Об особенностях аэродинамики

малоразмерного летательного аппарата нормальной схемы

Воронич И.В.^{1*}, Колчев С.А.^{2**}, Панчук Д.В.^{3***}, Песецкий В.А.^{4****}, Силкин А.А.^{5*****}, Ткаченко В.В.^{6******}, Нгуен Тхань Тунг^{6******}

¹Вычислительный центр им. А.А. Дородницына РАН, ул. Вавилова, 40, Москва, 119333, Россия

²Компания «ИНРЕА», Кронштадский бульвар, 39, корп. 1, Москва, 125499, Россия ³Компания «Кронштадт», проспект Малый В.О., 54, корп. 4, Санкт-Петербург, 199178, Россия

⁴Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского, ул. Жуковского, 1, Жуковский, Московская область, 140180,

Россия

⁵Научный центр прикладной электродинамики, Рижский проспект, 26, Санкт-Петербург, 190103, Россия

⁶Московский физико-технический институт, Институтский пер. 9, Долгопрудный, Московская область, 141701, Россия

*e-mail:i.voronich@yandex.ru

**e-mail:sakolchev@gmail.com

***e-mail:uas-1@mail.ru

****e-mail:pesetskiyva@gmail.com

*****e-mail:silkin-a-a@yandex.ru

******e-mail:vtkachenko52@yandex.ru

******e-mail:thanhtung.tccn@gmail.com

Статья поступила 06.12.2019

Труды МАИ. Выпуск № 109 Аннотация

В работе представлены результаты экспериментальных и расчетных исследований обтекания модели малоразмерного аппарата нормальной схемы в диапазоне чисел $Re=2 \div 8 \times 10^5$. Рейнольдса Экспериментальные исследования проведены В аэродинамической трубе Т-102 ЦАГИ на полной модели и на комбинации «фюзеляж-крыло» с учетом и без учета оперения и с акцентом на эффективность управления. Расчетное исследование выявило существенную органов роль ламинарно-турбулентного перехода в виде «ламинарного пузыря» на верхней поверхности крыла по всему его размаху. Визуализация обтекания показала возможности улучшения локальной аэродинамики модели. В расчете И эксперименте было достигнуто удовлетворительное согласие основных силовых и моментных характеристик полной конфигурации для докритических углов атаки.

Ключевые слова: аэродинамика, малоразмерный летательный аппарат, поле течения, ламинарно-турбулентный переход.

Введение

Востребованность малоразмерных беспилотных летательных аппаратов (МБЛА), предназначенных для применения в полевых условиях, ставит комплекс задач, связанных с аэродинамикой и динамикой полета таких аппаратов [1 - 4]. Особенности режимов обтекания МБЛА определяются тем, что такие аппараты имеют небольшие размеры (хорда крыла 0,2 - 0,5 м) и летают со скоростью 15 - 50 м/с. Соответствующие числа Рейнольдса Re лежат в диапазоне $2 \times 10^5 - 1,5 \times 10^6$.

Труды МАИ. Выпуск № 109 DOI: 10.34759/trd-2019-109-8 Такие режимы обтекания характеризуются слабым влиянием сжимаемости и значительным влиянием ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП) на крыле [5].

В настоящее время в связи с нехваткой надежных и достаточно полных данных актуальны расчетно-экспериментальные исследования для изучения полей течения, получения аэродинамических характеристик (АДХ) и построения моделей динамики МБЛА [6 – 10].

В настоящей работе представлены результаты экспериментальных И расчетных исследований обтекания модели МБЛА нормальной аэродинамической схемы, созданной на основе модификации действующего прототипа. Цели экспериментального исследования: определение АДХ полной модели и ее составных частей, влияния на них числа Re, исследование эффективности органов управления. Экспериментальные исследования проведены в аэродинамической трубе Т-102 ЦАГИ [11] на полной модели и на комбинации «фюзеляж-крыло» при отсутствии и наличии горизонтального оперения (ГО) и/или вертикального оперения (ВО) и, для полной модели, при различных углах отклонения органов управления. Испытания проводились при скоростях потока 10÷55 м/с, степени турбулентности набегающего потока 0,4% при свободном переходе пограничного слоя на поверхности модели. Изучалось влияние числа Рейнольдса Re, углов атаки α и скольжения β, углов отклонения органов управления φ. Диапазон углов атаки α=-5÷40° при прямом и обратном ходе, диапазон углов скольжения β =-20÷20°. Диапазон чисел Рейнольдса по САХ крыла $Re=2 \div 8 \times 10^5$.

DOI: 10.34759/trd-2019-109-8

Расчетное исследование проводилось на основе осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса с замыканием по модели турбулентности с учетом ЛТП $SST+\gamma Re_{\theta}$ [12]. При рассматриваемых условиях ламинарно-турбулентный переход на крыле происходит в варианте ламинарного отрыва на верхней поверхности крыла с последующим турбулентным присоединением («ламинарный пузырь») [5]. Такие течения не могут описываться в рамках моделей, разработанных для развитых турбулентных потоков, поэтому необходимо привлечение современных моделей ЛТП и экспериментальная проверка полученных данных [6, 9].

1 Экспериментальные исследования

Экспериментальные исследования проводились в аэродинамической трубе Т-102 ЦАГИ на модели в масштабе 1:2, изготовленной в НИО-2 ЦАГИ по 3D САDпроекту, разработанному на ФАЛТ МФТИ (Рисунок 1). Длина модели *L*=1,15 м, размах крыла *l*=1,5 м, площадь крыла $S_{\rm kp}$ =0,305 м², удлинение крыла λ =7,4, средняя аэродинамическая хорда (САХ) крыла $b_{\rm A}$ =0,21 м, профиль крыла ЦАГИ 731 [13] с относительной толщиной 10%. Корневая хорда крыла установлена под углом 3° относительно строительной горизонтали фюзеляжа (СГФ), крутка консолей крыла нулевая. Угол поперечного "V" крыла равен 3°. В концевых частях крыла находятся отклоняемые элероны с площадью S_{3n} =0,1 $S_{\rm kp}$ и хордой b_{3n} =0,25 $b_{\rm A}$. Элероны могут отклоняться на угол в пределах δ_{3n} =±30° с произвольным шагом. Однокилевое вертикальное оперение имеет площадь $S_{\rm B0}$ =0,047 $S_{\rm kp}$ (с учетом только площади самого ВО), среднюю аэродинамическую хорду $b_{\rm AB0}$ =0,11 м, удлинение $\lambda_{\rm B0}$ =1,27, Труды МАИ. Выпуск № 109 DOI: 10.34759/trd-2019-109-8 плечо $L_{во}$ =0,657 м ($L_{во}$ измеряется от сечения 0,25 b_A до сечения 0,25 b_{Abo}). Профиль вертикального оперения NACA 0015. Руль направления отсутствует.

Горизонтальное оперение имеет площадь $S_{ro}=0,227S_{kp}$ (с учетом только площади консолей ГО), среднюю аэродинамическую хорду $b_{Aro}=0,135$ м, удлинение $\lambda_{ro}=1,77$, плечо $L_{ro}=0,638$ м (L_{ro} измеряется от сечения $0,25b_A$ до сечения $0,25b_{Aro}$). Профиль горизонтального оперения NACA0009. Площадь руля высоты $S_{pb}=0,23S_{ro}$.

Поперечные сечения фюзеляжа близки к прямоугольным в центральной части и к эллиптическим в носовой и концевой частях. Условное положение центра масс (расстояние от носка модели до сечения $0,25b_A$) $x_T=0,412$ м, $y_T=0$, отсчет от СГФ.



Рисунок 1. Модель МБЛА

Аэродинамическая труба Т-102 ЦАГИ [11] имеет открытую рабочую часть длиной 4 м, воздух в которую поступает из сопла эллиптического сечения с осевыми

Труды МАИ. Выпуск № 109 DOI: 10.34759/trd-2019-109-8 размерами 4 м на 2,33 м. Равномерность поля течения в рабочей части контролируется внутри прямоугольника размером $3,2\times1,2$ м, отстоящего от среза сопла на расстоянии 1,5 м и характеризуется максимальными отклонениями от средних: по скоростным напорам ±1%, по скосам потока в вертикальной плоскости ± 0,3°, по скосам потока в горизонтальной плоскости ± 0,5°. Изменение коэффициента статического давления C_p вдоль оси рабочей части незначительно: $dC_p/dx=0,0008$ 1/м. Уровень интенсивности входной турбулентности потока составляет 0,4% при скоростях более 20 м/с.

Крепление модели осуществляется с помощью шарнирных соединений в двух передних (консоли крыла) и задней (плоскость симметрии) точках. Модель при испытаниях находится в перевернутом положении в соответствии с принятой схемой измерений. Измерения сил и моментов проводились с помощью электромеханических шестикомпонентных весов. В результаты измерений вносились поправки на блокинг-эффект, влияние границ потока, а также моменты и собственное сопротивление ленточной подвески.

Фото модели в рабочей части АДТ Т-102 приведено на Рисунке 2. При расчете аэродинамических коэффициентов значения сил отнесены к скоростному напору q и площади $S_{\rm kp}$, плечом коэффициента момента тангажа $m_{\rm za}$ выступает САХ крыла $b_{\rm A}$. Коэффициенты моментов крена и рыскания $m_{\rm xa}$ и $m_{\rm ya}$ имеют плечом размах крыла l.

Аэродинамические характеристики в рассматриваемых условиях слабо чувствительны к числу Рейнольдса при Re=7÷8×10⁵, гистерезисные явления при указанных числах Re практически не проявляются.



Рисунок 2. Экспериментальная модель МБЛА в АДТ Т-102

На Рисунке 3 приведены экспериментальные АДХ полной модели (ПМ) $C_{xa}(\alpha), C_{ya}(\alpha), m_{za}(\alpha), K(\alpha)$ при Re = 8×10⁵. В окрестности максимума C_{ya} ведет себя без резких изменений, что говорит о постепенном развитии отрыва. Максимум значения аэродинамического качества K=21 находится в диапазоне $\alpha=1\div3^{\circ}$.

На Рисунках 4, 5 и 6 приведены семейства АДХ при различных отклонениях органов управления. При отклонении элеронов на углы $\varphi=20\div30^\circ$ наблюдается выраженный срывной характер обтекания в районе $C_{ya \max}$ (Рисунок 4) с падением аэродинамического качества *K* за счет роста C_{xa} . На закритических углах атаки m_{za} и *K* слабо подвержены влиянию угла отклонении элеронов φ . На докритических углах атаки.

DOI: 10.34759/trd-2019-109-8







 $C_{xa}(\alpha) - \mathbf{a}), C_{ya}(\alpha) - \mathbf{b}), m_{za}(\alpha) - \mathbf{b}), K(\alpha) - \mathbf{c})$

0

4

-4

-8

8

B)

12

16

20

DOI: 10.34759/trd-2019-109-8

12

16

20

8

24 a 28



-8

4

0

4

Рисунок 4. Экспериментальные АДХ: $C_{xa}(\alpha) - a$), $C_{ya}(\alpha) - b$), $m_{za}(\alpha) - b$), $K(\alpha) - \Gamma$)

24 a 28

Re=8×10⁵, симметричное отклонение элеронов

-0.6

-0.8 -

-8

_4

0

4

8

в)

12

16

20

DOI: 10.34759/trd-2019-109-8





-0.07

-0.08

-0.1

-6 -4 -2 0 2 4 6

24 α 28

15/-15

8 10

г)

12 14 16 18 α 20

Re=8×10⁵, антисимметричное отклонение элеронов

DOI: 10.34759/trd-2019-109-8



Рисунок 6. Экспериментальные АДХ: $C_{ya}(\alpha) - a$), $m_{za}(\alpha) - b$) Re=8×10⁵, отклонение руля высоты

Элероны эффективны в продольном канале при углах отклонения $\phi < 10^{\circ}$. Отклонение элеронов слабо влияет на C_{ya} и m_{za} и приводит к существенному увеличению C_{xa} . Эффективность элеронов по крену сохраняется во всем исследованном диапазоне углов атаки, резко уменьшаясь при углах атаки $\alpha \ge 11^{\circ}$ (Рисунок 5). Эффективность руля высоты сохраняется во всем исследованном диапазоне углов атаки (Рисунок 6).

АДХ модели с неотклоненными органами управления при Re=5÷8×10⁵ могут быть характеризованы максимальным коэффициентом подъемной силы $C_{ya \max}$ =1,2 при α =10÷12°; коэффициентом сопротивления при нулевой подъемной силе C_{xa0} =0,017; максимальным аэродинамическим качеством K_{\max} =21 при C_{ya} =0,5.

DOI: 10.34759/trd-2019-109-8

Исходя из полученных зависимостей можно сказать, что модель обладает продольной, путевой и поперечной статической устойчивостью и достаточной эффективностью органов управления при докритических углах атаки во всем диапазоне эксплуатационных центровок.

2 Расчетное исследование

2.1 Моделирование течений при умеренных числах Рейнольдса

Обтекание при числе Рейнольдса до 1 млн характеризуется заметным влиянием ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП), поэтому такие режимы не могут описываться моделями, разработанными для развитых турбулентных течений [5].

Расчетное исследование проводилось путем численного решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса с замыканием по модели турбулентности с учетом ЛТП SST+ γ -Re $_{\theta}$ в диапазоне углов атаки α =-5÷12,5° при Re=8×10⁵.

Модель SST (shear stress transport) комбинирует две модели для расчета турбулентных течений: в вязком подслое и логарифмическом слое используется k- ω модель, во внешней части – k- ε модель в k- ω формулировке. Модель γ -Re_{θ} для описания ЛТП строится на двух дополнительных уравнениях переноса для перемежаемости γ и числа Рейнольдса по толщине потери импульса Re_{θ}, поэтому называется γ -Re_{θ} моделью [12]. При этом модель ЛТП входит в модель SST только в уравнение для k, в котором функции источников и стоков регулируются перемежаемостью γ_{eff} : Значение γ_{eff} , при котором начинается ЛТП, и длина области

DOI: 10.34759/trd-2019-109-8

ЛТП зависят от числа Рейнольдса Re₀ и находятся из соответствующих уравнений переноса с использованием набора коэффициентов и соотношений, предложенных по результатам экспериментальных исследований.

2.2 Геометрическая модель для расчетного исследования

Геометрическая модель МБЛА была создана в масштабе 1:2 в виде 3D CADпроекта и изготовлена в НИО-2 ЦАГИ, исходным источником данных по геометрии аппарата. Масштабирование осуществлялось являлись чертежи ПО длине, измеренной вдоль строительной оси аппарата. В качестве профилей крыла, горизонтального и вертикального оперения использованы профили ЦАГИ 731, NACA 0009 и NACA 0015 соответственно. Также в связи с недостатком данных о форме законцовок крыла и оперения и данных о соединении вертикального оперения с фюзеляжем, эти геометрические параметры выбирались исходя из требований гладкости поверхности и соображений удобства изготовления модели. Геометрическая модель МБЛА состоит из кока, капота, фюзеляжа, крыльев, зализа между фюзеляжем и крыльями, горизонтального оперения, вертикального оперения.

С целью облегчения и повышения точности сборки модели в опытном производстве, при построении модели фюзеляжа были использованы упрощенные формы. В проекции «Вид сверху» были использованы прямые линии, ограничивающие фюзеляж. Благодаря этому необходимое количество сечений было уменьшено: для построения хвостовой части фюзеляжа используется два сечения вместо четырех. Соединение BO с фюзеляжем выполнено в виде продолжения BO до поверхности фюзеляжа. Закругление крыла выполнено за счет поворота фрагментов профиля И построения сглаживающих поверхностей между

DOI: 10.34759/trd-2019-109-8

полученными сечениями с использованием направляющих. Крыло установлено под углом 3° по отношению к СГФ и имеет V-образность 3°. Поворот выполнен относительно точки в носке профиля в сечении, по которому происходит соединение правого и левого крыла. Эта же точка используется для определения места соединения крыла и фюзеляжа. Зализ начинается на уступе, образующем выемку для крыльев на реальном аппарате, и заканчивается на верхней поверхности крыльев. В боковых сечениях линия внешней поверхности зализа направлена по касательной к поверхности крыла.

Модель аппарата, предназначенная для использования расчетном В исследовании, аналогична описанной. В нее внесены незначительные изменения, которые облегчают построение трехмерной расчетной сетки и проведение расчета: задние кромки крыла, горизонтального и вертикального оперения и фюзеляжа имеют нулевую толщину; в зоне пересечения нижней поверхности крыла и фюзеляжа, где они образуют острый угол, вдоль линии пересечения сделана скругляющая фаска радиусом 0,5 мм. Для упрощения расчетной задачи был полностью устранен зазор между фюзеляжем и горизонтальным оперением, который создавал уступы в хвостовой части аппарата. Описанные модификации облегчают расчетное исследование, в то же время геометрическая модель соответствует всем основным параметрам исходной модели.

2.3 Расчетная сетка

Построение расчетной сетки проводилось с учетом геометрических особенностей модели и физических особенностей течения. Тип построенной сетки – гибридная, она содержит структурированные и неструктурированные блоки. Подход

Труды МАИ. Выпуск № 109 DOI: 10.34759/trd-2019-109-8 продиктован соображениями гибкости и геометрическими особенностями, так что структурированные блоки строятся только в наиболее ответственных зонах.

Вокруг наиболее важных элементов крыла, вертикального И горизонтального оперения построены С-сетки с учетом развития вязких следов и соблюдения требования $y^+ < 1$ (Рисунок 7), поскольку на этих поверхностях особенно важно качество аппроксимации геометрической формы и разрешение течения в пограничном слое и в зонах отрыва потока. В этих местах на хорду профиля приходится 200 узлов, сетка имеет сгущение к носку и к задней кромке профиля. На всей поверхности аппарата, включая крыло, вертикальное и горизонтальное оперение, построены структурированные блоки, содержащие 30 слоев пристенных элементов, высота первого слоя 1 мкм. Исключение составляют поверхности законцовки крыла, которые представлены неструктурированной сеткой.

Поверхностная сетка аппроксимирует форму модели аппарата с точностью ~0,1 мм. Аналогичный критерий использовался при производстве модели аппарата для проведения экспериментального исследования. Помимо описанных, при построении поверхностной и объемной расчетных сеток использовались традиционные критерии качества расчетной сетки – ограничение по минимальному (максимальному) углу грани элемента и по вытянутости элемента. Размеры поверхностных ребер составили от 1 до 7 мм. Предварительная верификация расчетной модели проводилась при вариации подробности расчетной сетки.

При определении габаритов расчетной области (имеет форму параллелепипеда) в качестве характерного размера выбрана длина модели аппарата.

DOI: 10.34759/trd-2019-109-8

Габариты расчетной области: ~5 размеров вверх по потоку и по ~10 размеров во всех остальных направлениях.

Расчетная сетка полумодели содержит из 13,5 млн. элементов, из них: 8,7 млн. тетраэдров, 0,2 млн. пирамид, 0,5 млн. призм, 4,1 млн. гексоидов.



Рисунок 7. Вид расчетной сетки

2.4 Расчетная модель

В качестве модели, описывающей движение газа, принята система уравнений Навье-Стокса, осредненная по Рейнольдсу с замыканием по модели турбулентности SST, которая дополнена γ -Re₀ моделью ЛТП [12]. Рабочей средой является воздух, состояние которого описывается законом идеального газа с учетом зависимости коэффициентов динамической вязкости и теплопроводности от температуры при постоянном числе Прандтля Pr=0,72. Расчеты проводились для нормальных условий (p = 1 атм, T = 288,15 K), скорость набегающего потока V=56 м/с, диапазон углов Труды МАИ. Выпуск № 109 DOI: 10.34759/trd-2019-109-8 атаки $\alpha = -5 \div 12,5^{\circ}$, интенсивность турбулентности потока вблизи тела $T_u \cong 0,1\%$. Соответствующее число Рейнольдса Re = 8×10⁵.

На *входе* в расчетную область задается граничное условие, при котором поток втекает внутрь с заданным направлением к границе расчетной области, при этом фиксируются значения полного давления и параметров турбулентности. На боковой границе расчетной области задается граничное условие открытой границы, при котором поток может втекать и вытекать из расчетной области с заранее неизвестным направлением. На границе фиксируется статическое давление и используется условие равенства нулю градиентов остальных параметров. На задней границе расчетной области задается граничное условие выхода, при котором поток вытекает из расчетной области, на границе фиксируется среднее по площади статическое давление. На поверхности аппарата задается условие стенки, при котором в системе координат границы скорость потока равна нулю, тепловой поток также равен нулю (адиабатическая стенка). На плоскости симметрии задается условие симметрии, которое обеспечивает нулевой градиент параметров потока по нормали к границе и условие непротекания.

Поскольку процессы могут иметь нестационарный характер (при возникновении колебаний границ отрывной зоны), для интегрирования по времени применялись неявные методы первого и второго порядка точности и достаточно малый шаг интегрирования по времени (~10⁻⁴ с). Использовалась сохраняющая монотонность схема дискретизации пространственных производных условно второго порядка аппроксимации.

2.5 Анализ результатов расчета

На Рисунке 8 приведено поле коэффициента давления Cp в плоскости симметрии (а) и на верхней поверхности модели (б). На рисунке 9 а) представлены предельные линии тока на поверхности в области стыка крыльев с фюзеляжем. Имеется зона возвратно-циркуляционного течения в месте стыка, которую желательно устранить путем локальной модификации формы. На Рисунке 9 б) представлены также поле коэффициента трения $C\tau$ и предельные линии тока на верхней поверхности модели. На картине предельных линий тока видны границы «ламинарного пузыря» по всему размаху крыла. Протяженность «ламинарного пузыря» по всему размаху крыла. Протяженность «ламинарного пузыря» составляет 15÷20% хорды на крейсерском режиме. На большей части крыла эффекты трехмерности в силу его малой стреловидности слабы [14, 15].

Сравнение расчетных и экспериментальных данных по аэродинамическим характеристикам С_{ха}, С_{уа}, m_{za} для полной конфигурации с неотклоненными органами управления представлено на Рисунке 10. Согласие данных вполне удовлетворительное для докритических углов атаки с учетом точности Причинами расхождений быть экспериментальных данных. могут также геометрические отличия между расчетной и экспериментальной моделями и неконтролируемый ЛТП в эксперименте [16-18].

С точки зрения совершенствования аэродинамики МБЛА нужно отметить, что даже в рамках классических компоновок могут применяться инновационные решения, такие как телескопическое крыло или крыло с морфными управляющими поверхностями [19, 20].



Рисунок 8. Поле коэффициента давления Ср в плоскости симметрии и на

поверхности аппарата



Рисунок 9. Предельные линии тока на стыке консолей крыла (a), поле коэффициента трения *С*τ и линии тока на верхней поверхности (б)

DOI: 10.34759/trd-2019-109-8





Рисунок 10. Сравнение расчетных и экспериментальных

аэродинамических характеристик при Re=8×10⁵:

 $C_{xa}(\alpha) - a), C_{ya}(\alpha) - b), m_{za}(\alpha) - b)$

Заключение

1. Экспериментальные исследования, проведенные в АДТ Т-102 ЦАГИ, показали, что модель с неотклоненными органами управления при Re=5÷8×10⁵ обладает следующими основными аэродинамическими характеристиками:

— максимальный коэффициент подъемной силы $C_{ya \max}=1,2$ при $\alpha=10\div12^\circ$;

— максимальное аэродинамическое качество $K_{\text{max}} \cong 21$ при $C_{va} \cong 0,5$;

— коэффициент сопротивления при нулевой подъемной силе $C_{xa0} \cong 0,017$.

2. Число Рейнольдса оказывает существенное влияние на обтекание модели при закритических углах атаки - с увеличением числа Re увеличиваются подъемная сила и сопротивление, увеличивается критический угол атаки.

3. Эффективность органов управления: руля высоты и элеронов сохранятся достаточной в рассмотренном диапазоне углов атаки (при φ_{pв}=±10°), но эффективность элеронов существенно снижается при закритических углах атаки.

4. Расчетное исследование показало наличие значительного (до 20% хорды) «ламинарного пузыря» на верхней поверхности крыла по всему размаху на крейсерских углах атаки при Re=7÷8×10⁵. Размер «ламинарного пузыря» подтверждается согласием расчетных и экспериментальных АДХ. На большей части крыла эффекты трехмерности в силу малой стреловидности слабы. Визуализация обтекания показала возможности улучшения локальной аэродинамики модели.

5. Сходимость расчетных и экспериментальных данных по C_{xa} , C_{ya} , m_{za} полной конфигурации с неотклоненными органами управления удовлетворительная для докритических углов атаки с учетом точности весовых измерений.

Ю.И. Хлопкову, главному конструктору компании «Новик-21 век» Н.В. Чистякову.

Библиографический список

 Авиация: Энциклопедия / гл. ред. Акад. Г.П. Свищев. - М.: Большая Российская энциклопедия, 1994. – 736 с.

 Брусов В.С., Петручик В.П., Морозов Н.И. Аэродинамика и динамика полета малоразмерных беспилотных летательных аппаратов. – М.: МАИ-Принт, 2010. - 340 с.

3. Oettershagen P. et al. Perpetual flight with a small solar-powered UAV: Flight results, performance analysis and model validation // 2016 IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, 2016. DOI: <u>10.1109/AERO.2016.7500855</u>

4. Bravo-Mosquera P.D., Botero-Bolivar L., Acevedo-Giraldo D., Ceron-Munoz H.D.
Aerodynamic design analysis of a UAV for superficial research of volcanic environments
// Aerospace Science and Technology, 2017, vol. 70, pp. 600 – 614.

5. Selig M.S. Summary of low speed airfoil data, Virginia Beach, SoarTech Publications, 1995, 317 p.

 Воронич И.В., Колчев С.А., Коньшин В.Н., Ткаченко В.В. О малоразмерном беспилотном летательном аппарате, применяемом для мониторинга территорий // Вестник Московского авиационного института. 2010. Т. 17. № 5. С. 24 – 33.

7. Воронич И.В., Колчев С.А., Коньшин В.Н., Панчук Д.В., Песецкий В.А., Ткаченко В.В. Аэродинамические характеристики малоразмерного беспилотного

Труды МАИ. Выпуск № 109 DOI: 10.34759/trd-2019-109-8 летательного аппарата // Материалы XXII научно-технической конференции по ЦАГИ: сборник Жуковский: аэродинамике трудов. _ Центральный аэрогидродинамический институт имени проф. Н. Е. Жуковского, 2011. С. 44 – 45. 8. Воронич И.В., Колчев С.А., Коньшин В.Н., Панчук Д.В., Песецкий В.А., Расчетно-экспериментальное исследование Ткаченко B.B. аэродинамических характеристик МБЛА // Материалы XXIII научно-технической конференции по ЦАГИ: сборник Жуковский: Центральный аэродинамике трудов. аэрогидродинамический институт имени проф. Н. Е. Жуковского, 2012. С. 69 – 70. 9. Пархаев Е.С., Семенчиков Н.В. Некоторые вопросы оптимизации профиля

80. URL: http://trudymai.ru/published.php?ID=56884

 Пархаев Е.С., Семенчиков Н.В. Методика аэродинамической оптимизации крыльев малоразмерных беспилотных летательных аппаратов // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 3. С. 7 – 16.

крыла малоразмерного беспилотного летательного аппарата // Труды МАИ. 2015. №

11. Аэродинамическая труба Т-102:

http://www.tsagi.ru/experimental_base/aerodinamicheskaya-truba-t-102

 Langtry R.B., Menter F.R. Correlation-Based Transition Modeling for Unstructured Parallelized Computational Fluid Dynamics Codes // AIAA Journal, 2009, vol. 47, no. 12, pp. 2894 – 2906.

Кравец А.С. Характеристики авиационных профилей. – М.: Оборонгиз, 1939. 332 с.

14. Песецкий В.А. и др. Исследование аэродинамических характеристик малоразмерной модели маневренного самолета с крылом обратной стреловидности

Труды МАИ. Выпуск № 109 DOI: 10.34759/trd-2019-109-8 в аэродинамической трубе Т-103 ЦАГИ // Техника воздушного флота. 2004. Т. LXXVIII. № 1. С. 20 – 24.

Ермаков В.А. и др. Беспилотный летательный аппарат. Патент на полезную модель № 42502 RU, 10.12.2004.

16. Степанов Р.П., Кусюмов А.Н., Михайлов С.А., Тарасов Н.Н.
Экспериментальное исследование концевых вихрей за крылом конечного размаха //
Труды МАИ. 2019. № 107. URL: <u>http://trudymai.ru/published.php?ID=107894</u>

17. Горев В.Н., Попов С.А., Козлов В.В. Экспериментальное исследование возможности применения акустики для управления срывом потока на крыле летательного аппарата // Труды МАИ. 2011. № 46. URL: http://trudymai.ru/published.php?ID=26026

Крюков А.В. Улучшение аэродинамических характеристик малоразмерного летательного аппарата путем применения волнистой поверхности. Автореферат дисс. на соискание ученой степени к.т.н. – Новосибирск: ИТПМ СО РАН, 2012. – 15 с.

19. Kryvokhatko I.S., Sukhov V.V. Experimental investigation of aerodynamic performance of a small UAV with a telescopic wing // 2013 IEEE 2nd International Conference Actual Problems of Unmanned Air Vehicles Developments Proceedings (APUAVD), Kiev, 2013, pp. 17 – 20.

 Rodrigue H., Cho S., Han M.W. et al. Effect of twist morphing wing segment on aerodynamic performance of UAV // Journal of Mechanical Science and Technology, 2016, vol. 30, no. 1, pp. 229 – 236.