

УДК 629.7.012

## СГЛАЖИВАНИЕ ИЗЛОМА ОБРАЗУЮЩЕЙ МЕЖДУ ФЮЗЕЛЯЖЕМ И КАПОТНЫМИ СТОРОНКАМИ ВЕРТОЛЕТА В ПРОЦЕССЕ ПОСТРОЕНИЯ ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ

К. А. АЛЕКСЕЕВ

alexeev-k@yandex.ru

ФГБОУ ВО «Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева-КАИ»  
(КНИТУ-КАИ)

Поступила в редакцию 09.04.2016

**Аннотация.** Рассмотрен комплекс вопросов, направленных на повышение качества разрабатываемых аэродинамических моделей вертолетов. Проанализирована модель существующего вертолета, выявлены недостатки в гладкости кривых, формирующих аэродинамические обводы, предложена методика повышения качества поверхности обводов. На основе предложенной методики разработаны несколько вариантов новых обводов с несущественным увеличением площади поперечного сечения.

**Ключевые слова:** моделирование, аэродинамические обводы, вертолет, САПР

### ВВЕДЕНИЕ

При анализе летных характеристик вертолета требуется составить схему действующих на него аэродинамических сил, определить их величины. Точность определения величины сил напрямую влияет на технические характеристики вертолета, способность выполнять те или иные задачи. В общем случае силы трения определяют уровень мощности двигательной установки, а поперечные силы влияют на управляемость объекта.

При традиционной схеме проектирования для определения сил используются продувки в аэродинамических трубах (как правило, уменьшенных моделей), испытания в бассейнах и натурные испытания. Однако все экспериментальные исследования – это достаточно дорогой способ получения подобных знаний. Для того чтобы испытать модельное устройство, необходимо сначала его изготовить, затем составить программу испытаний, подготовить стенд и, наконец, провести серию замеров. При этом в большинстве случаев на достоверность результатов испытаний будут влиять допущения, вызванные отступлением от реальных условий эксплуатации объекта.

Способы измерения также вносят погрешности в измеряемые величины. Неправильная схема размещения датчиков на объекте или неверная ориентация их рабочих частей может привести к получению некорректных результатов [1].

В настоящее время ведущие отраслевые компании на этапе эскизного проектирования широко используют технологии компьютерного моделирования САЕ. Это позволяет рассмотреть большее количество вариантов при поиске оптимальной конструкции. Например, широко известный современный программный комплекс ANSYS CFX позволяет проводить расчет в широком диапазоне скоростей: от моделирования ламинарных течений до турбулентных потоков с сильной анизотропией параметров [2].

Широкий набор используемых моделей турбулентности включает традиционные модели RANS (Reynolds Averaged Navie-Stoks), обладающие лучшим соотношением «скорость–точность», модель турбулентности SST (Shear Stress Transport) (двухслойная модель Ментера), удачно сочетающую в себе достоинства моделей турбулентности «k-e» и «k-w». Для потоков с развитой анизотропией больше подходят модели типа RSM (Reynolds Stress Model). Прямой расчет параметров турбулентности по направлениям позволяет точнее определять характеристики вихревого движения потока.

В отдельных случаях рекомендуется применять модели, построенные на вихревых теориях: DES (Detachable Eddy Simulation) и LES (Large Eddy Simulation). Специально для



Рис. 1. Перспективный вертолет S-97 Raider компании «Sikorsky Aircraft»

случаев, где особенно важен учет процессов ламинарно-турбулентного перехода, разработана модель Transition Turbulence Model, созданная на основе хорошо зарекомендовавшей себя SST-технологии. Модель прошла обширную программу тестирования на различных объектах (от лопаточных машин до пассажирских самолетов) и показала прекрасную корреляцию с экспериментальными данными [3]. Из известных отечественных и зарубежных литературных источников [4-6] следует, что, начиная с 2000 года, корпуса вертолетов начинают приобретать обтекаемую форму в плоскости  $A$  (UH-72 Lacota, 2006 г., ЕС.635, 2001 г., AW.139, 2001 г., MH2000, 1996 г.), сохраняя при этом, в той или иной степени, излом между фюзеляжем и капотом, если смотреть против полета. Визуально обтекаемую форму в обеих плоскостях имеет последняя разработка компании «Sikorsky Aircraft» S-97 Raider (рис. 1).

### АНАЛИЗ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ИМЕЮЩИХСЯ ОБВОДОВ ПЛАНЕРА ВЕРТОЛЕТА

С целью выполнения предварительного анализа были получены сечения имеющейся модели вертолета. Контур полученных сечений был проанализирован на соответствие непрерывности типа G2.

Схема расположения секущих плоскостей для летных углов вертолета  $0^\circ$  и  $5^\circ$  приведена на рис. 2. Сечения выполнялись в декартовой системе координат. Сечения  $A$  – перпендикулярно направлению полета, а сечения  $B$  – параллельно горизонту. Третья декартова плоскость (сечение  $B$ ) была исключена из рассмотрения ввиду отсутствия характерных кривых для разных углов полета.

Анализ кривых проводился в САПР при помощи инструмента визуализации кривизны. Графические изображения кривизны характерных сечений имеющихся обводов корпуса вертолета приведены в табл. 1.

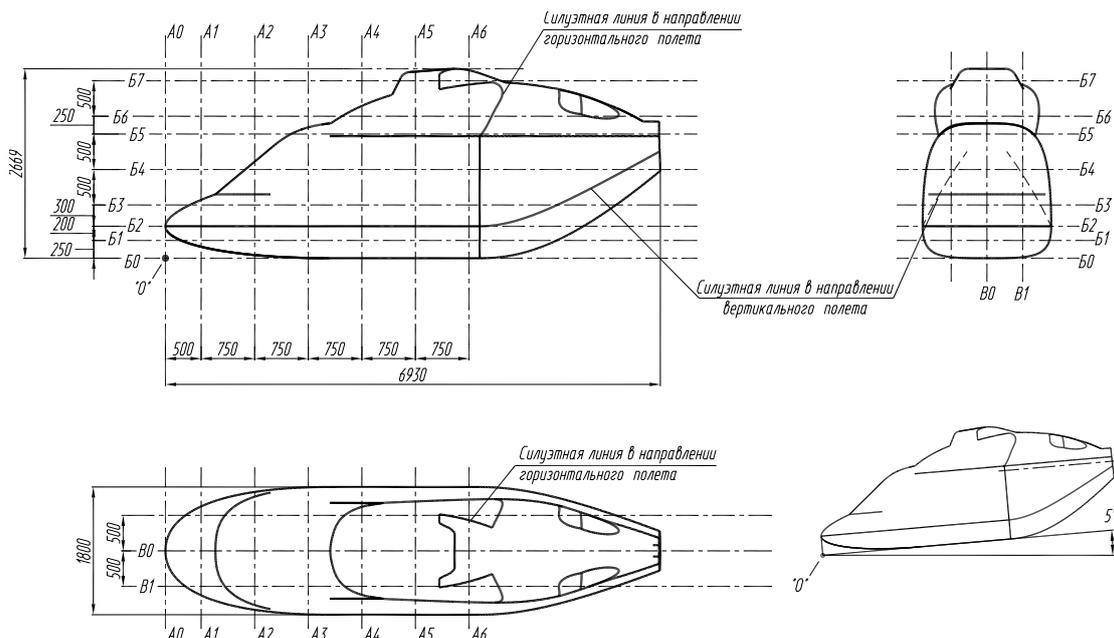


Рис. 2. Схема расположения секущих плоскостей для летных углов  $0^\circ$  и  $5^\circ$

Таблица 1

Характерные графические изображения кривизны сечений корпуса в плоскостях *A* и *B*

Сечение	Угол полета	
	0°	5°
A2		
A4		
B2		
B6		

Из анализа кривых видно, что оба семейства (*A* и *B*) содержат точки излома, в которых происходит скачок кривизны, а также области с обратной кривизной.

В конечном итоге такое поведение кривых отрицательно сказывается на аэродинамическом качестве поверхности.

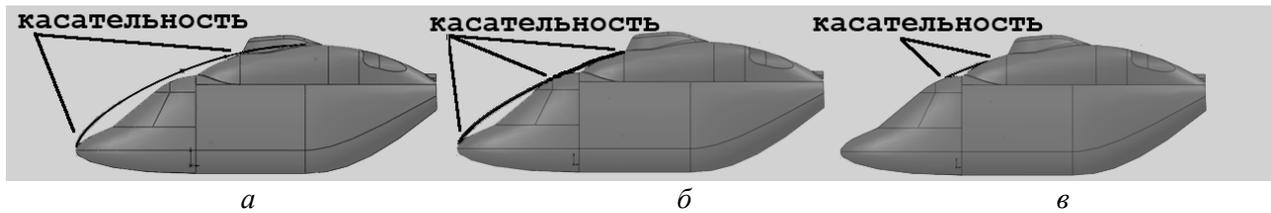


Рис. 3. Варианты гладкого сопряжения обводов в плоскости А:  
 а – по двум точкам касания; б – по трем точкам касания; в – частичное сглаживание

#### РАЗРАБОТКА ВАРИАНТОВ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ПЛАНЕРА ВЕРТОЛЕТА БЕЗ ИЗЛОМА ОБРАЗУЮЩЕЙ МЕЖДУ ФЮЗЕЛЯЖЕМ И КАПОТНЫМИ СТВОРКАМИ

Учитывая общее стремление современных вертолетостроителей к получению гладких обтекаемых обводов корпусов вертолетов в продольной и поперечной плоскостях, использовалась двухэтапная процедура построения модели корпуса вертолета. На первом этапе создается контур лобовой части (в плоскости А) – направляющая кривая. На основе полученной направляющей кривой на втором этапе производится сопряжение обводов фюзеляжа и капотов в плоскости В профильными кривыми.

По первому этапу было предложено три варианта направляющих кривых, каждая из которых представляет собой кривую второго порядка (рис. 3). Первый вариант характеризуется касательностью кривой в двух точках фюзеляжа, носовой и верхней (а), второй вариант – касательностью в трех точках: носовой, верхней и средней части в районе выступа остекления кабины (б). Наконец, третий вариант представляет собой частичное сглаживание контура обводов в плоскости А и заключается в гладком сопряжении корпуса фюзеляжа и капотов с касанием в верхней части и в районе выступа остекления кабины (в).

Гладкое сопряжение контура фюзеляжа и капота в плоскости В профильными кривыми более трудоемко, так как требует сохранения гладкости кривизны стыкуемых участков про-

филя для значительно большего количества контуров, расположенных вдоль направления полета. Кроме того, процесс проектирования профильных кривых требует увязки двух противоречивых требований: уменьшения лобовой площади (площади проекции вертолета на плоскость, перпендикулярную направлению полета) и обеспечения гладкого изменения кривизны профиля наружного контура.

Для гладкого сопряжения профилей фюзеляжа и капота кривыми второго порядка было предложено использовать известную методику аппроксимации массива точек квадратичным полисплайном.

Вкратце суть методики сводится к следующему. Имеется некоторый полисплайн, состоящий из множества кривых второго порядка, таких, что каждые две соседние кривые в точке их соединения касательны друг к другу. Составляющие сплайн кривые представим в неявном виде, а контур представим в виде массива точек  $(x_i, y_i)$  (рис. 4, а).

Для аппроксимации данного массива квадратичным полисплайном зададим условие плавности кривых по первой производной (по касательной и кривизне). Определим коэффициенты квадратичной сплайн-функции на первом участке (между точками 1–2). В точке 1 зададим дополнительное граничное условие: угол наклона касательной (рис. 4, б).

Квадратичная сплайн-функция на первом уровне между точками 1–2 в общем случае запишется следующим образом:

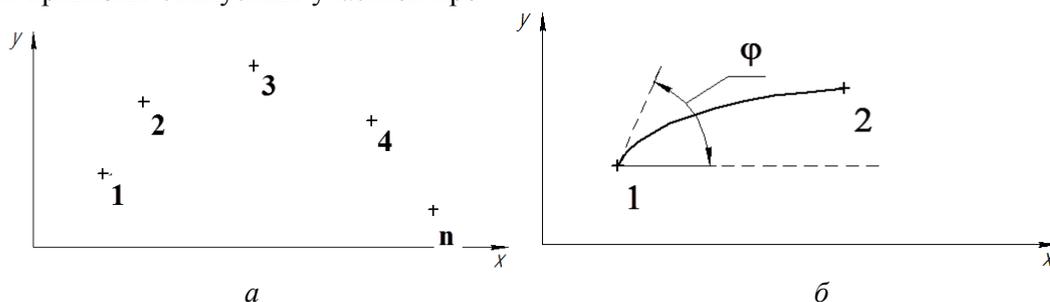


Рис. 4. Массив точек в декартовой системе координат (а); первый участок сплайна (б)

$$y = C_{01} + C_{11}x + C_{21}x^2, \quad (1)$$

где  $C_{01}$ ,  $C_{11}$ ,  $C_{21}$  – коэффициенты, определяющие вид кривой на 1-м участке.

Исходя из условия касательности в точках сопряжения соседних кривых, имеем следующие граничные условия:

- в точке 1 (при  $x=x_1$ ):

$$y = y_1,$$

$$y' = \operatorname{tg} \varphi_1;$$

- в точке 2 (при  $x=x_2$ ):

$$y = y_2.$$

Дифференцируем уравнение (1):

$$y' = C_{11} + 2C_{21}x + 3C_{31}x^2. \quad (2)$$

Подставляем граничные условия (2), получим систему трех линейных уравнений с тремя неизвестными ( $C_{01}$ ,  $C_{11}$ ,  $C_{21}$ ):

$$\begin{cases} C_{01} + C_{11}x_1 + C_{21}x_1^2 = y_1 \\ C_{11} + 2C_{21}x_1 = \operatorname{tg} \varphi_1 \\ C_{01} + C_{11}x_2 + C_{21}x_2^2 = y_2 \end{cases}. \quad (3)$$

Из решения полученной системы уравнений (3) получим искомые коэффициенты квадратичной сплайн-функции на первом участке (между точками 1-2). Из условия плавности полисплайна в точках стыка получим дополнительное граничное условие для второго участка (между точками 2-3). Решения для последующих (между точками 3-4 и далее) участков аналогичны.

#### ПРОЦЕДУРА ПОСТРОЕНИЯ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ОБВОДОВ ВЕРТОЛЕТА АНСАТ

Математическая модель аэродинамических обводов вертолета Ансат выполнялась средствами САПР.

Общим условием для всех трех типов гладкого сопряжения (рис. 3) являлась недопустимость пересечения новыми обводами существующих обводов, что повлекло бы за собой необходимость изменения конструкции каркаса вертолета.

Всего было разработано 6 вариантов моделей, по две модели на каждую направляющую кривую в плоскости А. Модели обозначаются по типу  $Ai-Bj$ , где  $i$  – номер варианта, характеризующий тип направляющей кривой А,  $j$  – номер подварианта, характеризующий способ сопряжения профилей Б с профилем А.

#### Вариант 1 - направляющая кривая по двум точкам касания

По варианту 1 были построены две математические модели А1-Б1 и А1-Б2. Общей для обеих моделей являлась направляющая кривая заданной формы.

Передняя часть направляющей кривой имеет две точки касания с существующим профилем. Задняя часть направляющей кривой повторяет обводы исходного контура капота вертолета. Создание новых профилей в плоскости Б производится с учетом условия минимизации площади поперечного сечения. В точке, где поперечное сечение имеет максимальную ширину, проводится вертикальная касательная к поверхности исходного теоретического контура фюзеляжа. Аналогичным образом проводятся горизонтальные касательные в самой высокой и низкой части сечения (рис. 5, а).

Линии обвода фюзеляжа и капота исходного теоретического контура в областях, близких к точкам максимальных габаритов, характеризуются небольшим изменением кривизны и описываются эллиптическими кривыми.

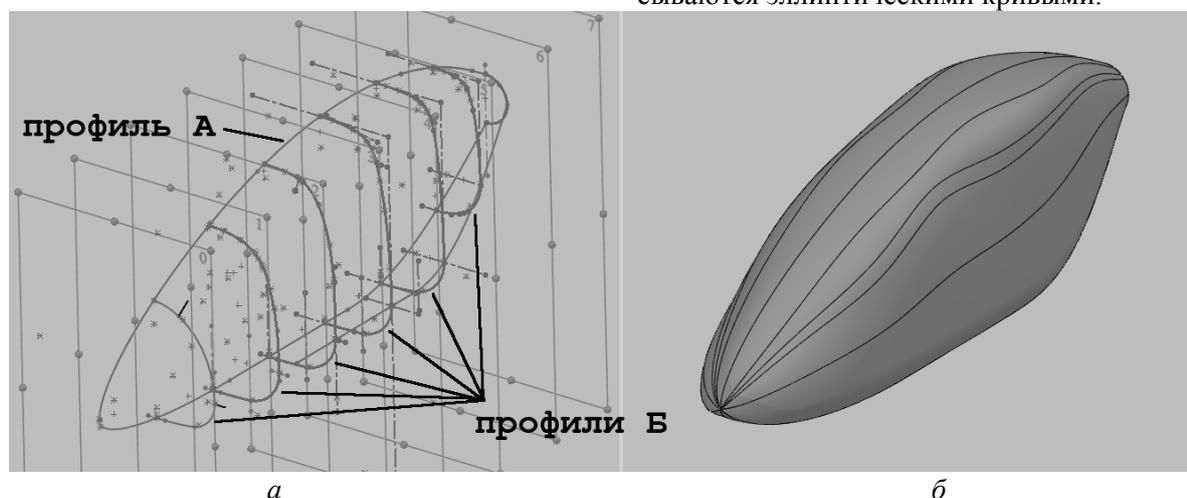


Рис. 5. Построение модели А1-Б1:

а – расположение профильных кривых; б – твердотельная модель обводов

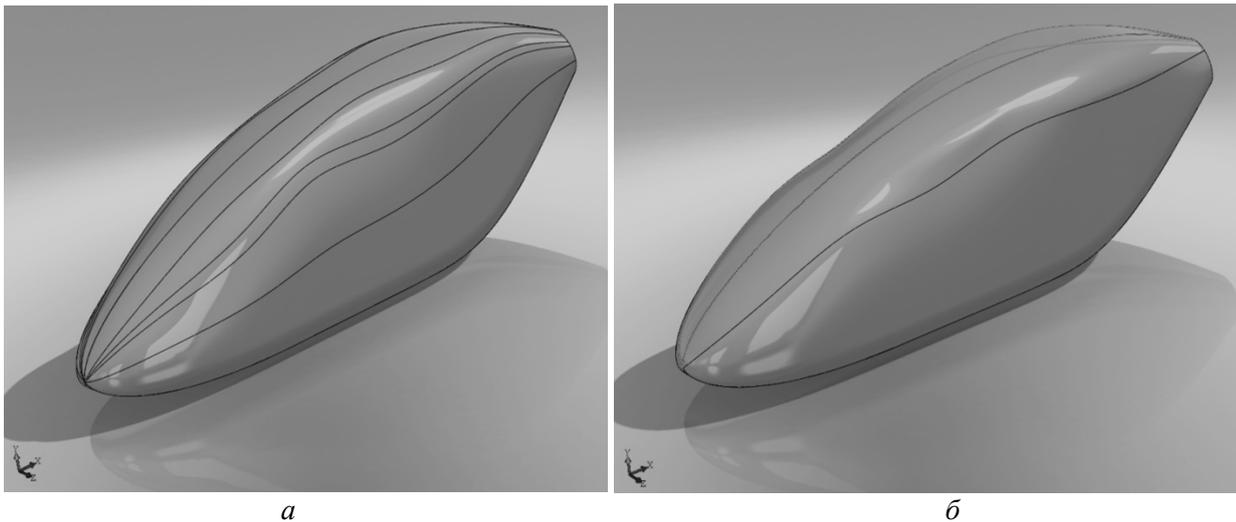


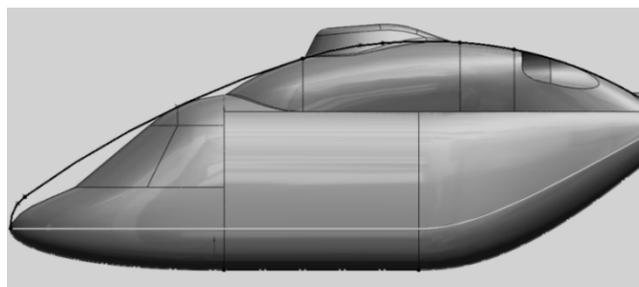
Рис. 6. Обводы моделей: *a* – А1-Б1; *б* – А1-Б2

При этом переход кривой обвода капота к кривой обвода фюзеляжа производится при помощи параболических, реже эллиптических кривых. Новые обводы, построенные с помощью профилей Б1, показаны на рис. 5, *б*. Всего использовано 8 сечений, равномерно расположенных вдоль профиля А. Профиль Б2 имеет бóльшую площадь поперечного сечения, но при этом более плавные обводы и переходы кривых, составляющих описывающий полисплайн, друг в друга. Сплайны профилей Б2, в отличие от профилей Б1, состоят исключительно из эллиптических кривых. Расстояния между профилями и общие принципы построения соответствуют таковым для профиля Б1.

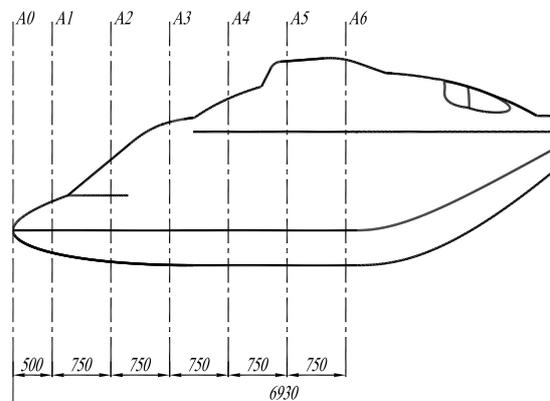
Фотореалистичные изображения обводов моделей А1-Б, А1-Б2 показаны на рис. 6.

### Вариант 2 - направляющая кривая по трем точкам касания

По варианту 2 были построены две математические модели А2-Б1 и А2-Б2.



*a*



*б*

Рис. 7. Построение моделей по варианту А2-хх:

*a* – направляющая кривая; *б* – схема расположения профильных кривых

Направляющая кривая для обеих моделей состоит из шести эллиптических дуг, две из которых используются в лобовой части вертолета (рис. 7, *a*). Все дуги сопрягаются между собой по касательной.

Так как направляющая кривая имеет три обязательные точки касания с существующим контуром, то обеспечить гладкое изменение кривизны становится проблематичным. Для облегчения процедуры построения и выглаживания поверхности обводов было выполнено тринадцать профильных кривых, семь из которых были расположены в передней части фюзеляжа и распределены в соответствии со схемой, приведенной на рис. 7, *б*.

Аналогично процедуре построения модели по варианту 1 профили Б2 имеют более гладкое изменение кривизны и бóльшую площадь поперечного сечения, чем профили Б1 (рис. 8).

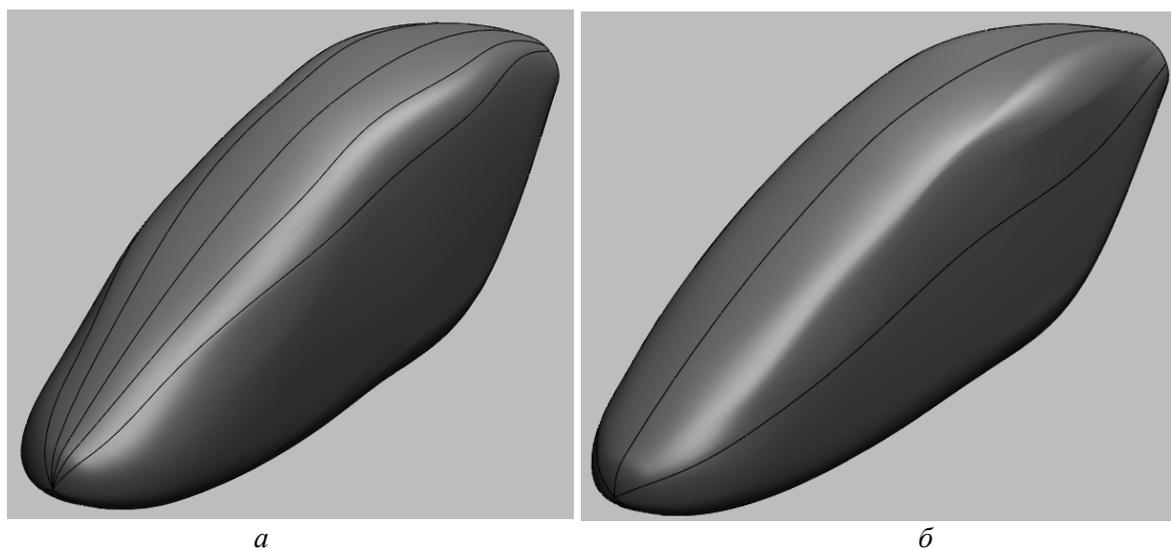


Рис. 8. Обводы моделей: *a* – А2-Б1; *б* – А2-Б2

### Вариант 3 – направляющая кривая по трем точкам касания

По варианту 3 были построены две математические модели А3-Б1 и А3-Б2. Имеющийся контур в плоскости А сглаживался только частично с образованием гладкого сопряжения между фюзеляжем и капотом. Сопряжение между носовой частью и остеклением не выполнялось (рис. 9).

Принципы сопряжения профильных кривых с направляющей кривой и профилями существующих обводов аналогичны процедуре построения по варианту 1 и 2.

Параметры наибольших поперечных сечений моделей по трем вариантам сведены в табл. 2.

С целью выполнения анализа гладкости новых обводов были выполнены сечения моделей вертолета Ансат. Контур полученных сечений был проанализирован на соответствие непрерывности типа G2. Анализ гладкости полученных кривых показал, что поверхность обводов вертолета содержит существенно меньшее количество участков с обратной кривизной (волнистостью) и со скачкообразным изменением кривизны.

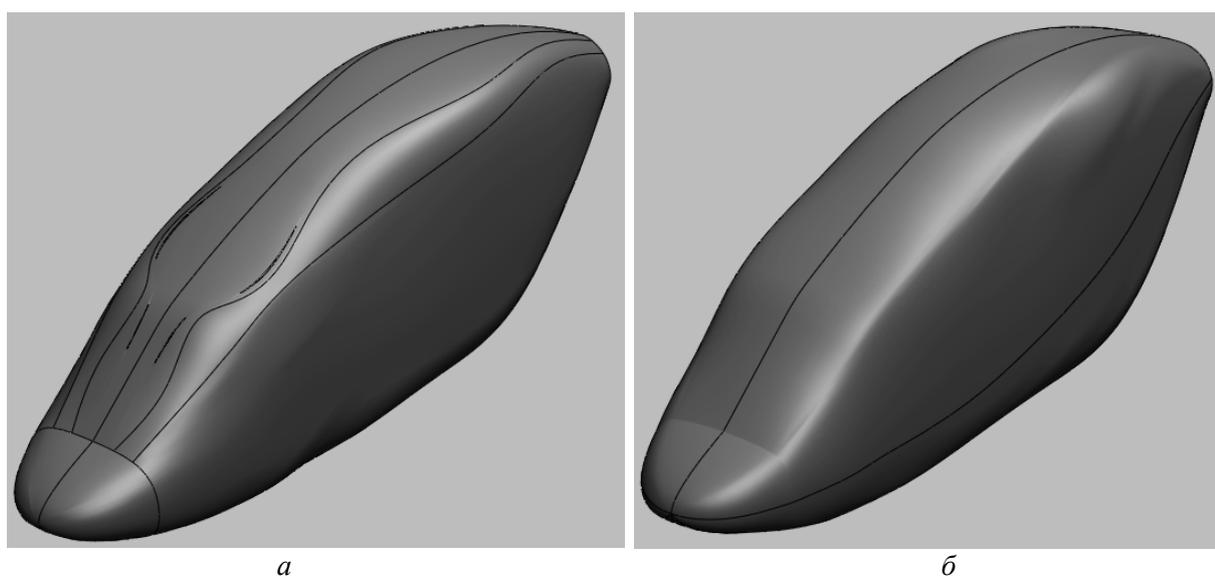


Рис. 9. Обводы моделей: *a* – А3-Б1; *б* – А3-Б2

Параметры наибольших поперечных сечений моделей

№	Модель	Параметры сечения (изменение, %), м <sup>2</sup> при летных углах, °	
		0	5
1.	Существующая модификация	3.9329430	4.363101
2.	A1-B1	4.071709 (+3,5)	4.489564 (+2,9)
3.	A1-B2	4.082443 (+3,8)	4.520187 (+3,6)
4.	A2-B1	4.090851 (+4,0)	4.503155 (+3,2)
5.	A2-B2	4.109611 (+4,5)	4.536988 (+4,0)
6.	A3-B1	4.082176 (+3,8)	4.507794 (+3,3)
7.	A3-B2	4.123351 (+4,8)	4.562917 (+4,6)

### ВЫВОДЫ

В работе выполнен анализ существующей модели фюзеляжа вертолета с целью улучшения аэродинамических характеристик. Предложенная методика анализа гладкости обводов с учетом непрерывности касательной вдоль кривой (первой производной или непрерывность G1), а также плавного изменения кривизны (второй производной или непрерывность G2) позволила выявить участки с обратной кривизной (волнистость) и со скачкообразным изменением кривизны.

С целью повышения аэродинамического качества модели были предложены три варианта носовой части фюзеляжа и разработаны шесть моделей новых обводов, обладающих существенно более гладкими формами.

Результаты работы могут быть использованы при разработке вычислительной аэродинамической модели, определении расчетных случаев и рабочих нагрузок, действующих на капотные створки, проведении исследований деформации конструкции фюзеляжа.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Мэттьюз Ф., Роллингс Р.** Композитные материалы. Механика и технология. Мир материалов и технологий. – М.: Техносфера, 2004. – 408 с. [Matthews F.L., Rawlings R.D. Composite materials. Engineering and science, Cambridge: CRC Press, Woodhead Publishing, 1999. – 480 p.]
2. **Рейфснайдер К.** Повреждение композитной структуры в процессе работы: Прикладная механика композитов. Сер. Механика / Пер с англ. – М.: Мир, 1989. С. 108 – 142. [Rejfsnajder K. "Composite structure damage during operation" (in Russian) in: *Applied Mechanics of Composites*. Ser. Mechanika, – М.:Mir, 1989. pp. 108–142 ]
3. **Обзор** расширенных возможностей сеточного генератора ICEM CFD версии 12.0 // ANSYS Advantage, 2009, №11, С.41–43, №12, С.44–46. [Overview of the advanced features of the grid generator ICEM CFD ver. 12.0, (in Russian)// ANSYS Advantage, 2009, №11, P.41–43, №12, P.44–46.]

4. **Вертолеты/** Е. И. Ружицкий. – М. : ВИКТОРИЯ, АСТ.Т. 1, 1997. – 192 с. [Helicopters/ Е. I. Ruzhickij. – М.: VIKTORIJa, AST.T. 1, (in Russian) 1997. – 192 p.]

5. **Вертолеты/** Е. И. Ружицкий. – М. : ВИКТОРИЯ, АСТ.Т. 2, 1997. – 208 с. [Helicopters/ Е. I. Ruzhickij. – М. : VIKTORIJa, AST.T. 2, (in Russian) 1997. – 208 p.]

6. **Зарубежные вертолеты /** ред. Е. И. Ружицкий, 1989. – 114 с. [Foreign helicopters/ red. E. I. Ruzhickij, (in Russian), 1989. – 114 p.]

### ОБ АВТОРЕ

**АЛЕКСЕЕВ Кирилл Анатольевич**, доц. каф. прочности конструкций. Дипл. инженер-механик ВРД (КАИ, 1993). Кандидат техн. наук (КНИТУ-КАИ, 2007) в обл. разработки технологии изготовления складчатых заполнителей для многослойных панелей из композиционных материалов для летательных аппаратов.

### METADATA

**Title:** To the issue of the exclusion of jog which formed between the fuselage and bonnet helicopter in the process of constructing a geometric model.

**Authors:** K. A. Alekseev

**Affiliation:** Kazan National Research Technical University named after A.N.Tupolev (KNITU-KAI), Russia.

**Email:** alexeev-k@yandex.ru.

**Language:** Russian.

**Source:** Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 20, no. 1 (71), pp. 143–150, 2016. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

**Abstract:** The complex of issues aimed at improving the quality of the developed aerodynamic model helicopters is discussed. Existing model of the helicopter is analyzed to identify deficiencies in the smoothness of curves, forming the aerodynamic contours. The method of improving the quality of the surface contours is proposed. Based on the proposed methodology it was developed several variants of the new contours with insignificant increase in cross-sectional area.

**Key words:** Modeling, aerodynamic lines, helicopter, CAD.

### About authors:

**ALEKSEEV, Kirill**, Associative Professor., Dept. of Structural Strength. Dipl. mechanical engineer (Kazan Aviation Inst., 1993). Cand. of Tech. Sci. (KNITU-KAI, 2007).