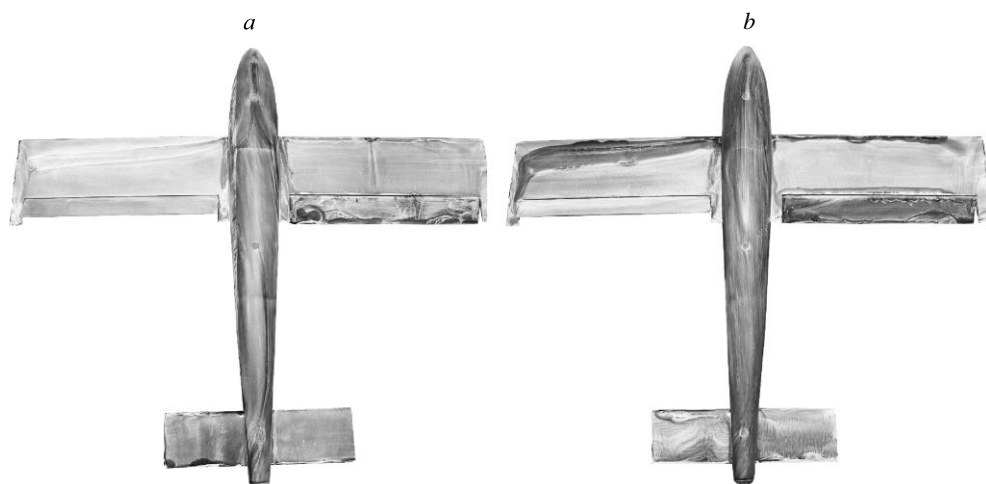


Рис. 7. Визуализация обтекания при $\alpha = 10^\circ$ и $U_\infty = 25$ (a), 15 (b) м/с.

визуализации при различных режимах обтекания, было выбрано оптимальное сечение измерения, в котором представлялось возможным показать изменения в структуре отрывного обтекания и подтвердить результаты визуализации, и где также было бы видно наличие локальных отрывных пузырей и их смещение при угле атаки $\alpha = 5^\circ$. Измерения проводились на правой консоли вдоль хорды крыла на $1/3$ размаха. Кроме того, исходя из результатов визуализации при закритическом угле атаки $\alpha = 10^\circ$, было выбрано это же сечение ($1/3$ размаха крыла) в силу того, что именно в этом месте наблюдалось возвратное течение или крупномасштабный вихрь в зависимости от режима. Так как датчик термоанемометра чувствителен к механическим воздействиям, а при скорости 25 м/с державка испытывала сильные колебания, то было принято решение о снижении скорости потока до 15 м/с. Перед началом измерений также были получены картины визуализации течения при скорости потока 15 м/с. Результаты не противоречили приведенным выше при всех режимах, что видно из рис. 7 и 8.

На рис. 9 приведены графики, демонстрирующие распределение средней скорости в пограничном слое при $\alpha = 5^\circ$ для модели с фюзеляжем и без. Когда элерон находится в неотклоненном положении, а на крыло установлен фюзеляж, пузырь располагается

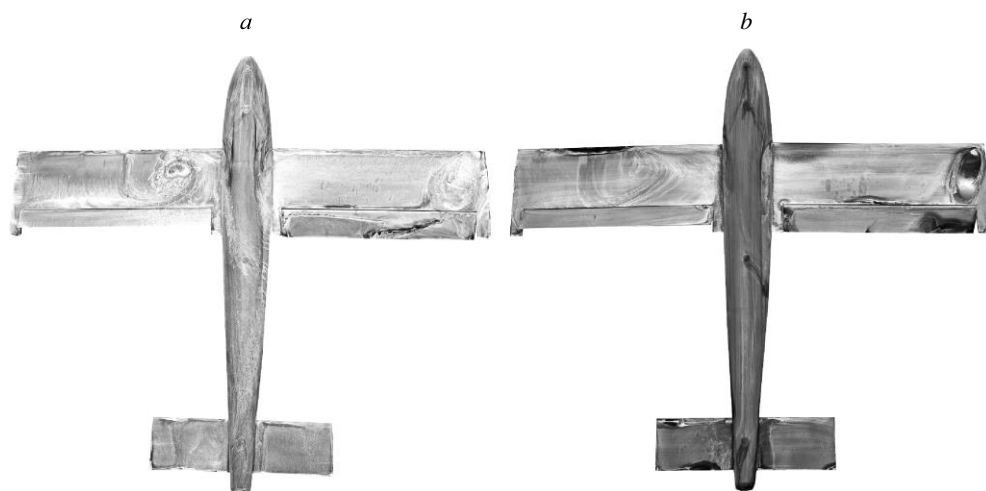
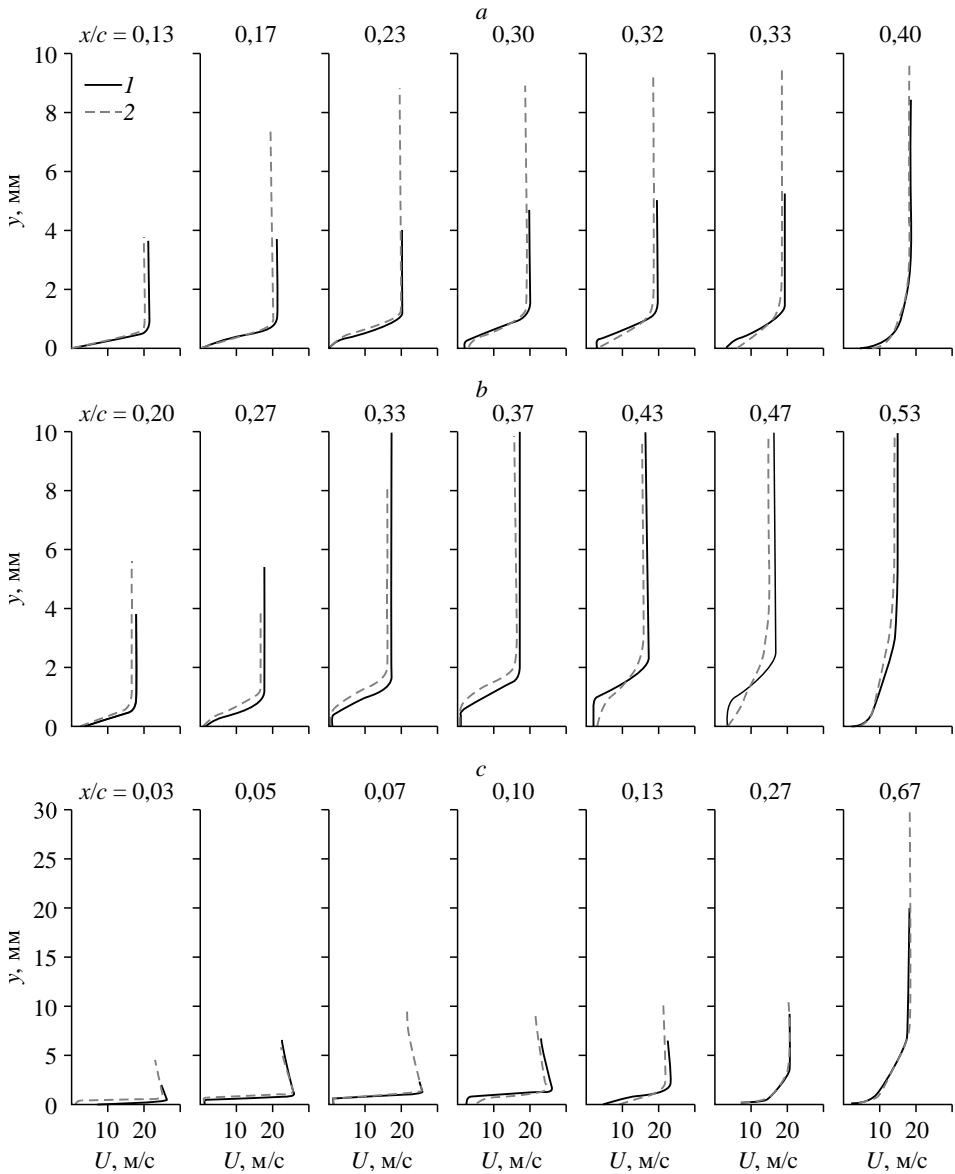


Рис. 8. Визуализация обтекания при $\alpha = 10^\circ$ и $U_\infty = 25$ (a), 15 (b) м/с.

Рис. 9. Профили средней скорости при $\alpha = 5^\circ$.

$\gamma = 0^\circ$ (a), -30° (b), $+30^\circ$ (c); x/c — продольная координата, отнесенная к хорде модели; модели с фюзеляжем (1) и без него (2).

в диапазоне от $x/c = 0,17$ до $x/c = 0,33$ (см. рис. 9a). Отклонение элерона вниз и вверх приводит к увеличению толщины пограничного слоя и влияет на локализацию отрывного пузыря. При $\gamma = -30^\circ$ точка начала отрыва смещается вниз по потоку (см. рис. 9b). На этом режиме профили имеют отрывную форму в области от $x/c = 0,27$ до $x/c = 0,47$. При $\gamma = +30^\circ$ зона отрыва возникает на передней кромке в области от $x/c = 0,03$ до $x/c = 0,13$ (см. рис. 9c). На всех режимах отсутствие фюзеляжа практически не влияет на расположение зоны отрыва.

На основе данных об амплитуде пульсаций были получены кривые нарастания пульсаций (см. рис. 10). Исходя из результатов можно сделать вывод, что область ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП) зависит от положения органов управления, а демонтаж фюзеляжа приводит к уменьшению уровня пульсаций. С отклонением

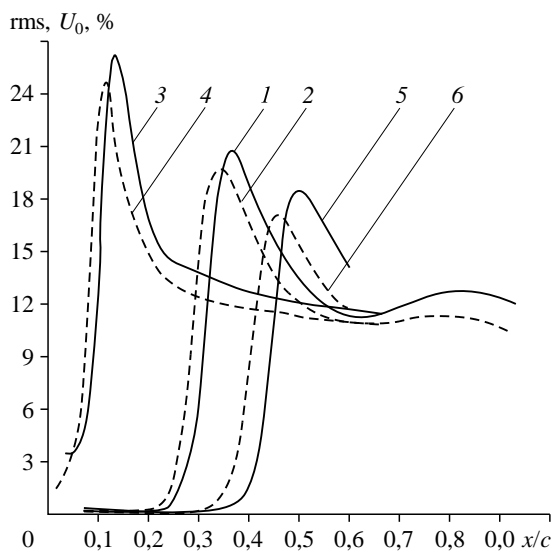


Рис. 10. Кривые нарастания пульсаций для $\alpha = 5^\circ$.

Модель с фюзеляжем: $\gamma = 0^\circ$ (1), 30° (3), -30° (5);
модель без фюзеляжа: $\gamma = 0^\circ$ (2), 30° (4), -30° (6).

элерона вниз протяженность зоны ламинарного обтекания уменьшается, а с отклонением вверх — увеличивается.

Ламинарно-турбулентный переход происходит через развитие пакета волн неустойчивости, при этом средняя частота пакета в случае наличия фюзеляжа меньше, чем при переходе на модели без фюзеляжа. При $\gamma = 0^\circ$ и $\gamma = +30^\circ$ не удалось выделить одну доминирующую частоту, на которой течение переходит из ламинарного в турбулентное, однако можно

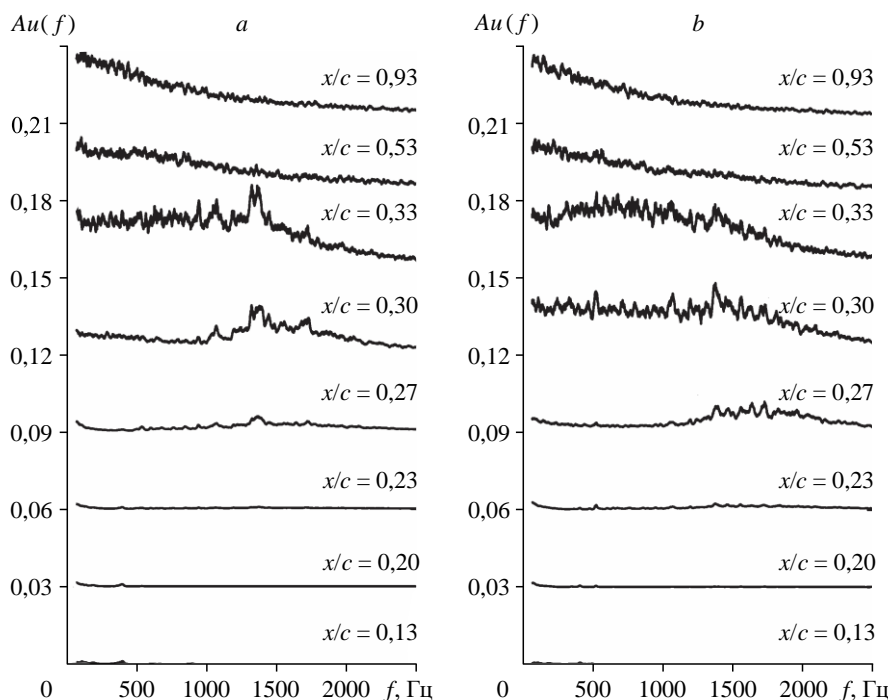


Рис. 11. Частотный состав пульсаций в пограничном слое при $\alpha = 5^\circ$, $\gamma = 0^\circ$ для модели с фюзеляжем (а) и без него (б).

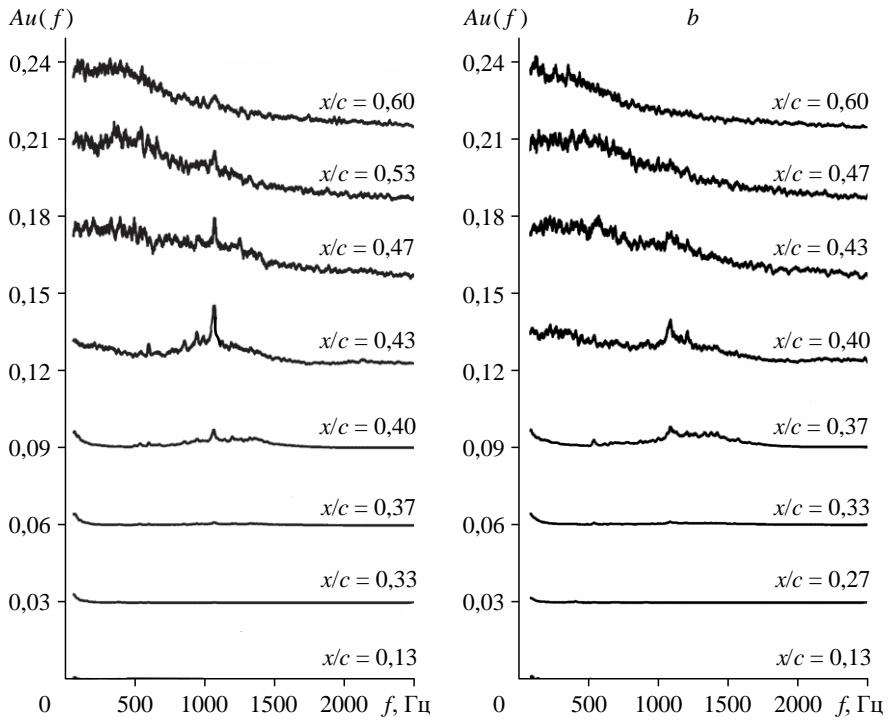


Рис. 12. Частотный состав пульсаций в пограничном слое при $\alpha = 5^\circ$, $\gamma = -30^\circ$ для модели с фюзеляжем (а) и без него (б).

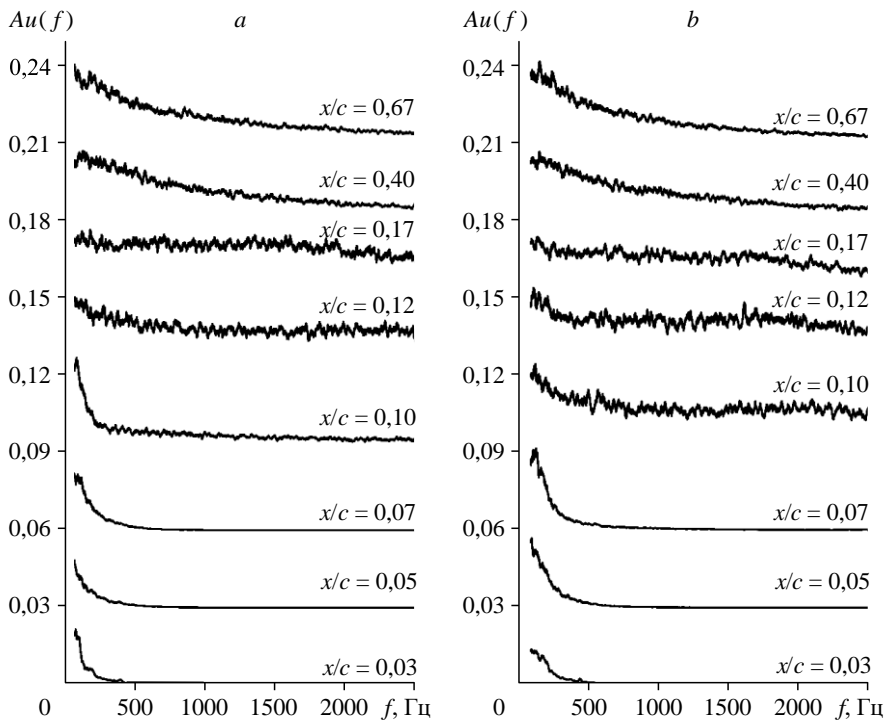


Рис. 13. Частотный состав пульсаций в пограничном слое при $\alpha = 5^\circ$, $\gamma = -30^\circ$ для модели с фюзеляжем (а) и без него (б).

назвать примерный диапазон. Так, на модели с фюзеляжем при $\gamma = 0^\circ$ основную роль в переходе к турбулентности играют волны в частотном диапазоне от 1300 до 1400 Гц (число Струхала $St = 13-14$), а на модели без фюзеляжа — в диапазоне от 1360 до 1700 Гц ($St = 13,6-17$) (см. рис. 11), здесь и далее Au — амплитуда. В обоих случаях ЛТП происходит в области $x/c = 0,27-0,33$. На режиме $\gamma = -30^\circ$ для модели с фюзеляжем переход начинается при $x/c = 0,4$ на частоте волны 1057 Гц ($St = 10,6$) (см. рис. 12). Для модели без фюзеляжа течение при $\gamma = -30^\circ$ переходит от ламинарного состояния в турбулентное на частоте 1073 Гц в области $x/c = 0,37-0,47$ ($St = 10,73$). И, наконец, при $\gamma = +30^\circ$ ЛТП происходит в области $x/c = 0,03-0,17$ на достаточно низких частотах (на модели с фюзеляжем диапазон частот от 40 до 45 Гц ($St = 0,4-0,45$), без фюзеляжа — от 70 до 110 Гц ($St = 0,7-1,1$)) (см. рис. 13).

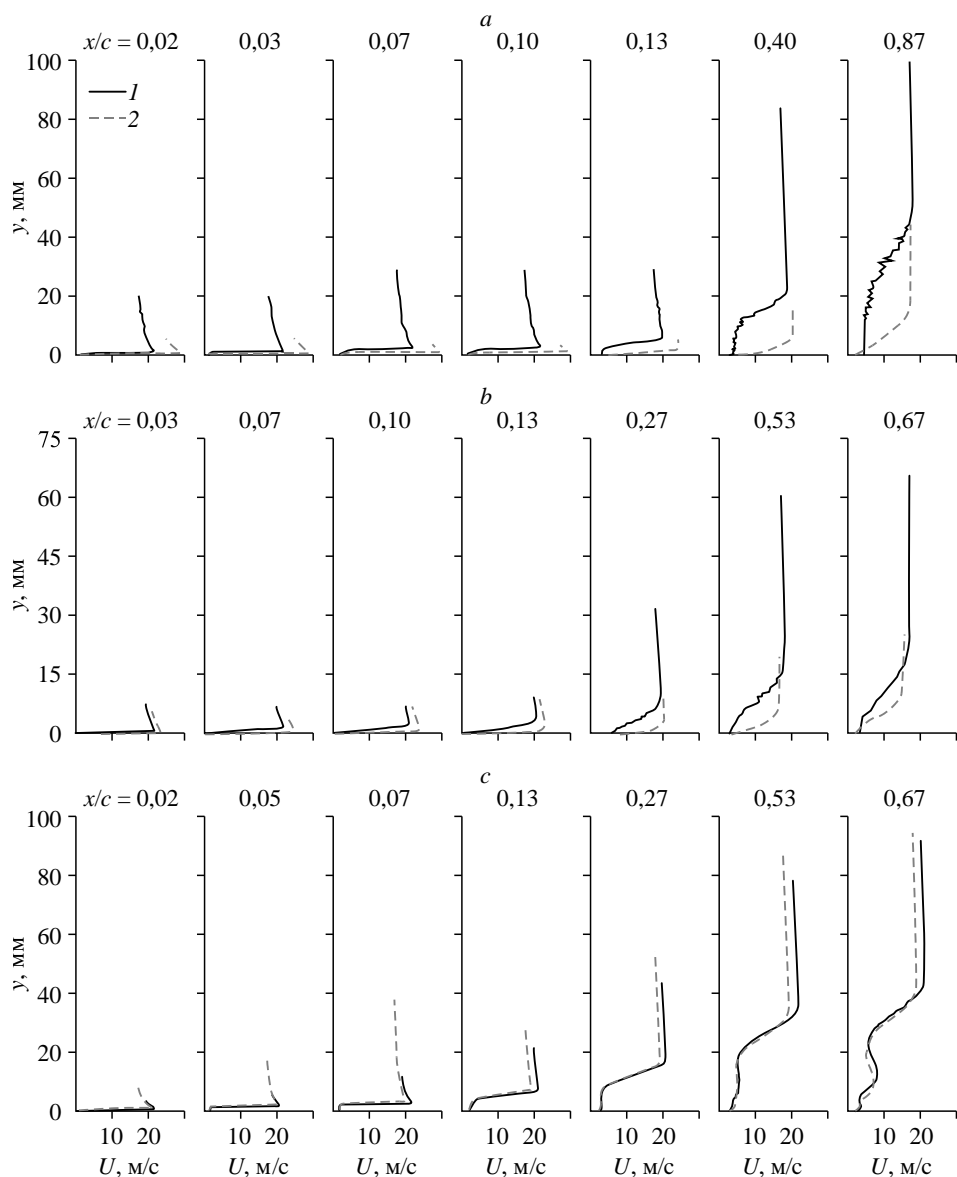


Рис. 14. Профили средней скорости при $\alpha = 10^\circ$ и $\gamma = 0^\circ$ (a), -30° (b), $+30^\circ$ (c) для модели с фюзеляжем (1) и без него (2).

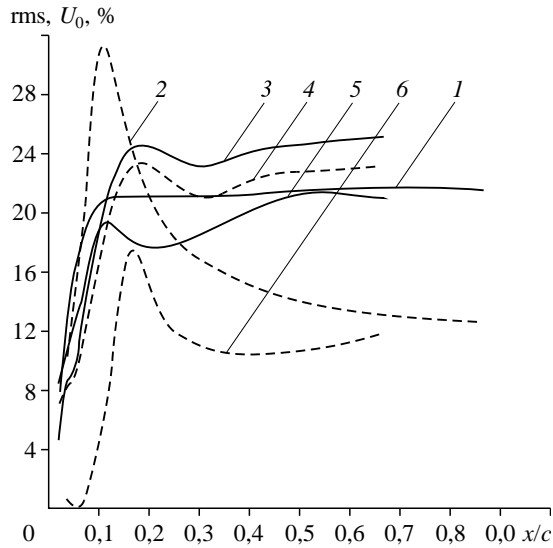


Рис. 15. Кривые нарастания пульсаций для $\alpha = 10^\circ$.
 Модель без фюзеляжа: $\gamma = 0^\circ$ (1), 30° (4), -30° (6);
 модель с фюзеляжем: $\gamma = 0^\circ$ (2), 30° (3), -30° (5).

Дальнейшие измерения проводились на угле атаки $\alpha = 10^\circ$ (см. рис. 14). Видно, что во всех режимах профили, полученные для модели с фюзеляжем, вдоль всей области измерений имеют форму, характерную для срыва потока. В режиме обтекания крыла без фюзеляжа при $\gamma = 0^\circ$ и $\gamma = -30^\circ$ толщина пограничного слоя и область отрыва значительно уменьшились. Отрывной пузырь при $\gamma = 0^\circ$ располагается в области от $x/c = 0,02$ до $x/c = 0,1$, а при $\gamma = -30^\circ$ — от $x/c = 0,07$ до $x/c = 0,13$. Отсутствие фюзеляжа при $\gamma = +30^\circ$ не влияет на область отрыва.

Проанализировав кривые нарастания пульсаций для $\alpha = 10^\circ$, можно сделать вывод, что при обтекании модели с фюзеляжем после ламинарно-турбулентного перехода уровень пульсаций сначала уменьшается, а затем снова начинает нарастать вниз по потоку, достигая значений, превышающих максимальную амплитуду пульсаций при ламинарно-турбулентном переходе (см. рис. 15). Демонтаж фюзеляжа при $\gamma = 0^\circ$ и $\gamma = -30^\circ$ привел к смещению зоны ЛТП в сторону задней кромки и к присоединению потока после ламинарно-турбулентного перехода.

Заключение

В рамках представленной работы выполнен комплекс экспериментальных исследований влияния органов управления и фюзеляжа на обтекание модели БПЛА с прямым крылом. Результатами исследований являются картины течения, полученные методом сажемасляной визуализации, а также численные данные, полученные в ходе термоанемометрических измерений. Показана перестройка структуры течения в зависимости от углов атаки, а также положения органов управления на прямом крыле с фюзеляжем и без. Обнаружено, что отклонение органов управления влияет на положение области ЛТП и приводит к смещению отрывных пузырей. При отклонении элеронов вверх увеличивается протяженность зоны ламинарного обтекания. И наоборот, их отклонение вниз сопровождается уменьшением зоны ламинарного обтекания. Установлено, что наличие фюзеляжа приводит к уменьшению критического угла атаки. ЛТП происходит на менее

низких частотах, чем на модели без фюзеляжа. Результаты картин обтекания, полученные с помощью сажемасляной визуализации, совместно с результатами измерений характеристик поля течения могут быть использованы при создании систем управления структурой обтекания летательного аппарата на принципах обратной связи с применением искусственного интеллекта.

Список литературы

1. Чжен П. Отрывные течения. М.: Мир, 1972. Т. 1. 300 с.
2. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М.: Наука, Физматлит, 1969. 744 с.
3. Stewart M., Martin S. Unmanned aerial vehicles: fundamentals, components, mechanics, and regulations // Unmanned Aerial Vehicles. USA, NY, Hauppauge: Nova Sci. Publishers, 2021. Chapter 1. P. 1–70.
4. Telli K., Kraa O., Himeur Y., Ouamane A., Boumechraz M., Atalla S., Mansoor W. A Comprehensive review of recent research trends on unmanned aerial vehicles (UAVs) // Systems. 2023. Vol. 11, Iss. 8 (400). 48 p.
5. Abdulrahim M., Watkins S., Segal R., Marino M., Sheridan J. Dynamic sensitivity to atmospheric turbulence of unmanned air vehicles with varying configuration // J. of Aircraft. 2010. Vol. 47, Iss. 6. P. 1873–1883.
6. Wang B.H., Wang D.B., Ali Z.A., Ting Ting B., Wang H. An overview of various kinds of wind effects on unmanned aerial vehicle // Measurement and Control. 2019. Vol. 52, Iss. 7–8. P. 731–739.
7. Абрамович А.А. Прогнозирование воздушных потоков: руководство по прогнозированию метеорологических условий. Л.: Лен. типография, 1985. 308 с.
8. Занин Б.Ю., Козлов В.В. Вихревые структуры в дозвуковых отрывных течениях. Уч. пособие. Новосибирск, 2011. 116 с.
9. Grille Guerra A., Mertens C., Little J., Oudheusden B. Experimental characterization of an unsteady laminar separation bubble on a pitching wing // Experiments in Fluids. 2023. Vol. 64, Iss. 16. 36 p.
10. Neal J.M., Amitay M. Three-dimensional separation over unswept cantilevered wings at a moderate Reynolds number // Physical Review Fluids. 2023. Vol. 8, Iss. 1. P. 014703-1–014703-24.
11. Hariyadi S.P.S., Sutardi & Widodo W.A. Numerical study of three-dimensional flow characteristics around swept-back angle 0°, 15°, and 30° on wing airfoil Eppler 562 // AIP Conf. Proceedings. 2021. Vol. 2366, Iss. 1. P. 030014-1–030014-9.
12. Jacob N., Hayostek S., Ottinger J., Amitay M. Experimental investigation on the effect of sweep and taper on low Reynolds number finite wings // AIAA SCITECH 2022 Forum. 2022. AIAA 2022-0467. 15 p.
13. Durmus S. Aerodynamic performance comparison of airfoils in flying wing UAV // Intern. J. of Innovative Engng Applications. 2023. Vol. 7, Iss. 1. P. 123–127.
14. Sadraey M.H. Aircraft design: a systems engineering approach. Chichester: John Wiley and Sons (Aerospace Series), 2013. 808 p.
15. Young B.A. Lateral control with high lift devices // R&M. A.R.C. Technical Report. 1951. No. 2583. 38 p.
16. Mikhailov Yu.S. Increase in high-lift devices efficiency of swept wing // Civil Aviation High Technologies. 2020. Vol. 23, Iss. 6. P. 101–120.
17. Mikhailov Yu.S. Increase of control surfaces efficiency of a subsonic aircraft of short takeoff and landing // Civil Aviation High Technologies. 2019. Vol. 22, Iss. 2. P. 75–85.
18. Bosnyakov S.M., Vlasenko V.V., Engulatova M.F., Matyash S.V., Mikhailov S.V., Molev S.S. Efficiency of two approaches to computing the flow around an airfoil with flaps in the case of flow separation // Computational Mathematics and Mathematical Physics. 2019. Vol. 59, Iss. 1. P. 82–95.
19. Arnott A.D., Schneider G., Neitzke K.-P., Agocs J., Schröder A., Sammler B., Kompenhans J. Detailed characterisation, using piv, of the flow around an airfoil in high-lift configuration // Particle Image Velocimetry: Recent Improvements. Berlin, Heidelberg: Springer, 2004. P. 31–42.
20. Bhavsar K., Kartha J. Comparative CFD analysis of different angles of trailing-edge fowler wing flaps // SAE Technical Paper 2023-01-1023. 2023. 10 p.
21. Ma Q., Wang J., Zhang Y., Liu X. Parametric research and aerodynamic performance analysis of wind turbine airfoil with added flap // AIP Advances. 2022. Vol. 12, No. 10. P. 105010-1–105010-12.
22. De Voogt F., Ganapathisubramani B. Effects of a trailing-edge flap on stall cell characteristics of a NACA0012 wing // Flow. 2022. Vol. 2. P. E15-1–E15-18.
23. Zekry D.A., Nam T., Gupta R., Zhu Y., Wissa A.A. Covert-inspired flaps: an experimental study to understand the interactions between upperwing and underwing covert feathers // Bioinspiration & Biomimetics. 2023. Vol. 18, No. 4. P. 046021-1–046021-15.
24. Ciliberti D., Della Vecchia P., Ortcalco V., Nicolosi F. Aero-propulsive interactions between uav wing and distributed propellers due to their relative position // Drones. 2023. Vol. 7, Iss. 49. 42 p.

25. Епремян А.А. Исследование влияния конструктивных особенностей механизации крыла на уровень акустической мощности // Междунар. научно-исслед. журнал. 2023. Т. 9, № 135. С. 1–17.
26. Zhao L., Shkarayev S., Su E. Aerodynamics of a wing with a wingtip flapper // Fluids. 2018. Vol. 3, Iss. 29. P. 1–16.
27. Crouch J.D., Miller G.D., Spalart P.R. Active-control system for breakup of airplane trailing vortices // AIAA J. 2001. Vol. 39, Iss. 12. P. 2374–2381.
28. Crouch J. Airplane trailing vortices and their control // Comptes Rendus Physique. 2005. Vol. 6, No. 4–5. P. 487–499.
29. Lai C.H., Kamaruddin N.M. Effect of fuselage diameter on aerodynamic characteristics for straight wing at low and high aspect ratio // IOP Conf. Series: Materials Sci. and Engng. 2018. Vol. 370. P. 012055-1–012055-10.
30. Hoang N.T.B., Bui B.V. Investigation of wind tunnel wall effect and wing-fuselage interference regarding the prediction of wing aerodynamics and its influence on the horizontal tail // J. Mech. Sci. Technol. 2019. Vol. 33. P. 2737–2746.
31. New T.H., Teo Z.W., Li S., Ong Z.A., Nagel B. Flow structures and aerodynamic behavior of a small-scale joined-wing aerial vehicle under subsonic conditions // Aerospace. 2023. Vol. 10, Iss. 661. 19 p.
32. Pavlenko A.M., Zanin B.Yu., Katasonov M.M. Flow around a small-sized UAV model in a turbulent trace // XIX Intern. Conf. on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR 2018) (Novosibirsk, Russia, 13–19 Aug., 2018): AIP Conf. Proceedings. S. I. 2018. Vol. 2027, No. 1. P. 040004-1–040004-7.
33. Павленко А.М., Занин Б.Ю., Алпацкий Н.С., Мельник Е.А. Установление особенностей структуры течения в пограничном слое на модели летающего крыла // Сибирский физический журнал. 2022. Т. 17, № 4. С. 72–86.
34. Багаев Г.И., Голов В.К., Медведев Г.В., Поляков Н.Ф. Аэродинамическая труба малых скоростей Т-324 с пониженной степенью турбулентности // Аэрофизические исследования. Новосибирск, 1972. Вып. 1. С. 5–8.
35. Зверков И.Д., Крюков А.В., Грек Г.Р. Перспективы исследований в области малоразмерных летательных аппаратов (обзор) // Вестн. НГУ. Серия: Физика. 2014. Т. 9, вып. 2. С. 95–115.
36. Харитонов А.М. Техника и методы аэрофизического эксперимента: учебник / Харитонов А. М. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2011. 643 с.
37. Корнилов В.И. Пространственные пристенные турбулентные течения в угловых конфигурациях. Новосибирск: Изд-во СО РАН, 2013. 431 с.
38. 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.

*Статья поступила в редакцию 17 июля 2023 г.,
после доработки — 20 октября 2023 г.,
принята к публикации 21 ноября 2023 г.*