

УДК 629.7-519

АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ПЛАНЕРА МНОГОЦЕЛЕВОГО МИКРО-БПЛА

А. Б. АЙРАПЕТОВ¹, А. В. КАТУНИН², А. М. ТИМЕРБУЛАТОВ³

¹air-aero@mail.ru, ²katunin_a_v@rambler.ru, ³alexeytimer@gmail.com

ФГУП «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского» (ЦАГИ)

Поступила в редакцию 21.03.2019

Аннотация. Кратко рассмотрены основные направления развития аэродинамических компоновок микро-БПЛА и трудности при их реализации. Рассматривается обоснование выбора в качестве компоновки схемы «летающее крыло», состоящей из центроплана малого удлинения и консолей большого удлинения. Приведены перспективные аэродинамические решения, которые можно реализовать при выбранной компоновке. Изложены принципы расчета аэродинамических характеристик профиля крыла при малых числах Рейнольдса, основанного на использовании панельного метода с учетом пограничного слоя на основе интегральных уравнений и определения точки ламинарно-турбулентного перехода. Осуществлены проектировочные расчеты профилей для создаваемой модели.

Ключевые слова: микро-БПЛА; аэродинамика; малые числа Рейнольдса; летающее крыло; ламинарно-турбулентное течение; профиль крыла; аэродинамическое проектирование; панельный метод; e^N -метод; безмоментный профиль; параметрические исследования.

ВВЕДЕНИЕ

Продолжающийся рост интереса к созданию беспилотной летательной техники привел к дальнейшему увеличению многообразия типов аппаратов, их массогабаритных параметров и оснащения. Компактные беспилотные летательные аппараты (БПЛА) пригодны к запуску в полевых условиях, а также к применению на пересеченной местности и в условиях городской застройки. Эти аппараты по существующей классификации принадлежат к так называемым микро-БПЛА.

Минимизация размеров и массы микро-БПЛА сдерживается формой и материалом планера, параметрами наблюдающей и приемопередающей аппаратуры, а также типом движительного комплекса и его энергоемкостью. Последний компонент на сегодняшний день представляется наиболее существенным. Преимущественным оказывается применение электродвигателей, где не-

достатком является значительный вес аккумулятора, чья масса растет с энергоемкостью. Недостатками двигателей внутреннего сгорания являются повышенная шумность и проблемы, связанные с безопасностью используемого топлива.

Развитие микро-БПЛА также идет в различных направлениях в зависимости от приоритетной задачи для создаваемого аппарата. Одним из основных различий является способ обеспечения полета. Наиболее распространенной пока остается традиционная схема типа самолетной конструкции с фиксированными несущими поверхностями и тянущим или толкающим воздушными винтами. При этом по соображениям величины доли полезных объемов от общих объемов микро-БПЛА чаще выбирается схема «летающее крыло». Она позволяет достичь наибольшего полетного аэродинамического качества, в результате чего при

умеренной тяговооруженности может обеспечиваться наибольшая дальность и длительность полета. Наиболее существенным недостатком схемы является необходимость обеспечения продольной статической устойчивости, а также невозможность, в случае малой тяговооруженности, устойчивого зависания.

Указанных недостатков лишен аппарат, выполненный по вертолетной схеме с традиционным несущим винтом, либо с винтом в кольце, имеющем некоторые преимущества по габаритам и шумности и называемым иногда вентилятором–двигателем. Необходимость обеспечения такому аппарату тяговооруженности больше единицы увеличивает долю движительного комплекса в весовом балансе, сокращая вес полезной нагрузки.

В последнее время большое внимание уделено использованию схемы машущего полета. Однако сложности практической реализации управляемого машущего полета пока не привели к созданию аппаратов с характеристиками, превышающими характеристики первых двух типов.

Особенности аэродинамики микро-БПЛА связаны с малыми размерами и скоростями полета, из-за чего эксплуатация аппаратов происходит при малых числах Рейнольдса (Re), когда аэродинамические характеристики, в основном, коэффициент сопротивления, могут претерпевать резкие изменения при так называемых критических числах Re , находящихся, как правило, внутри рабочего диапазона. К традиционным задачам аэродинамики по определению аэродинамических характеристик и их оптимизации добавляется выявление указанных критических режимов и выработка мероприятий по их исключению, либо парированию. Кроме того, на малые аппараты, летающие со скоростями до 20–25 м/с, более существенное влияние может оказывать атмосферная турбулентность, масштабы которой, как правило, превышают их характерные размеры, а также воздействие ветра, особенно вблизи складок местности или элементов городской застройки.

Данная работа направлена на исследование возможностей располагаемых расчет-

ных методов низкоскоростной аэродинамики в интересах разработки и создания микро-БПЛА.

Следует отметить, что, согласно требованиям, разработанным Управлением перспективных исследований МО США (DARPA), финансирующим и координирующим создание микро-БПЛА, габариты подобных аппаратов не должны превышать 152 мм. В то же время самая успешная в разработке микро-БПЛА фирма Аэровайромент в США создала наиболее совершенный, по нашим представлениям, аппарат «Уосп», выполненный по схеме «летающее крыло» с размахом 330 мм. Наш выбор остановился на схеме центроплана квадратной формы в плане с размахом 300 мм с узкими консолями, которые при транспортировке должны складываться. Результаты расчетов, описанные в данной работе, подтвердили некоторые из аргументов в пользу такой компоновки.

В текущей работе использовалась разработанная в США методика [1] расчета аэродинамических характеристик профилей, а также получившая довольно широкое распространение и опубликованная в сети Интернет программа [2] расчета обтекания профиля крыла при малых числах Re (для ЛА таковыми являются $Re < 300000$). Эта методика учитывает наличие в потоке вблизи поверхности профиля областей ламинарного и турбулентного течений, между которыми существуют ламинарный отрыв и переход течения в турбулентное с возможностью последующего присоединения (так называемый пузырь ламинарного отрыва). Программа [2] адаптирована к имеющейся в распоряжении вычислительной технике и применена для проектирования профиля центроплана экспериментальной модели.

ОБОСНОВАНИЕ КОМПОНОВКИ МОДЕЛИ

Расширение круга решаемых задач и рост числа участников разработки микро-БПЛА от крупных фирм до групп любителей авиамодельного спорта привело к огромному многообразию компоновок этих ЛА. Для проведения конкретных исследований аэродинамики в данном случае

необходимо было остановиться на некоторой популярной схеме, отвечающей наиболее актуальным требованиям. Кроме минимизации размеров по соображениям транспортировки микро-БПЛА в полевых условиях, представляется необходимым прежде всего иметь такие аэродинамические характеристики, которые позволяли бы реализовать полет максимальной продолжительности либо на максимальную дальность. Весьма желательным является уменьшение минимальной скорости полета (вплоть до 5 м/с) для обеспечения возможности зависания над наблюдаемым объектом при ориентировке аппарата на ветер, для чего должна быть минимизирована и скорость сваливания.

В условиях минимизации габаритов дополнительные трудности вносят такие тривиальные требования, как максимальная доля полезной нагрузки во взлетном весе аппарата, простота и технологичность конструкции планера, агрегатов, а также органов управления и стабилизации. Из разработанных на сегодняшний день микро-БПЛА с фиксированными несущими поверхностями чаще других схем используется схема «летающее крыло» (ЛК) сравнительно малого удлинения. Эта компоновка отвечает подобным требованиям и обеспечивает оптимальные характеристики использования полезных объемов, весовой отдачи и прочности. Однако крыло малого удлинения не обладает достаточным коэффициентом подъемной силы и имеет проблемы с балансировкой и статической устойчивостью.

Для исследований выбрана схема «интегрального» (составного) крыла с консолями. Достаточно толстые профили центроплана в виде крыла малого удлинения обеспечивают рациональное использование полезных объемов. Тонкие консоли, как крылья большого удлинения с хорошими аэродинамическими характеристиками, восполняют недостаточность подъемной силы центроплана как крыла малого удлинения. Консоли, расположенные в области задней кромки центроплана, помогают снять известную проблему статической неустойчивости компоновки ЛК. Кроме того, в транс-

портной конфигурации консоли могут быть складывающимися в пределах габаритов центроплана.

Следующей проблемой компоновки ЛК являются трудности балансировки на углах атаки, соответствующих приемлемому аэродинамическому качеству. Существует, однако, возможность аэродинамической балансировки ЛК средствами местной аэродинамики в рамках схемы «интегрального» крыла с помощью так называемых концевых устройств крыла (КУ) весьма малой размерности [3].

Сущность используемого устройства состоит в том, что при рациональном выборе геометрии КУ, реализующего эффекты взаимодействия его несущей поверхности с концевым вихрем крыла, удастся минимизировать потери качества крыла «на балансировку» в сравнении с другими мероприятиями (применение ГО, перекладка руля высоты и др.).

Схема ЛК интегрального типа с консолями позволяет обеспечить реализацию некоторых перспективных аэродинамических решений в направлении качественного улучшения характеристик аппарата. Среди подобных решений такие, как:

- реализация эффекта обдува крыла струями винтов в масштабе всего крыла;
- поиск положительного эффекта взаимодействия закрученной струи винта с концевым вихрем крыла («раскрутка» концевого вихря), тем самым снижение индуктивного сопротивления;
- реализация схемы многозвенного (разрезного) крыла центроплана для получения несущих характеристик вплоть до максимального коэффициента подъемной силы $C_{y\max} \sim 3 \div 4$;
- использование консолей для управления аппаратом в режиме синхронного (руль высоты) и дифференциального (элероны) отклонения;
- построение геометрии КУ как задачи оптимизации заданной конкретной компоновки под заданные требования к аэродинамике.

В связи с изложенным, для исследований аэродинамики в настоящей работе выбрана схема «интегрального» крыла (рис. 1),

состоящего из прямоугольного центроплана 300×300 мм с профилем 15 % толщины и прямоугольных в плане консолей. На концах консолей могут устанавливаться КУ в виде прямоугольных пластин, положение которых относительно плоскости хорд консолей может варьироваться.

Прямоугольные формы в плане и плоские торцы центроплана настоящей модели выбраны как исходные варианты, пригодные для исследований по оптимизации аэродинамических характеристик путем изменения взаимного расположения элементов и их размеров. В частности, размах каждой консоли является переразмеренным и может служить в дальнейших исследованиях как крайняя точка для сравнений.

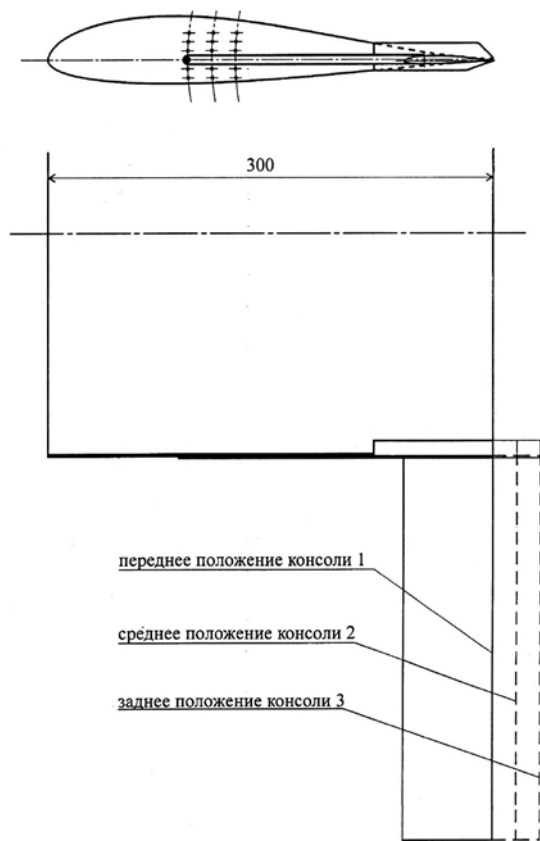


Рис. 1. Схема интегрального крыла

Выбор профилей центроплана и консолей выполнялся в соответствии с предполагаемым диапазоном малых скоростей в диапазоне чисел $Re \sim 6 \cdot 10^4 \div 2 \cdot 10^5$ с помощью расчетной методики для малых чисел Re . Методика и результаты выбора подробно излагаются в следующем разделе. Критерием выбора профиля центроплана являлось

условие отсутствия момента при нулевой подъемной силе (для облегчения дальнейшей балансировки), а для консолей — максимальное качество.

МЕТОД РАСЧЕТА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОФИЛЕЙ ПРИ МАЛЫХ ЧИСЛАХ РЕЙНОЛЬДСА

При проектировании несущих поверхностей одной из основных задач является выбор аэродинамических профилей. При этом необходимо располагать надежными экспериментальными характеристиками профилей, соответствующими полетным числам Re . Кроме того, необходимо иметь возможность оценивать характеристики модифицированных профилей и/или проводить работы по проектированию профилей с желательными характеристиками. Соответственно, в распоряжении должны быть надежные расчетные методы, позволяющие оценивать аэродинамические характеристики профилей при малых числах Re с точностью, сопоставимой с точностью трубных экспериментов.

При разработке алгоритмов и программ расчета течений вокруг профиля при малых неавтономных числах Re необходимо учитывать наличие так называемых ламинарных отрывных пузырей, разделяющих ламинарную и турбулентную зоны течений. В настоящее время для этого используются два подхода. Один из них заключается в численном решении полных уравнений Навье–Стокса, осредненных по Рейнольдсу, при другом невязкое течение во внешнем поле дополняется рассмотрением вязкого течения в пограничном слое около профиля.

Преимуществом первого подхода является его универсальность, т.е. применимость для расчета тел самой произвольной формы с большими зонами отрывных течений. По сравнению со вторым подходом он является методом более высокого порядка точности и содержит минимум эмпирических констант или предположений, используемых в замыкающих соотношениях так называемых моделей турбулентности. Этот подход является более перспективным и, несомненно, подлежит дальнейшему развитию. Достаточно серьезным препятствием

его применению в процессе проектирования является его значительная трудоемкость, требующая существенных вычислительных ресурсов и времени в применении к малым неавтономным числам Re , как показано в работе [4], необходима коррекция метода для уточнения положения точки начала ламинарного отрыва, оказывающего значительное влияние на конечные результаты расчета.

Для расчета плоских течений вокруг профиля подход с использованием пограничного слоя позволяет получать характеристики заметно быстрее по сравнению с первым подходом при сопоставимой точности и является более предпочтительным. При этом точность полученных результатов во многом зависит от использованных математических моделей как ламинарного, так и турбулентного пограничных слоев, а также от алгоритма определения точки перехода. Эти модели должны адекватно описывать течение в пузыре ламинарного отрыва, который вносит большой вклад в сопротивление профиля. Надежность определения точки перехода также чрезвычайно важна, так как эта точка определяет размеры отрывного пузыря и связанные с ними потери.

В настоящее время известно несколько программ расчета профилей при малых числах Рейнольдса на основе решения уравнений пограничного слоя. В этом ряду заметное место занимает программа XFOIL, получившая широкое распространение и признание среди разработчиков низкоскоростных профилей. Автором этой программы является М. Дрела. Одна из последних версий программы доступна через интернет [2].

В качестве описания программы XFOIL в литературе чаще всего указывается работа [1]. Вместе с тем М. Дрела является одним из авторов программы ISES [5] расчета трансзвукового обтекания профиля с учетом вязкости, в которой используется аналогичный с XFOIL, подход к расчету пограничного слоя.

Для моделирования невязкого течения во внешнем поле контур профиля представляется набором отрезков-панелей, на каждой из которых располагается вихревой

слой с интенсивностью, меняющейся линейно по длине панели (панельный метод второго порядка точности). Влияние пограничного слоя на внешнее течение учитывается увеличением толщины профиля на толщину вытеснения пограничного слоя. В свою очередь, увеличение толщины моделируется выдувом с поверхности профиля, т.е. слоем источников соответствующей интенсивности, располагаемых на панелях.

Для определения параметров пограничного слоя используется интегральный метод, в котором по длине слоя решаются два уравнения: для толщины потери импульса и для форм-параметра профиля кинетической энергии. Как утверждается в [5], только при использовании методов с двумя уравнениями можно адекватно описать тонкие отрывные области около профиля. Методы, в которых решается одно уравнение, непригодны для описания отрывных течений, так как они однозначно связывают форм-параметр с местным градиентом давления, тогда как на самом деле в отрывных течениях эта связь неоднозначна.

Для замыкания уравнений пограничного слоя при интегральном подходе в ламинарной области используется однопараметрическое семейство профилей скорости Фокнера-Скэн. В турбулентной области необходимые соотношения получаются на основе формул Своффорда [6] для поверхностного трения и профилей скорости.

Турбулентная спутная струя за профилем представляется в виде комбинации двух пограничных слоев, в которой коэффициент трения на «стенке» полагается равным нулю. Траектория спутной струи определяется из расчета невязкого обтекания профиля без пограничного слоя, фиксируется и в процессе расчетов методом последовательных приближений не уточняется.

Для определения точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный используется линейная теория гидродинамической устойчивости пограничного слоя (уравнение Ора-Зоммерфельда). Это известный метод e^N , в котором предполагается, что переход происходит, когда наиболее неустойчивая волна Толмина-Шлихтинга в пограничном слое усиливается в опреде-

ленное число раз. Обычно в качестве такой степени усиления принимается $e^9 \approx 8100$, т.е. берется $N=9$. Для подсчета степени усиления возмущений используется дифференциальное соотношение, связывающее скорость роста показателя N вдоль пограничного слоя $dN/d\xi$ с форм–параметром семейства профилей скорости Фокнера–Скэн. Это соотношение дискретизируется в соответствии расчетной сеткой и, таким образом, N можно рассматривать как еще один параметр пограничного слоя, определяемый в ходе итерационного решения задачи.

Полученная в результате нелинейная система уравнений решается итерационным методом Ньютона. При этом в итерациях одновременно участвуют и уравнения, описывающие невязкое течение, и уравнения пограничного слоя. Такой подход дает очень устойчивую вычислительную процедуру и имеет преимущество перед методами, когда на каждой итерации задачи в вязкой и невязкой областях решаются отдельно, после чего между ними происходит обмен информацией по выбранному автором правилу.

Программа XFOIL располагает большим количеством полезных вспомогательных функций, обеспечивающих подготовку и модификацию геометрии профиля, а также графический вывод результатов расчетов в виде поляр, эпюр давления, графиков изменения параметров пограничного слоя. Программа позволяет проектировать и модифицировать профили на основе решения полной или частичной обратной задачи. Некоторые из этих возможностей были использованы в процессе работ по выбору профилей для созданной в рамках настоящей работы экспериментальной модели микро-БПЛА.

ПАРАМЕТРИЧЕСКИЕ РАСЧЕТЫ ПО ВЫБОРУ ПРОФИЛЕЙ ДЛЯ МИКРО-БПЛА

Для снижения аэродинамических потерь на балансировку у аппаратов, выполненных по схеме «летающее крыло», желательно применение профилей, имеющих малый продольный аэродинамический момент при нулевой подъемной силе. Такие профили

называются безмоментными. К ним относится и профиль S5010, спроектированный М. Селигом специально для малых чисел Re . Координаты этого профиля, а также экспериментальные аэродинамические характеристики при малых числах Рейнольдса приведены в [7].

Профиль имеет относительную толщину $c=9,83\%$ относительно хорды профиля и вогнутость $f=2,22\%$, средняя линия профиля имеет S-образную форму, характерную для безмоментных профилей.

С помощью программы XFOIL были выполнены расчеты обтекания профиля S5010. При этом поверхность профиля разбивалась на 280 панелей, максимальное число для программы XFOIL, а значение показателя N в критерии e^N перехода принималось равным 9, что соответствует уровню турбулентности потока в средней аэродинамической трубе. Такое же число панелей и значение N использовались во всех остальных расчетах, описанных в настоящей работе.

Расчеты исходного профиля S5010 проводились для чисел Рейнольдса 60000, 100000, 200000 и 300000. Полученные характеристики в сравнении с экспериментальными данными [7] приведены на рис. 2. Продольный момент измерялся относительно четверти хорды.

Графики на рис. 2 показывают, что расчетные характеристики сопротивления и подъемной силы удовлетворительно соответствуют экспериментальным данным, учитывая сложный характер течения в рассматриваемом диапазоне чисел Рейнольдса. Программа, как правило, завышает коэффициенты подъемной силы и несколько занижает сопротивление. Расчетные данные позволяют качественно оценить даже максимальный коэффициент подъемной силы, хотя он и получается завышенным по сравнению с экспериментом. При $Re \geq 100000$ форма поляры в расчете соответствует экспериментальной; при $Re=60000$ расчетная поляра не в полной мере отслеживает «провал» экспериментальной поляры в область больших коэффициентов сопротивления C_x в диапазоне C_y от 0,4 до 0,95.

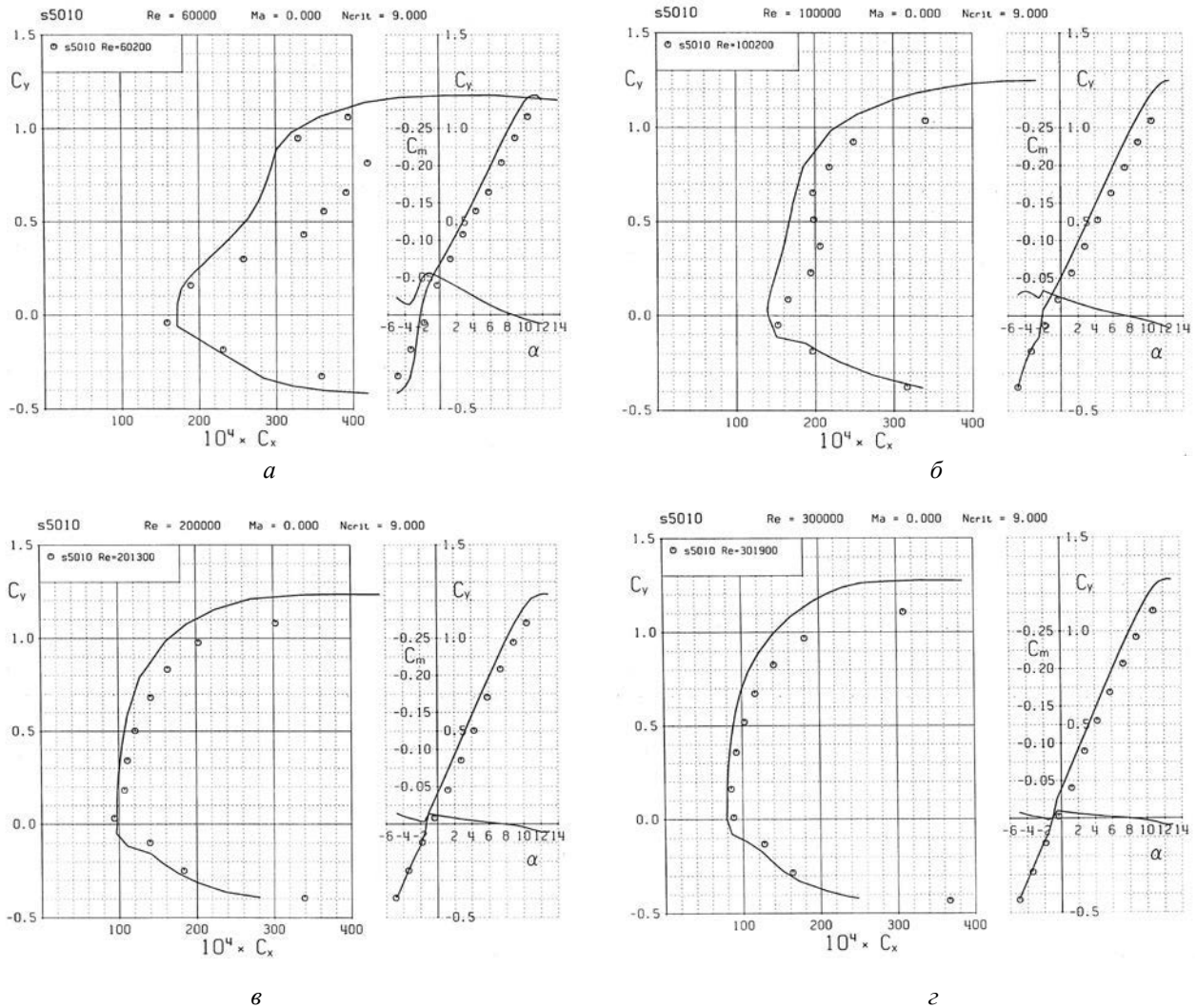


Рис. 2. Характеристики профиля S5010 при разных числах Re (сплошная линия – расчет, точки – эксперимент): а – $Re=60200$; б – $Re=100200$; в – $Re=201300$; г – $Re=301900$

Расчеты показывают, что при $Re=200000$ и выше коэффициент продольного момента C_m мал (для $Re=200000$ $C_y=0$ достигается при угле атаки $\alpha=-1,3^\circ$, и при этом $C_m=-0,008$, что соответствует оценкам, приведенным в [7]). Это подтверждает, что профиль соответствует требованиям безмоментности. В то же время при $Re=100000$ и особенно при $Re=60000$ у профиля появляется заметный пикирующий момент при $C_y=0$, т.е. свойство безмоментности теряется.

Для проверки возможностей программы XFOIL и иллюстрации того, что дает S-образность средней линии были выполнены расчеты модифицированного профиля. Модификация заключалась в том, что на верхней поверхности вогнутый участок в хвостовой части профиля S5010 был заменен прямолинейным отрезком. Полученный

модельный профиль был назван S5010 lin. Его характеристики при $Re=200000$ в сравнении с исходным профилем S5010 приведены на рис. 3.

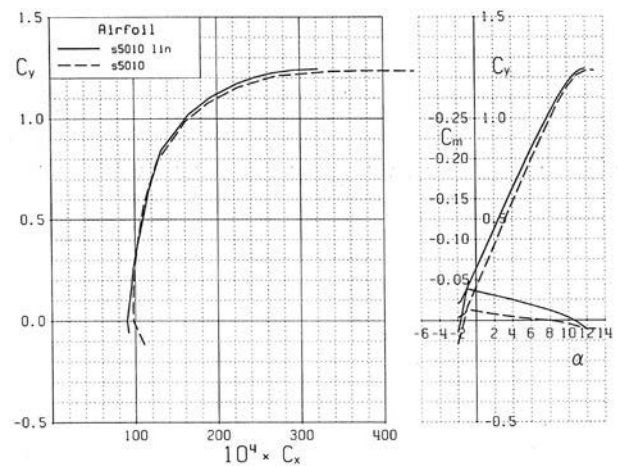


Рис. 3. Характеристики профиля S5010 и S5010 lin

Сравнение поляр показывает, что модифицированный профиль имеет несколько меньшее сопротивление в областях больших и малых значений коэффициента подъемной силы, в то же время он имеет заметно больший по величине момент на пикирование при $C_y=0$ по сравнению с исходным. Можно сказать, что именно за счет ухудшения моментной характеристики удалось получить улучшение поляры. Таким образом, проведенные расчеты и сравнение с экспериментальными данными показали пригодность программы XFOIL для оценки характеристик профилей при малых числах Рейнольдса.

Недостатком профиля S5010 является его небольшая толщина $s=9,83\%$, не позволяющая иметь внутри крыла достаточный объем для размещения нагрузки. Поэтому естественным шагом была попытка модифицировать профиль, сохранив форму его средней линии и увеличив толщину до 15%. Эта модификация была выполнена средствами программы XFOIL. Расчеты для $Re=200000$ показали, что при $C_y=0$ ($\alpha=-0,8^\circ$) продольный момент профиля $C_m=+0,0039$, т.е. сохранение формы средней линии позволило сохранить свойство безмоментности.

Для увеличения технологичности изготовления модели было решено немного ослабить это свойство, нарастив толщину в хвостовой части (максимально – на 0,2%) на верхней поверхности. При этом немного уменьшилась вогнутость верхней поверхности и, соответственно, S-образность средней линии. У полученного таким способом профиля при $Re=200000$ нулевая подъемная сила достигается при $\alpha=-0,93^\circ$, и при этом $C_m=-0,0006$, а поляр немного сдвигается в область меньших C_x и больших C_y . Этот профиль был назван S5010 15mod, его расчетные характеристики для $Re=200000$ приведены на рис. 4.

Сравнение характеристик профиля S5010 15mod с исходным профилем S5010 для $Re=200000$ показывает, что платой за увеличение толщины явилось увеличение сопротивления ($C_{x\ min}$ увеличился с 0,0097 до 0,0120, т.е. на 23%). Вместе с тем у профиля, видимо, увеличится максималь-

ный коэффициент подъемной силы (расчет показывает данную тенденцию).

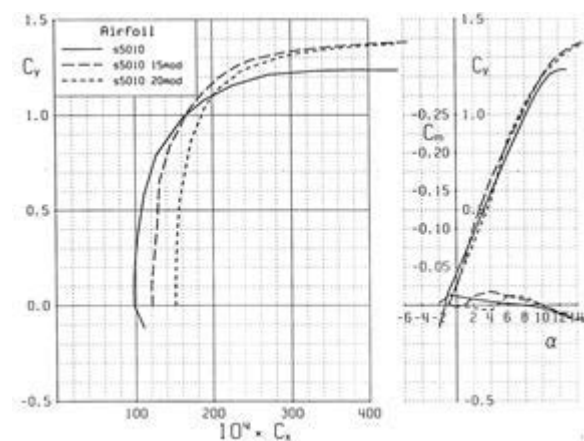


Рис. 4. Характеристики профилей S5010, S5010 15mod, S5010 20mod

Для использования в микро-БПЛА представляет интерес и вариант профиля S5010 с толщиной 20%. Как и в предыдущем случае, у исходного профиля S5010 была увеличена толщина с сохранением средней линии, после чего была немного уменьшена S-образность. В результате при $Re=200000$ профиль имеет $C_m=-0,0007$ при $C_y=0$ ($\alpha=0,9^\circ$). Этот профиль был назван S5010 20mod, его расчетные характеристики для $Re=200000$ приведены на рис. 4.

По сравнению с профилем S5010 15mod, увеличение толщины до 20% привело к росту $C_{x\ min}$ с 0,0120 до 0,0151, т.е. на 26%, а величина максимального коэффициента подъемной силы осталась на том же уровне.

Для удобства сравнения, характеристики трех профилей S5010, S5010 15mod и S5010 20mod представлены вместе на рис. 4. Сравнивая эти три профиля, можно прийти к выводу, что профиль толщиной 15% имеет перед исходным профилем конструктивное преимущество, позволяющее увеличить внутренний объем крыла, а по сравнению с профилем толщиной 20% он имеет лучшие аэродинамические характеристики. Поэтому именно профиль S5010 15mod был выбран для крыла продувочной модели микро-БПЛА.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В ходе данной работы было осуществлено проектирование модели микро-БПЛА, для последующего изготовления и испытания модели в аэродинамической трубе.

Освоена программа расчета обтекания профилей крыла, позволяющая получать их достоверные характеристики при малых числах Рейнольдса и проводить предпроектные расчеты по выбору профилей крыльев микро-БПЛА.

Выбрана компоновка для изготовления экспериментальной модели микро-БПЛА схемы «летающее крыло» простой и технологичной конструкции, что в совокупности с выбранным способом параметризации компоновки позволит существенно влиять на аэродинамические характеристики.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Drela M.** XFOIL: An analysis and design system for low Reynolds number airfoils. - edited by T. J. Mueller: Low Reynolds number aerodynamics, Lecture Notes in Engineering. Vol. 54. Springer Verlag, New York, 1989. Pp. 1-12.
2. **XFOIL.** Subsonic Airfoil Development System. URL: <http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>
3. **Улучшение** аэродинамических характеристик самолета-амфибии с глиссирующим крылом средствами местной аэродинамики / А. Б. Айрапетов и др. // Гидроавиасалон-2000: III Междунар. научная конф. по гидроавиации (Геленджик, 6-10 сент., 2000): сб. докладов III Междунар. научной конф. по гидроавиации. М., 2000. С. 144-149. [А. В. Airapetov, et al., "Improvement of aerodynamic characteristics of amphibious aircraft with gliding wing by means of local aerodynamics", (in Russian), in Proc. 3rd Int. hydrodynamic conference "Gidroviasalon-2000", Gelendzhik, September 6-10, 2000, pp.144-149.]
4. **Radespiel R., Windte J.** Numerical simulation of laminar separation bubbles with RANS solutions. - RTO / AVT-104 / VKI Lecture Series: Low Reynolds Number Aerodynamics on Aircraft. 24-28 November 2003, Brussels, Belgium. Pp. 1-23.
5. **Drela M., Giles M. B.** Viscous-inviscid analysis of transonic and low Reynolds number airfoils. // AIAA Journal, V. 25, no. 10, pp. 1347-1355, 1987.
6. **Swafford T. W.** Analytical approximation of two-dimensional separated turbulent boundary-layer velocity profiles. // AIAA Journal. V. 21, pp 923-926, 1983.
7. **Summary** of low speed airfoil data / M. S. Selig, et. al. Vol. 2. Soa1 Tech 1Publ1cat1ons. Virginia Beach, Virginia. - April 1996. P. 252.
8. **Summary** of low speed airfoil data. Vol. 1. / M. S. Selig, et. al. // Soar Tech Publications. Virginia Beach, Virginia. June 1995. P. 292.

ОБ АВТОРАХ

АЙРАПЕТОВ Александр Борисович, канд. физ.-мат. наук, начальник отдела №1 НИО-12 ЦАГИ (МФТИ, 1973). Приэкранная аэродинамика, теоретическая и прикладная аэрогидродинамика, аэродинамический эксперимент.

КАТУНИН Андрей Владимирович, ведущий инженер отдела №1 НИО-12 ЦАГИ (МФТИ, 2006). Приэкранная аэродинамика, аэродинамический эксперимент, вычислительная аэродинамика.

ТИМЕРБУЛАТОВ Алексей Мухамметович, научный сотрудник отдела №1 НИО-12 ЦАГИ (МАИ, 1985). Приэкранная аэродинамика, дозвуковая аэродинамика самолета, вычислительная аэродинамика.

METADATA

Title: Aerodynamic design of a multi-purpose micro-UAV airframe.

Authors: A. B. Airapetov¹, A. V. Katunin², A. M. Timerbulatov³

Affiliation: Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI), Russia.

Email: ¹ air-aero@mail.ru, ² katunin_a_v@rambler.ru, ³ alexeytimer@gmail.com

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 23, no. 2 (84), pp. 81-89, 2019. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The rationale for the selection and aerodynamic design of the micro-UAV model are considered. The method principles for calculating the aerodynamic characteristics of the wing profile at low Reynolds numbers are presented. Design calculations of profiles for the created model are carried out.

Key words: micro-UAV; aerodynamics; low Reynolds numbers; flying wing.

About authors:

AIRAPETOV, Alexander Borisovich, Postgrad. (PhD) Student, Dept. of Automated Systems. Master of Technics & Technology (UGATU, 2010).

KATUNIN, Andrey Vladimirovich, Prof., Dept. of Automated Systems. Dipl. Radiophysicist (Voronezh State Univ., 1975). Dr. of Tech. Sci. (UGATU, 1995).

TIMERBULATOV, Alexey Mukhammetovich, Prof., Dept. of Automated Systems. Dipl. Radiophysicist (Voronezh State Univ., 1975). Dr. of Tech. Sci. (UGATU, 1995).