

# ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МОДЕЛЕЙ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ КРЫЛА В АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ

**Горбунов А.А., Припадчев А.Д., Быкова И.С., Горьков В.С.**  
**Федеральное государственное бюджетное образовательное  
учреждение высшего образования  
«Оренбургский государственный университет», г. Оренбург**

Процесс конструирования и проектирования дополнительных аэродинамических поверхностей (ДАП) в составе облика магистрального воздушного судна (ВС) неразрывно связан с экспериментальными исследованиями в аэродинамической трубе. Исследование аэродинамических моделей ДАП крыла в аэродинамической трубе с использованием методов практической аэродинамики позволяет измерить аэродинамические силы и моменты, определить местные скорости течения воздуха и углы притекания потока, исследовать распределение давления по поверхности ДАП.

Эксперимент в аэродинамической трубе дает возможность наблюдать действительную картину обтекания, и способствует уточнению рассчитанных аэродинамических характеристик на предшествующих этапах проектирования.

При постановке эксперимента необходимо четко сформировать те условия, при которых эксперимент возможен и обеспечивается возможность практического использования его результатов. Для этого необходимо полное геометрическое подобие и выдерживание равенства безразмерных чисел для исследуемых аэродинамических моделей.

Полное геометрическое подобие для аэродинамической модели ДАП достигается на этапе эскизного проектирования за счет применения САД системы высокого уровня САТІА, на этапе рабочего проектирования использованием высокоточных шаблонов и ступелей для изготовления и сборки аэродинамических моделей по авиационным технологиям, контроль точности аэродинамических обводов с использованием технологий обратного проектирования (Reverse engineering).

На основании вышесказанного аэродинамическая модель ДАП в САД системе САТІА, представлена на рисунке 1.

Выдерживание равенства всех безразмерных чисел аэродинамического подобия, одновременно, невозможно, это достижимо лишь продувая аэродинамическую модель в натуральном размере в той же среде, в которой будет работать натурное изделие. Для большинства аэродинамических задач существенную роль играют числа Рейнольдса –  $Re$  и число Маха –  $M$  [1, 2].

Для постановки эксперимента выбрана дозвуковая аэродинамическая труба, замкнутого типа с открытой рабочей частью. Выходное сечение сопла прямоугольное со скошенными углами, имеет ширину 600 мм, высоту 400 мм. Степень поджатия потока в трубе составляет 6. Длина рабочей части 1000 мм. Рабочая часть служит для размещения в ней исследуемой модели, длина

которой до 400 мм, мидель до 30000 мм<sup>2</sup>. Скорость потока на оси рабочей части изменяется от 2 до 30 м/с в плоскости выходного сечения сопла. Число  $Re$ , подсчитанное по максимальной скорости потока и по эквивалентному диаметру выходного сечения сопла (0,55 м), достигает 182000,5  $Re$ .

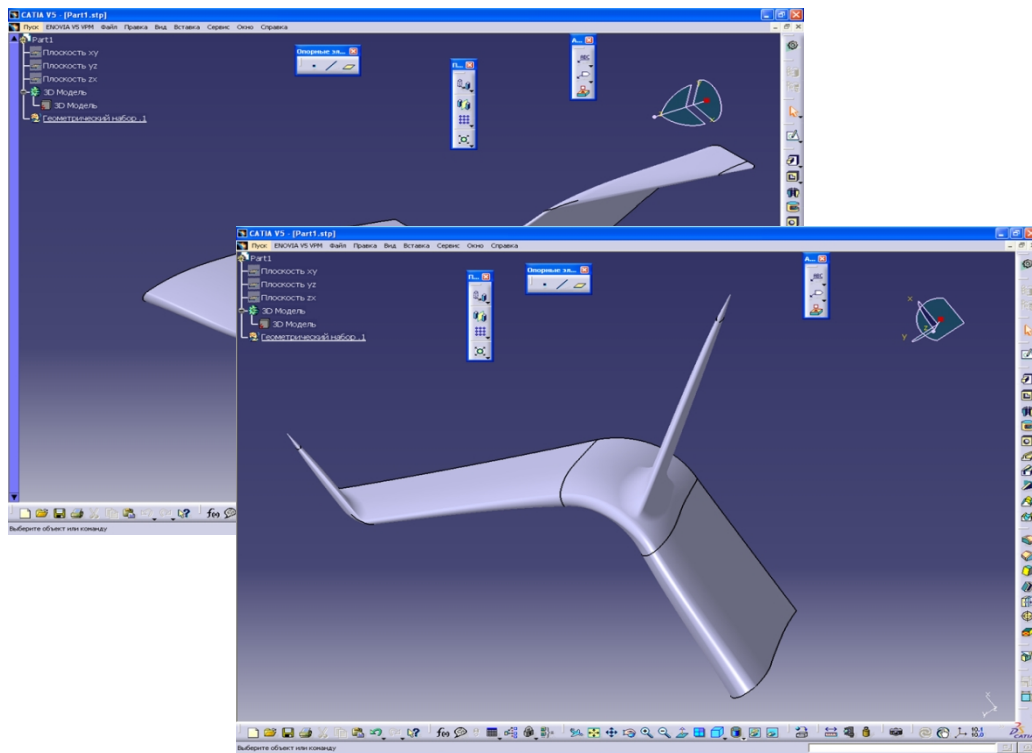


Рисунок 1 — 3D модель ДАП крыла

Все аэродинамические коэффициенты являются функцией числа  $Re$ , эта зависимость капризна, и общих для нее законов не найдено, поэтому для каждого тела у нее свой индивидуальный характер. Число Маха представляет собой отношение скорости течения в данной точке газового потока к местной скорости распространения звука, в связи с тем, что в исследовании используется дозвуковая аэродинамическая труба, подобие по данному критерию не выдерживается, поэтому используем число  $Re$ .

В обычных аэродинамических трубах число  $Re$  получается значительно меньше, чем для натуральных изделий, и нахождение истинных значений аэродинамических коэффициентов продувки ведут на нескольких скоростях потока. После чего строятся графические зависимости  $C_x = f(\alpha)$ ,  $C_y = f(\alpha)$ , по

которым определяют, не стремятся ли полученные кривые к некоторым асимптотам или не получились ли они постоянными. В этом случае, определив пределы, к которым стремятся эти коэффициенты, их определяют и считают их «автомодельными» т.е. не зависящими от числа  $Re$  и применяют их для дальнейшего расчета. Если таких пределов не получилось выявить, то переход от аэродинамической модели к натурному изделию нецелесообразен.

Для аэродинамической модели с учетом возможностей выбранной аэродинамической трубы проведены весовые испытания, с использованием аэродинамических весов и визуализация обтекания.

В процессе проведения эксперимента была проведена серия продувок с различными установочными углами и скоростями потока для аэродинамической модели.

С целью сравнения полученных результатов эксперимента с результатами существующих моделей ДАП построены графические зависимости. Аэродинамические характеристики моделей аналогов взяты из патентного исследования и анализа научных источников, проводимого с 23.02.2015 г. по 02.11.2015 г., в рамках договора № 14.256.15.5527-МК от 16.02.2015 г.

При проведении весовых испытаний аэродинамическая модель была закреплена на чувствительных элементах аэродинамических весов с помощью специальных державок, обеспечивающих нахождение модели в ядре потока. По измеренным силам и моментам, с учетом заранее выбранных параметров потока в рабочей части, были определены безразмерные аэродинамические коэффициенты, фрагмент которых представлен в таблице 1.

Таблица 1 — Безразмерные аэродинамические коэффициенты

Угол установки модели $\alpha^0$	Аэродинамические коэффициенты	Скорость потока $V$ м/с				
		10	15	20	25	30
-10	$C_x$	0,078	0,0807	0,0813	0,0866	0,0865
	$C_y$	0,494	0,512	0,497	0,566	0,57
-8	$C_x$	0,041	0,0428	0,041	0,0487	0,0486
	$C_y$	0,402	0,42	0,4	0,473	0,477
-6	$C_x$	0,013	0,0157	0,021	0,0216	0,0215
	$C_y$	0,284	0,302	0,3	0,32	0,36
-4	$C_x$	0,004	0,0062	0,0087	0,0121	0,012
	$C_y$	0,153	0,171	0,167	0,215	0,219
-2	$C_x$	0,002	0,002	0,0019	0,0079	0,0078
	$C_y$	0,023	0,041	0,064	0,094	0,099
0	$C_x$	0,0001	0,001	0,0062	0,0058	0,0057
	$C_y$	0,055	0,037	0,01	0,017	0,021
2	$C_x$	0,002	0,005	0,0071	0,0067	0,0066
	$C_y$	0,078	0,096	0,159	0,15	0,154
4	$C_x$	0,0032	0,008	0,013	0,0109	0,0107
	$C_y$	0,209	0,227	0,31	0,281	0,285
6	$C_x$	0,011	0,0128	0,0191	0,0187	0,0186
	$C_y$	0,34	0,358	0,46	0,412	0,416
8	$C_x$	0,0225	0,0243	0,0306	0,0302	0,0295
	$C_y$	0,474	0,489	0,59	0,543	0,547
10	$C_x$	0,0389	0,0407	0,047	0,0466	0,0465
	$C_y$	0,595	0,613	0,676	0,667	0,671

Используя безразмерные аэродинамические параметры для исследуемых аэродинамических моделей, построены графические зависимости, по которым выявлены автомодельные коэффициенты. Зависимость, коэффициента подъемной силы от угла установки спроектированных ДАП и аналогов

приведены на рисунке 2 [3, 4]. Для текущего диапазона углов атаки, при заданной скорости потока, установлено, что коэффициент изменения величины подъемной силы  $C_y$  для всех моделей ДАП значительно увеличивается до угла установки модели в пределах от  $4^\circ$  до  $6^\circ$ , причем значения коэффициента подъемной силы  $C_y$  для ДАП тип (эллиптическая, крылышко и патент №2481242) больше численного значения коэффициента, чем у типа (шайба и патент №2481241).

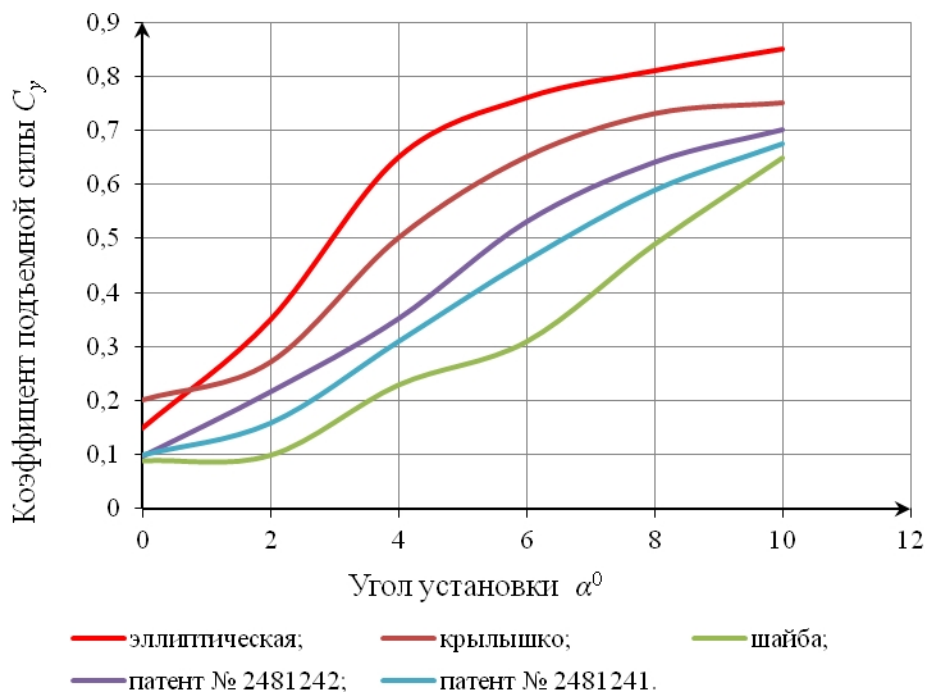


Рисунок 2 — Зависимость изменения коэффициента подъемной силы от угла установки аэродинамической модели

Характер изменения величины подъемной силы обусловлен обликowymi конструктивно-геометрическими и аэродинамическими особенностями ДАП. Дополнительные аэродинамические поверхности, тип: эллиптическая, крылышко и патент №2481242 генерируют до 19 % прироста подъемной силы в сравнении с ДАП шайба и патент №2481241. Причем характер изменения коэффициента подъемной силы  $C_y$  с изменением угла установки для разработанных моделей, патент №2481242, 2481241, происходит более линейно без резких изменений величины коэффициента, что в свою очередь положительно сказывается на характере передачи и распределения моментов по размаху крыла. График зависимости коэффициента лобового сопротивления от угла установки спроектированных ДАП и аналогов приведены на рисунке 3.

Зависимость на рисунке 3, иллюстрирует, что ДАП, патент № 2481242, 2481241, имеют меньший коэффициент лобового сопротивления  $C_x$  по сравнению с аналогами, а также наблюдается увеличение коэффициента лобового сопротивления между графическими зависимостями ДАП тип (эллиптическая, крылышко) и ДАП тип (шайба, патент №2481242 и патент № 2481241), что связано с их назначением. Причем величина изменения коэффициента лобового

сопротивления  $C_x$  для ДАП патент № 2481242, 2481241 имеет наименьший разброс увеличения значения коэффициента  $C_x$  с увеличением угла установки моделей ДАП по сравнению с аналогами.

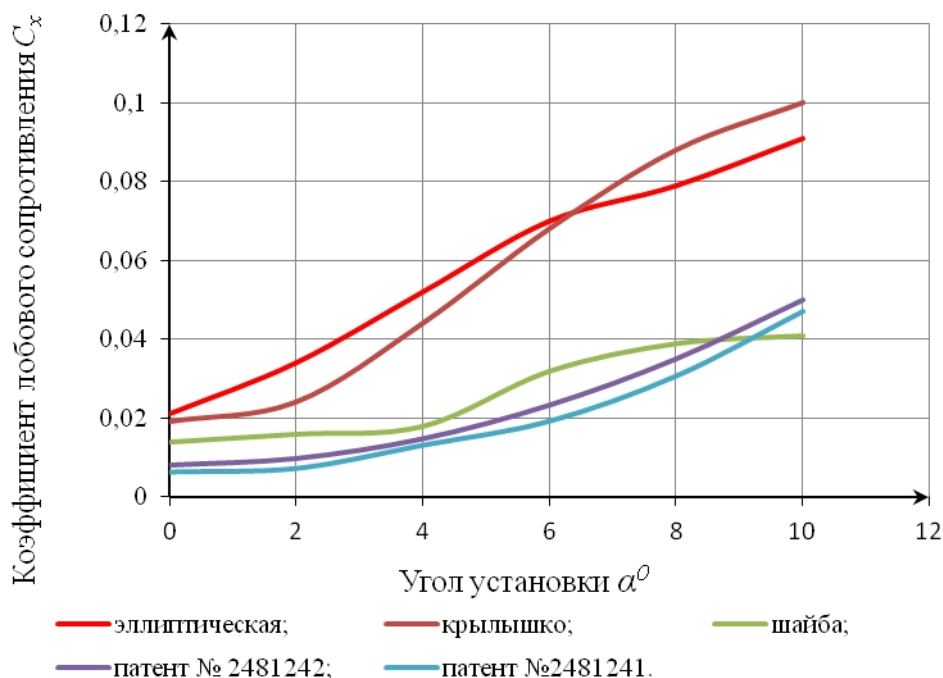


Рисунок 3 — График зависимости коэффициентов подъемной силы от угла установки ДАП

Визуализация обтеканием потока воздуха осуществлялась с помощью приклеивания шелковинок на поверхность моделей ДАП и проводилась с целью проверки работоспособности ДАП. В результате визуализации для ДАП, патент № 2481242, приведенной на рисунке 4, было установлено, что при обтекании потоком воздуха крыла происходит перетекание воздуха с нижней плоскости крыла на верхнюю, ДАП препятствует перетеканию потока воздуха и выравнивает давление на верхней и нижней плоскости крыла, ослабляя мощный концевой вихрь, разбивая его на несколько вихрей меньшей интенсивности. При этом на концевой шайбе, снабжённой дополнительной аэродинамической стреловидной поверхностью малого удлинения с острой передней кромкой, смонтированной с внешней стороны концевой шайбы, образуется поле вертикальных скосов, трансформирующееся в устойчивое вихревое течение с образованием конического вихря, на передней кромке, установленной на концевой шайбе.

На нижней вертикальной аэродинамической поверхности поле вертикальных скосов из-за малого удлинения нижней поверхности не приводит к преждевременному образованию вихря на передней кромке, а трансформируется на конце поверхности в концевой конический вихрь.

Полученные результаты физического моделирования подтвердили аэродинамические характеристики, полученные на предшествующих этапах проектирования, а анализ аэродинамических характеристик ДАП крыла,

полученных во время эксперимента, и характеристик существующих ДАП привел к выводу, что вновь разработанные ДАП конкурентоспособны и обладают высоким коэффициентом аэродинамической эффективности [5].

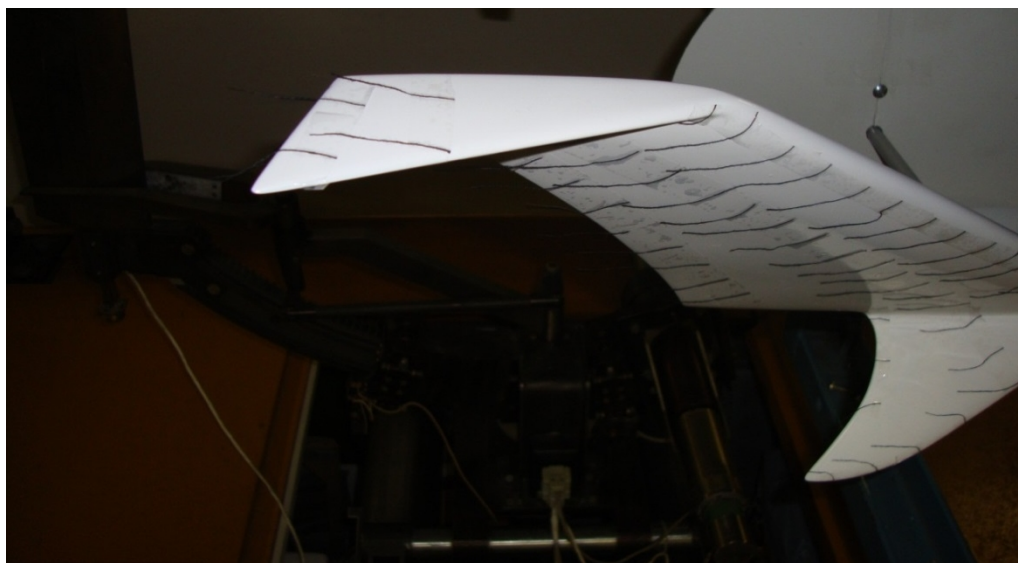


Рисунок 4 — Модель ДАП, патент № 2481242, в процессе продувки

Работа выполнена в рамках договора № 14.Z56.15.5527-МК от 16.02.2015 г., грант Президента Российской Федерации для государственной поддержки молодых российских ученых, на выполнение научного исследования по теме «Автоматизация проектирования дополнительных аэродинамических поверхностей крыла как элемента жизненного цикла воздушного судна».

Результаты научного исследования приняты к внедрению в ЗАО МЕЖОТРАСЛЕВОЙ ИННОВАЦИОННЫЙ ЦЕНТР КАИ ИНЖИНИРИНГ» (г. Казань) и ОАО «Авиатехприемка» (г. Москва).

#### *Список используемой литературы*

- 1. Комаров, В. А. Выбор облика летательного аппарата с использованием технологии многодисциплинарной оптимизации [Электронный ресурс] : электрон. учеб. пособие / В. А. Комаров, А. С. Кузнецов; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т). – Электрон. текстовые и граф. дан. (7 Мбайт). – Самара, 2012. – 1 эл. опт. диск (CD-ROM).*
- 2. Raymer, D.P. Aircraft Design: A Conceptual Approach [Text] / Daniel P. Raymer. – Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. – 391 p.*
- 3. Clayton Bargsten Winglets: Striving for Wingtip Efficiency // National Aeronautics and Space Administration. – Washington DC: UNCL, 2011. – С. 68.*
- 4. R. Whitcomb, A Design Approach and Selected Wind-Tunnel results at High Subsonic Speeds for Wing-Tip Mounted Winglets, Langley Research Center, 2009.*
- 5. Горбунов А.А. Метод проектирования дополнительных аэродинамических поверхностей крыла воздушного судна как элемента управления / А.А. Горбунов, А.Д. Припадчев, Н.З. Султанов // Интеллект. Инновации. Инвестиции. 2015. – № 1. – С. 122–129. ISSN: 2077-7175.*