

МИНИСТЕРСТВО ТРАНСПОРТА РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ  
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ  
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«УЛЬЯНОВСКИЙ ИНСТИТУТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ ИМЕНИ  
ГЛАВНОГО МАРШАЛА АВИАЦИИ Б.П.БУГАЕВА»,

Факультет летной эксплуатации и управления воздушным движением

Кафедра естественнонаучных дисциплин

**ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ  
ЗАКОНЦОВОК КРЫЛА МЕТОДОМ МОДЕЛИРОВАНИЯ**

**Огибалов Иван Геннадьевич**

Направление 7 - Применение естественнонаучных методов в авиации.

Форма обучения – очная

Направление подготовки (специальность): 25.05.05-Эксплуатация воздушных  
судов и организация воздушного движения

Специализация: 25.05.05\_01 - организация летной работы

3 курс, учебная группа П-18-6

Научный руководитель - Самохина Светлана Сергеевна, кандидат  
педагогических наук, доцент, профессор РАЕ

г. Ульяновск, Россия  
2021

## СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	3
<b>1.Имитационное моделирование для исследования влияния типа закрылков на аэродинамические свойства крыла воздушного судна.....</b>	<b>3</b>
1.1 Постановка задачи.....	3
1.2 Имитационное моделирование крыла без законцовок.....	4
1.3 Имитационное моделирование крыла с винглетом типа sharklets.....	7
1.4 Имитационное моделирование крыла с винглетом типа «двойное перо»..	8
<b>2. Физическое моделирование для исследования влияния типа закрылков на аэродинамические свойства крыла воздушного судна.....</b>	<b>9</b>
ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....	11
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ.....	12

## ВВЕДЕНИЕ

В авиационной технике наибольшее внимание среди всех агрегатов планера уделяется крылу. Современные самолеты для управления подъемной силой крыла используют несколько подвижных механических элементов, включая элероны, закрылки и отклоняемые щитки.

Одна из проблем в аэродинамике – это поиск способов снижения индуктивного сопротивления, который зависит от профиля крыла. Причем наибольшее сопротивление, как показывает практика, возникает вследствие образования вихревых жгутов. Уменьшение индуктивного сопротивления достигается за счет увеличения удлинения крыла и применения аэродинамических законцовок, которые повышают топливную эффективность воздушных судов и, как следствие, приводят к увеличению дальности полета. Существуют разные типы законцовок, такие как wingtip fence, blended winglet, Canted winglets, Split-tip, raked wingtips, sharklets, spiroid winglet, Gliders, Active wingtip device. Один и тот же тип самолётов может иметь разные варианты законцовок. Возникает вопрос об оценке их эффективности. Имеются исследования по моделированию обтекания, проведенное в пакете ANSYS CFX на примере прямоугольного крыла с классическим винглетом, крылышком Уиткомба, спиралевидной законцовкой и концевой шайбой [1]. Анализ литературы показал, что в открытых источниках сравнение эффективности разных типов законцовок практически не представлено.

**Цель работы** – провести сравнительный анализ эффективности различных типов законцовок методом моделирования (имитационного и натурного).

### **Задачи:**

- 1). Выполнить 3D-моделирование крыла ВС с помощью программного комплекса САПР *SolidWorks-2017* и провести продувку модели в программе *SolidWorksFlowSimulation* (имитационное моделирование).
- 2). Исследовать зависимость подъемной силы и лобового сопротивления от угла атаки; построить поляры.
- 3). Выполнить моделирование профиля крыла в программе *ProfiliPro2*; с помощью программы *JavaFoil*. провести расчет распределения давления на нижней и верхней поверхностях крыла, коэффициентов подъемной силы.
- 4). Исследовать аэродинамические спектры физических моделей законцовок в аэродинамической трубе методами визуализации потоков (натурное моделирование).
- 5). Исследовать поле скоростей при наличии физической модели в потоке газа.
- 6). Провести сравнительный анализ эффективности различных типов законцовок.

Экспериментальная часть работы проводилась при сочетании имитационного моделирования (САПР *SolidWorks-2017*, *SolidWorksFlowSimulation*, *ProfiliPro2*, *JavaFoil*) и натурного эксперимента в созданной в нашей исследовательской группе аэродинамической трубе. При исследовании индуктивного сопротивления крыла были использованы разные типы законцовок с одинаковыми геометрическими характеристиками крыла, причем исследование двух типов крыльев было проведено как в программе *SolidWorks-2017*, так и в аэродинамической трубе. Для построения поляра крыла используется программа *JavaFoil*.

## **1. Имитационное моделирование для исследования влияния типа закрылков на аэродинамические свойства крыла воздушного судна**

### **1.1 Постановка задачи**

Крыло воздушного судна имеет индуктивное сопротивление, которое обусловлено концевыми вихрями. Свести возникновение вихревых жгутов к минимуму можно уменьшив угол атаки крыла или используя законцовки особой формы. Законцовки позволяют обеспечить эффективное удлинение крыла при неизменных его размерах. Шарклеты (*sharklets*) от *Airbus* обеспечивают экономию топлива порядка 4 %. На *Boeing* применяются гребневые законцовки (*Boeing 767-400*) и законцовки двойное перо (*Boeing 737MAX*). Компания *API* разрабатывает законцовки спиралевидной формы. Саблевидные законцовки применены на *Sukhoi Superjet 100* [2,3].

Имитационное моделирование включало:

- моделирование крыла на основе программного комплекса САПР SolidWorks-2017 и его продувка в программе SolidWorksFlowSimulation;
- исследование зависимости подъемной силы и лобового сопротивления от угла атаки и построение поляр при различных углах атаки;
- моделирование профиля крыла в программе ProfiliPro2 и расчет давления на нижней и верхней поверхности крыла, коэффициентов подъемной силы в программе JavaFoil.

Моделирование и их продувка происходило при стандартных условиях:  $P=1013,25$  гПа (760 мм. рт. ст.);  $T=288,2$  К (или  $15^{\circ}\text{C}$ );  $v=5$  м/с (18 км/ч) по оси z, перпендикулярная продольной оси крыла (в программе Solidworks 2017 и в аэродинамической трубе);  $\rho=1,225$  кг/м<sup>3</sup>.

В программе SolidWorksFlowSimulation продемонстрировано 4 варианта крыла: без законцовки, с винглетом типа sharklets, с винглетом типа «двойное перо», шайба Уиткомба. Исходя из параметра «качество крыла» необходимо было установить, при каком виде законцовок крыла при заданных углах атаки будет меньшее индуктивное сопротивление.

## 1.2 Имитационное моделирование крыла без законцовок

Первым объектом выступило крыло, не имеющее законцовок (№1). В программе SolidWorks моделировалось *прямоугольное* крыло со следующими характеристиками для САХ:  $t/c=12,0\%$ ,  $f/c=4\%$  (где  $t/c$  - относительная толщина профиля крыла,  $f/c$  – относительная кривизна профиля).

Имитационное моделирование подтвердило возникновение вихревых следов за крылом без винглета (хорошо заметны концевые вихри) – рисунок 1.

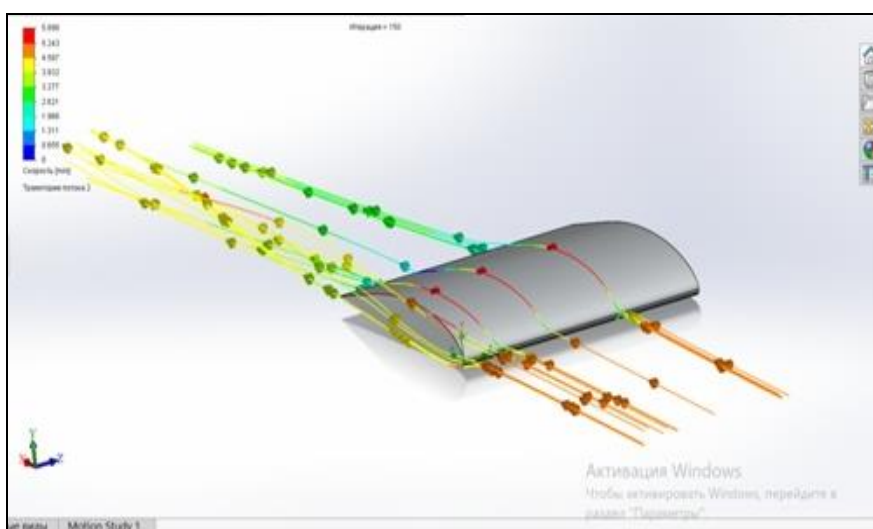


Рисунок 1 – Обтекание крыла прямоугольного профиля без законцовок

В программе ProfiliPro2 смоделировано крыло по его координатам, взятым относительно средней хорды крыла. С помощью программы JavaFoil строили САХ крыла. По данным в программе *JavaFoil*, вычисляем значения качества для каждого угла атаки с помощью формулы

$$K = \frac{C_{ya}}{C_{xa}} \quad (1)$$

Коэффициент подъемной силы вычисляется по формуле:

$$C_{ya} = \int_0^x (C_{pн} - C_{pв}) dx \quad (2)$$

где  $(C_{pн} - C_{pв})$  - площадь графика

$\int_0^x dx = x \Big|_0^x$  - интеграл равен длине кромки крыла.

Данные расчета коэффициентов подъемной силы  $C_{ya} = f(\alpha)$ , лобового сопротивления, распределения давлений в зависимости от точки на профиле крыла  $C_p = f(x)$ , качества крыла  $K$  (в диапазоне углов атаки от  $-5^\circ$  до  $15^\circ$ ) представлены в таблице 1.

Таблица 1 Результаты расчетов

Name = Крыло №1				
Mach = 0; Re = 2500; f/c=4%; t/c=13%				
$\alpha$	$C_l (C_{ya})$	$C_d (C_{xa})$	С.Р.	K
-5	-0,09	0,14027	-0,178	-0,64162
-4	0,006	0,12854	7,006	0,046678
-3	0,104	0,12107	0,672	0,859007
-2	0,204	0,1163	0,484	1,754084
-1	0,309	0,11281	0,422	2,739119
0	0,483	0,10668	0,398	4,527559
1	0,539	0,11951	0,381	4,510083
2	0,641	0,12624	0,36	5,07763
3	0,742	0,13449	0,345	5,517139
4	0,842	0,1442	0,334	5,839112
5	0,942	0,15535	0,325	6,063727
6	1,037	0,16804	0,318	6,17115
7	1,128	0,17939	0,313	6,287976
8	1,211	0,19686	0,308	6,15158
9	1,283	0,21721	0,304	5,906726
10	1,293	0,21986	0,287	5,881015
11	1,345	0,24577	0,282	5,472596
12	1,389	0,29047	0,28	4,781905

13	1,421	0,33894	0,278	4,192482
14	1,439	0,39522	0,277	3,64101
15	1,444	0,44877	0,276	3,217684

Делаем вывод, что наивыгоднейшим является угол атаки  $\alpha=7^\circ$ . При этом угле атаки значение максимального качества крыла составило  $K=6,28$ .

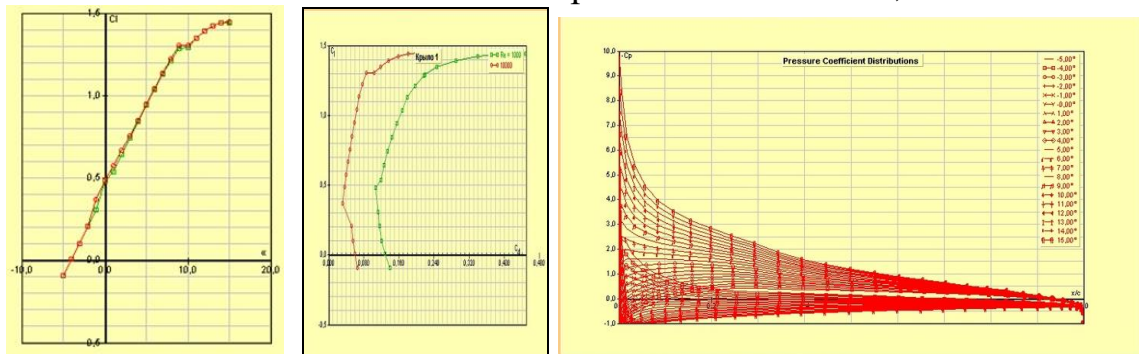


Рисунок 2

По данным таблицы строим графики зависимости коэффициентов подъемной силы от угла атаки ( $C_{ya} = f(\alpha)$ ), поляру, график зависимости коэффициента давления  $C_p$  от точки хорды крыла  $X$  ( $C_p = f(x)$ ) для заданного диапазона углов атаки и для наивыгоднейшего угла (рис.2).

Анализ полученных результатов позволяет сделать вывод, что наивыгоднейшим углом атаки для данного крыла будет  $\alpha=5^\circ$ , при этом будет наибольшее значение аэродинамического качества.

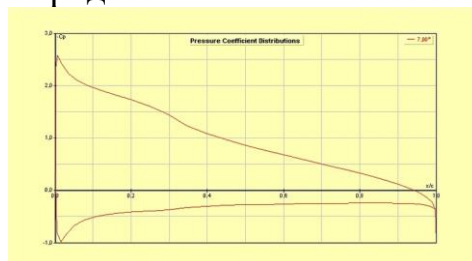


Рисунок 3 – График зависимости коэффициента давления  $C_p$  от точки хорды крыла  $X$  для угла атаки  $7^\circ$ .

Сопоставление данных расчета коэффициента подъемной силы  $C_{ya} = 1,128$  с данными из графика (рисунок 3), полученными в программе JavaFoil для угла атаки  $\alpha = 7^\circ$ , приводит к заключению, что точного совпадения нет. Однако, этот факт не мешает однозначно сделать вывод, является ли этот угол атаки наивыгоднейшим для данного крыла.

В реальном полете воздушного судна многие процессы не визуализируются, но очень существенно влияют на аэродинамику воздушного судна и важны для понимания этих процессов при обучении будущих пилотов. Поэтому мы провели натурное моделирование с визуализацией методом дым-канала и методом шелковинок в малогабаритной аэродинамической трубе дозвуковых скоростей

непрерывного действия незамкнутого типа с закрытой рабочей частью, созданной ранее в нашей исследовательской группе.

Результаты расчетов имитационного моделирования представлены в таблице 2.

Таблица 2 Результаты расчетов

Крыло без винглета		
Точка измерения для угла атаки = 1	Скорость в м/с	Температура
Поток перед крылом	3,47 м/с	73.3
передняя кромка крыла	3 м/с	72.8
верхняя часть КК	5,6 м/с	72.9
задняя КК	3,44 м/с	73.5
Точка измерения для угла атаки = 8		
Поток перед крылом	2,81 м/с	73.6
передняя кромка крыла	2,76 м/с	73.5
верхняя часть КК	2,72 м/с	73.3
задняя КК	2,51 м/с	73.2

Поле скоростей исследовалось при физическом моделировании в аэродинамической трубе с помощью термоанемометра (рис.4).

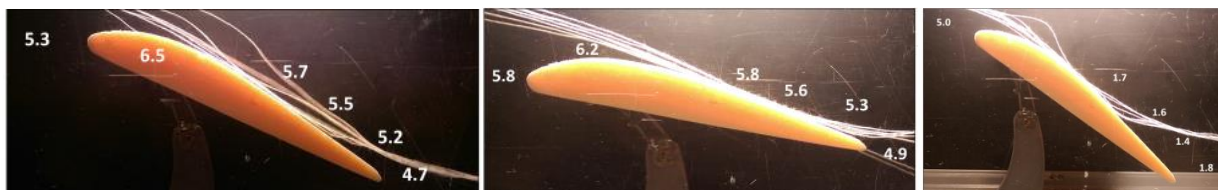


Рисунок 4 – Поле скоростей (физическое моделирование в аэродинамической трубе)

### 1.3 Имитационное моделирование крыла с винглетом типа sharklets

В программе JavaFoil смоделирован второй объект - крыло с винглетом типа sharklets и выполнено имитационное моделирование крыла прямоугольного профиля с винглетом этого типа. Для САХ:  $t/c=12,5\%$ ,  $f/c=4\%$ , где  $t/c$  - относительная толщина профиля крыла,  $f/c$  – относительная кривизна профиля. Анализ результатов позволяет сделать вывод: увеличение удлинения крыла и уменьшение  $C_{ya}$  за счет уменьшения относительной кривизны профиля во всем диапазоне исследуемых углов атаки, уменьшает индуктивное сопротивление крыла, ведет к уменьшению общего сопротивления. На рис.5 видно, что количество вихревых следов, остающихся за крылом, уменьшается, а обтекание сохраняет ламинарный характер.

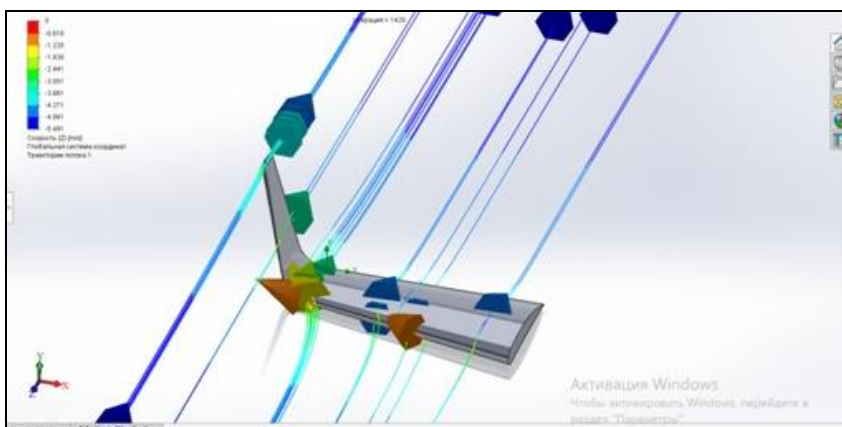


Рисунок 5 - Моделирование крыла с винглетом типа *sharklets*

Проведены расчеты и построены графики, аналогичные тем, что были представлены для образца №1 (крыло без законцовок), исследовано поле скоростей в аэродинамической трубе. Сравнивая результаты (крыло без законцовки и крыло с шарклетом), приходим к выводу об увеличении качества крыла для всех углов атаки в диапазоне  $\alpha = -5^\circ \dots 15^\circ$ . Моделирование в программе SolidWorks FlowSimulation и в аэродинамической трубе в плане измеряемых значений полностью совпало. Во всем диапазоне летных углов атаки имеется прирост  $K$  крыла самолета, причем для наиболее выгодного (в данном случае 7 градусов) это значение будет составило  $\Delta K = 0,61$ .

#### 1.4 Имитационное моделирование крыла с винглетом типа «двойное перо»

Третьим объектом имитационного моделирования стало крыло прямоугольного профиля с винглетом типа «двойное перо»

Данный тип винглета позволяет уменьшить перетекание воздушных масс с нижней кромки крыла за счет зеркального установленного аналогичного винглета.

Моделирование в программе JavaFoil показало более значительный прирост по сравнению с крылом без винглета и крылом, имеющим винглет типа «sharklets».

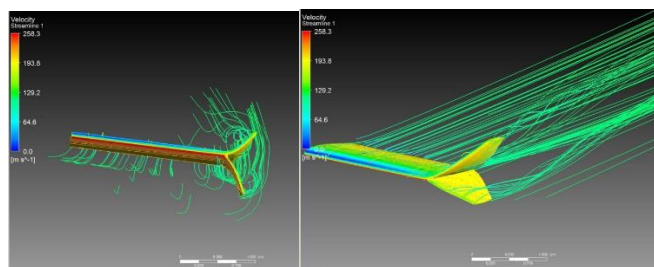


Рисунок 6 -



Данный тип винглета позволяет уменьшить перетекание воздушных масс с нижней кромки крыла за счет зеркального установленного аналогичного винглета. Установка такого винглета позволяет увеличить  $K$  крыла на всем диапазоне летных углов атаки по сравнению с крыльями без винглета и крылом с винглетом типа «sharklets».

Моделирование в программе JavaFoil показало прирост  $\Delta K=3,409$  по сравнению с крылом, имеющим винглет типа «sharklets», и  $\Delta K=8,302$  по сравнению с крылом без винглета.

## 2. Физическое моделирование для исследования влияния типа закрылков на аэродинамические свойства крыла ВС

Для исследования аэродинамических спектров использовалась малогабаритная аэродинамическая труба дозвуковых скоростей непрерывного действия незамкнутого типа с закрытой рабочей частью, изготовленная курсантами УИ ГА (рисунок 7).

Размеры входного коллектора аэродинамической трубы, мм: 450 x 300

Размеры рабочей зоны, мм ВхШхД: 200x200x450;

Скорость ветра в рабочей зоне: 22км/ч (6м/с);

Общая длина аэродинамической трубы, мм: 900;

Мощность двигателя: переменная, до 130 Вт;



Рисунок 7 - Аэродинамическая труба дозвуковых скоростей

Физическое моделирование проводилось с визуализацией (дым-машина и метод шелковинок) с четырьмя объектами: крыло без законцовки (рис.8); крыло с винглетом типа sharklets; шайба Уиткомба; spiroid winglet. Для формирования потока дыма использовалась дым-машина. Но она работает в импульсном режиме и скорость потока велика для данного эксперимента. Поэтому пришлось сделать «накопитель-аккумулятор» дыма, из которого дым поступал с требуемой скоростью.

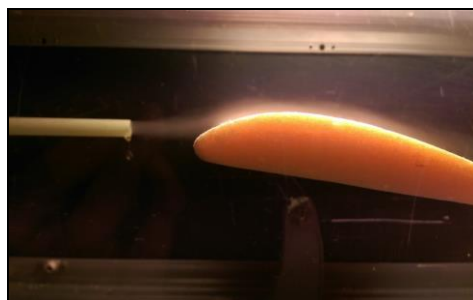


Рисунок 8 – Визуализация с помощью дым-канала (крыло без законцовки)

По результатам продувки законцовки типа *крылышко Уиткомба* (рис. 9) можно сделать вывод о снижении вихревых жгутов, образующихся за крылом в сравнении с обычным прямоугольным крылом и крылом, имеющим винглет типа sharklets. Результаты продувки крыла в аэродинамической трубе полностью совпали с ожидаемым результатом, а также с результатом, проведенном в программе SolidWorks FlowSimulation.



Рисунок 9 - Визуализация с помощью дым-канала (крылышко Уиткомба)

Результаты продувки законцовки типа *spiroid winglet* (рис. 10) ожидалось максимальное уменьшение вихревого жгута при использовании данной законцовки. В процессе продувки в аэродинамической трубе это предположение подтвердилось - законцовка *spiroid winglet* создает наименьший вихревой жгут по сравнению с законцовками, представленными выше.



Рисунок 10 - Визуализация с помощью дым-канала (*spiroid winglet*)

Каждый вид законцовок обладает набором положительных качеств, но существуют и эксплуатационные ограничения. Так, аэродинамическая законцовка в полёте создаёт дополнительный изгибающий момент на

силовую конструкцию крыла, что требует дополнительного усиления лонжеронов, увеличивает массу конструкции. Кроме того, вертикальные законцовки увеличивают площадь бокового профиля планера, что снижает значение максимального бокового ветра, при котором возможно осуществлять взлёт и посадку самолёта.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Винглеты не являются единственным способом снижения индуктивного сопротивления. Сегодня проходят испытания самолета с раскладывающимися крыльями. проводят исследования по программе технических, эксплуатационных и коммерческих возможностей парного полета двух самолетов на дальнемагистральных рейсах. С появлением новых композитных материалов возникает интерес к созданию адаптивных поверхностей – гибкого крыла.

Имитационное моделирование в программе SolidWorksFlowSimulation и физическое моделирование в аэродинамической трубе показало хорошее соответствие полученных результатов. Показано влияние геометрии крыла и различных видов законцовок на летно-технические характеристики воздушных судов, обеспечивающие устойчивость и управляемость самолета, способствующие безопасности полета, повышающих топливную эффективность. Проведен сравнительный анализ эффективности различных видов законцовок.

Физический анализ, методы имитационного и натурального моделирования обладают высокой степенью наглядности и необходимы при организации учебного процесса в учебных заведениях авиационного профиля. Методы визуализации помогают представить те процессы, которые практически не наблюдаются в условиях учебного полета, но важны для понимания обучаемыми.

Результаты данной работы и физические модели внедрены в учебный процесс при изучении аэродинамики, физики, информатики [4].

Практическая значимость: имитационное моделирование и натуральный эксперимент обладают высокой степенью наглядности, что очень важно при организации учебного процесса при подготовке пилотов и переподготовке авиационных специалистов.

## СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Москаленко, В.О., Цой, А.И., Недогарок, А.А. Исследование аэродинамических характеристик крыла с законцовками различной формы. // Инженерный журнал: наука и инновации. –2019. – №10. – М.: МГТУ им. Н.Э.Баумана.
2. Airline world. Aircraft Winglets. Accessed 25 November 2010.
3. Mark D. Maughmer, THE DESIGN OF WINGLETS FOR LOW-SPEED AIRCRAFT. The Pennsylvania State University Park, Pennsylvan
4. Огибалов, И.Г. Анализ эффективности аэродинамических законцовок крыла. // Материалы 12 Международной молодёжной конференции «Гражданская авиация: XXI век» – Ульяновск : УИ ГА, 2020. –С.103-104.