

## **Компактные несущие системы дозвуковых малоразмерных беспилотных и дистанционно-пилотируемых летательных аппаратов**

**Конюхов И.К.**

*Государственное машиностроительное конструкторское бюро  
«Радуга» имени А.Я. Березняка»,  
улица Жуковского, 2а, Дубна, Московская обл., 141980, Россия  
e-mail: ivan133@post.ru*

### **Аннотация**

В данной работе методами численного моделирования проведено сравнительное исследование аэродинамических характеристик разных типов малогабаритных пространственных несущих систем: решетчатых крыльев, бипланных контурных крыльев, крыла-триплана. Целью работы являлась проверка целесообразности использования решетчатых крыльев с плоским профилем в качестве несущих и управляющих поверхностей на летательных аппаратах с дозвуковой скоростью полёта в сравнении с альтернативными им контурными крыльями с толстыми авиационными профилями. В процессе исследований выявлено, что на дозвуковых скоростях контурное крыло обладает в несколько раз более высоким аэродинамическим качеством, нежели решетчатое при близком максимальном коэффициенте подъёмной силы. Это позволяет считать, что при условии решения проблем прочности и жёсткости, контурное крыло для

большинства типов малогабаритных дозвуковых летательных аппаратов более перспективно, чем решетчатое.

Ключевые слова: аэродинамика, биплан, триплан, контурное крыло, решетчатое крыло, бпла, дпла

## 1. Введение. Актуальность

Полипланые несущие поверхности имели широкое распространение на заре развития авиации, применяясь в виде коробчатых воздушных змеев; крыльев, килей и стабилизаторов самолётов; рулей дирижаблей. Постепенно они были вытеснены монопланной схемой, ввиду их высокого аэродинамического сопротивления. Возрождение полипланых схем произошло в виде решетчатых рулей (РР) компактных сверхзвуковых ракет класса «воздух-воздух» и «поверхность-воздух». На сверхзвуковых скоростях возмущения, создаваемые каждым планом, распространяются внутри скачка уплотнения, благодаря чему отдельные поверхности решетчатого руля не оказывают вредного влияния друг на друга. Преимуществом решетчатых рулей является их большая площадь, а значит, и несущая способность на сверхзвуковой скорости, при компактных размерах и высокой прочности [1].

Одной из характерных черт современных беспилотных (БПЛА) и дистанционно-пилотируемых летательных аппаратов (ДПЛА) является их старт из

транспортно-пускового контейнера или внутренних отсеков носителя, что обуславливает жёсткие ограничения по габаритам. Поэтому в настоящий момент решетчатые несущие поверхности рассматриваются к применению и на дозвуковых летательных аппаратах (ЛА), в виде рулей, стабилизаторов, дестабилизаторов и крыльев. В частности, их применение может быть перспективно на следующих типах ЛА и боеприпасов: стартовые ускорители двухступенчатых ЛА, малогабаритные реактивные снаряды (управляемые и неуправляемые), запускаемые с автомобилей, вертолётов, ДПЛА; снаряды, мины, гранаты; планирующие и корректируемые авиабомбы; микроДПЛА; субснаряды и кассетные боевые части.

Но, как показано в данном исследовании, применение на дозвуковых скоростях классических решетчатых несущих поверхностей даёт неудовлетворительные результаты (аэродинамическое качество ЛА с решетчатыми крыльями  $K < 2$ ). При  $M < 1$  определяющее влияние на аэродинамические характеристики оказывает профиль, а характерная для сверхзвуковых РР профилировка имеет низкие несущие свойства. Дополнительно снижает подъёмную силу интерференция между планами. Большая омываемая площадь увеличивает сопротивление трения, которое при низких числах Рейнольдса (порядка  $Re = 10^5$ ), характерных для рассматриваемых аппаратов, вносит существенный вклад в общее сопротивление. Сопротивление давления возрастает из-за взаимодействия между планами, которое на дозвуковых скоростях не сдерживается конусами Маха. Эти обстоятельства ставят принципиальный вопрос об эффективности применения решетчатых несущих поверхностей на дозвуковых летательных аппаратах. Данное

исследование посвящено сравнению решетчатых крыльев с бипланными и трипланными коробками, при условии равных габаритов, по аэродинамическим характеристикам (подъемная сила, аэродинамическое сопротивление, аэродинамическое качество) при малых дозвуковых скоростях полёта.

## 2. Описание расчётных моделей

В ходе работы было исследовано восемь моделей изолированной несущей поверхности со следующими геометрическими размерами:

- Высота 82 мм
- Размах 324 мм
- Длина хорды 40 мм

Три модели представляют собой решетчатые крылья сотового типа с диагональным расположением планов; четыре – рамочные (контурные) крылья, представляющие собой две горизонтальных прямоугольных профилированных поверхности, соединённых по краям прямоугольными пилонами; ещё одна – крыло-триплан с тремя горизонтальными поверхностями, соединёнными по концам вертикальными пилонами. В моделях с плоским профилем все углы, ориентированные вдоль потока скруглены на постоянный радиус 1 мм, в моделях с «табличными» профилями – на переменный радиус 0,1...2 мм.

**1. Модель РТ (рис. 1).** Решетчатое крыло с внутренними планами, установленными под углом  $45^\circ$  к продольной плоскости с шагом 28 мм. Толщина всех планов 2 мм. Все кромки тупые.

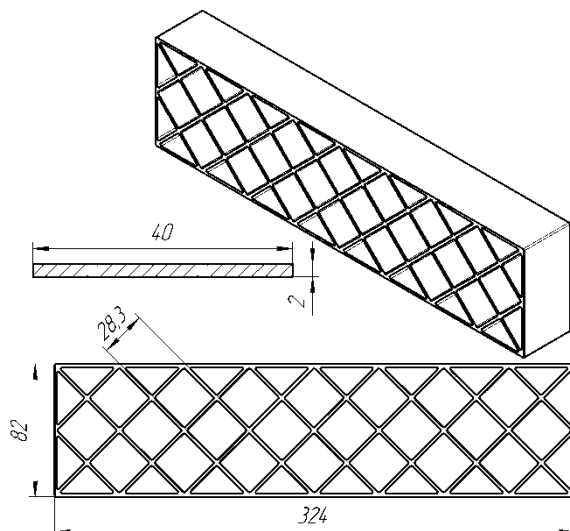


Рисунок 1 – модель РТ

**2. Модель РК (рис. 2).** Решетчатое крыло с внутренними планами, установленными под  $45^\circ$  с шагом 28 мм. Толщина всех планов 2 мм. Кромки скруглены на радиус 1 мм.

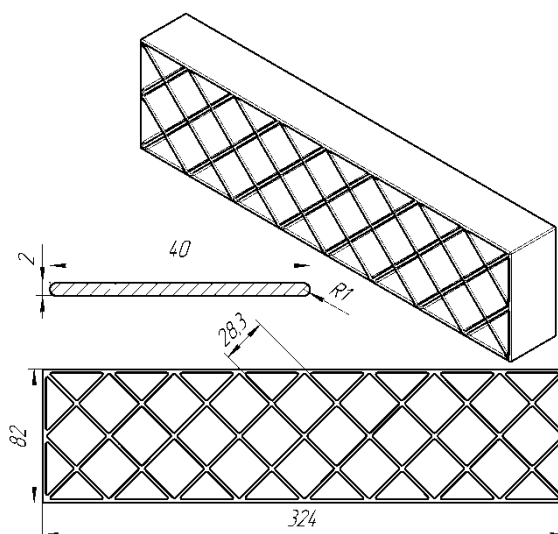


Рисунок 2 – модель РК

3. **Модель РКР (рис. 3).** Решетчатое крыло с внутренними планами, установленными под  $45^\circ$ , с шагом  $56,6$  мм. Толщина всех планов  $2$  мм. Кромки скруглены на радиус  $1$  мм.

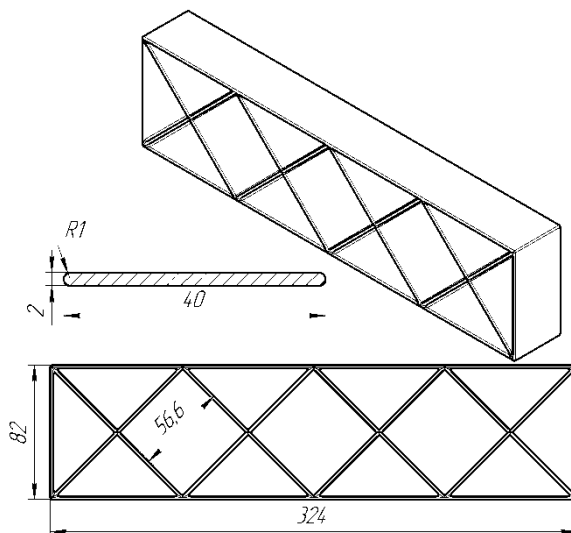


Рисунок 3 – модель РКР

4. **Модель КК (рис. 4).** Рамочное крыло. Как горизонтальные, так и вертикальные поверхности имеют плоский профиль толщиной  $2$  мм, скруглённый по торцам на радиус  $1$  мм.

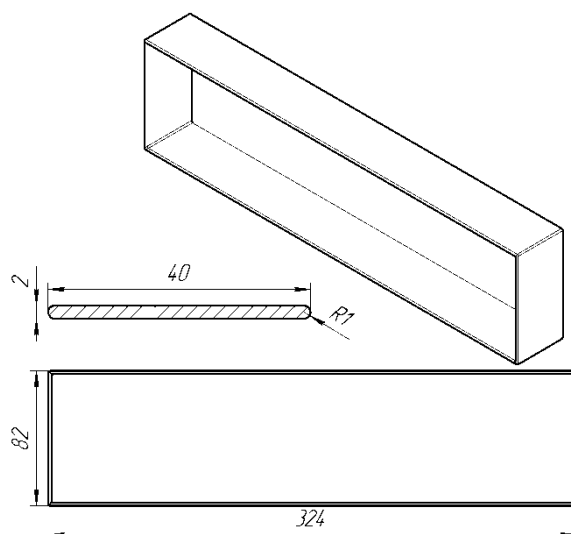


Рисунок 4 – модель КК

**5. Модель КЯ (рис. 5).** Рамочное крыло. Профиль горизонтальных поверхностей Як-55 [2] с максимальной толщиной 7,2 мм; хвостовик профиля обрезан и скруглён радиусом 0,5 мм. Профиль соединительных пилонов представляет собой эллипс максимальной толщиной 4 мм.

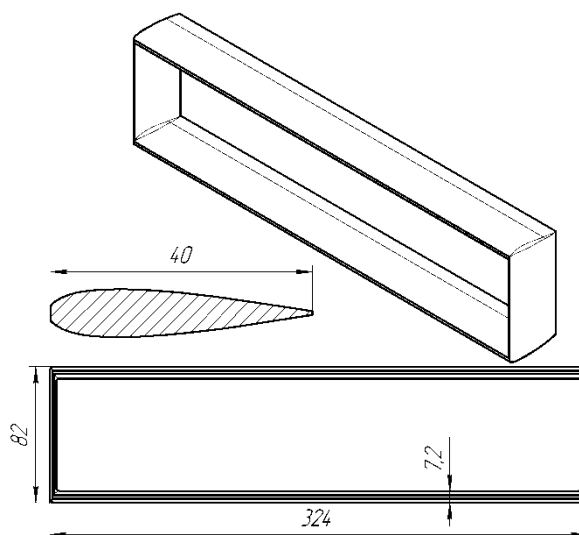


Рисунок 5 – модель КЯ

**6. Модель КН (рис. 6).** Рамочное крыло. Профиль горизонтальных поверхностей НАСА64(3)-418 [3] с максимальной толщиной 7,2 мм; хвостовик профиля обрезан и скруглён радиусом 0,5 мм. Профиль соединительных пилонов представляет собой эллипс максимальной толщиной 4 мм.

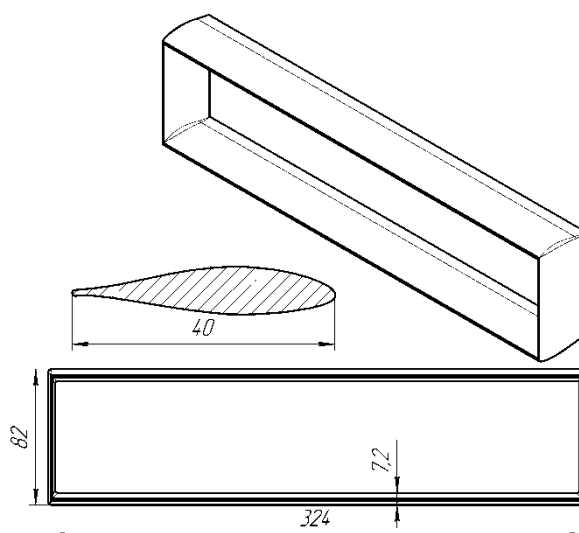


Рисунок 6 – модель КН

7. **Модель КЭ (рис. 7).** Рамочное крыло. Профиль горизонтальных поверхностей Erp1er-1200 [3] с максимальной толщиной 6,8 мм; хвостовик профиля обрезан и скруглён радиусом 0,5 мм. Профиль соединительных пилонов представляет собой эллипс максимальной толщиной 4 мм.

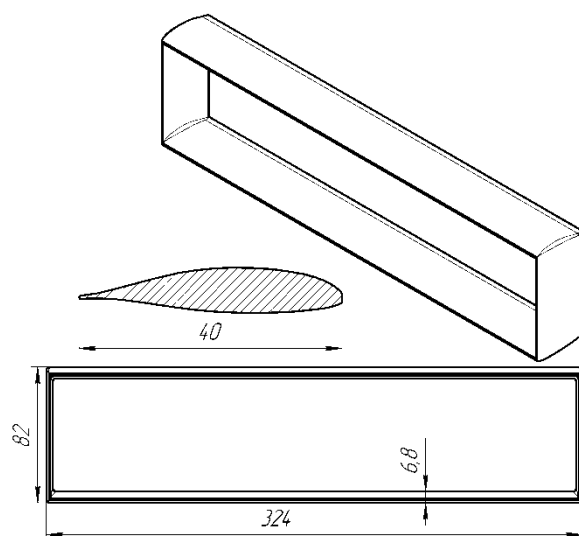


Рисунок 7 – модель КЭ

8. **Модель Т (рис. 8).** Крыло-триплан. Профиль NACA64(3)-418 [3] с максимальной толщиной 7,2 мм; хвостовик профиля скруглён радиусом 0,5 мм. Профиль соединительных пилонов – эллипс максимальной толщиной 4 мм.



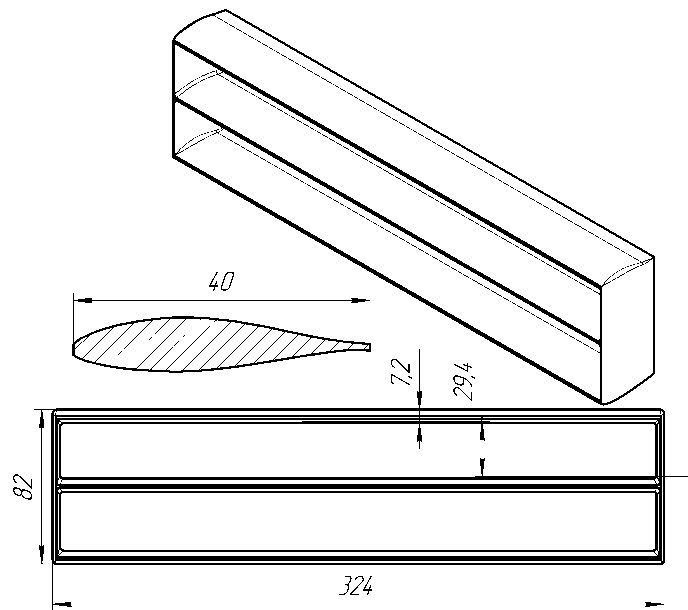


Рисунок 8 – модель Т

Для всех вышеперечисленных конфигураций в САПР SolidWorks 12 были построены твердотельные геометрические модели, на основе которых впоследствии сгенерированы расчётные сетки.

### 3. Методика расчёта

Расчёт аэродинамических характеристик проведён в программно-аналитическом комплексе ANSYS CFX 16.2 для вязкой сжимаемой среды. Сетки неструктурированные гексаэдрические. На кромках планов выполнены дополнительные измельчения сетки. Для моделирования пограничного слоя сетка содержала 40 слоев. Начальная толщина ячейки пограничного слоя составила 0,0015 мм, что обеспечило  $Y^+$  порядка 1. Параметры расчётных сеток показаны в таблице 1.

Некоторые параметры расчётных сеток

<b>Модель</b>	<b>РТ</b>	<b>РК</b>	<b>РКР</b>	<b>КК</b>	<b>КЯ</b>	<b>КН</b>	<b>КЭ</b>	<b>Т</b>
<b>Количество, млн. ячеек</b>	84	98	51	16	107	108	100	153
<b>Характерный размер ячейки на поверхности малой кривизны, мм</b>	1	2	2	2	0,5	0,5	0,5	0,5
<b>Характерный размер ячейки на кромке, мм</b>	0,25	0,25	0,25	0,25	0,06	0,06	0,06	0,06

Расчётная область представляет собой куб с ребром 3000 мм; расстояние от передней грани расчётной области до передних кромок несущей поверхности 1000 мм. На передней грани расчётной области задавалось граничное условие «Inlet» с тремя компонентами вектора скорости, статическим давлением и температурой. На задней грани задавалось условие «Outlet». При расчёте использовалась модель турбулентности Shear Stress Transport (SST).

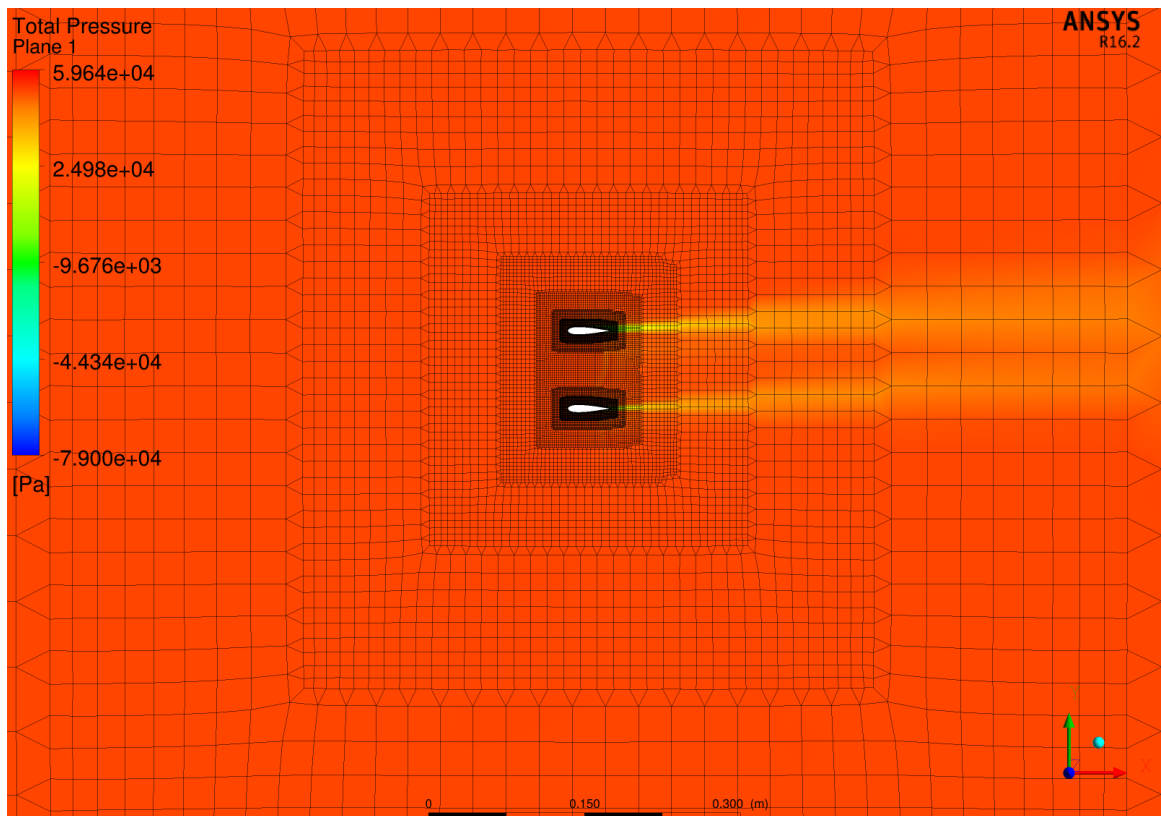


Рисунок 9 – структура гибридной сетки (модель КЯ)

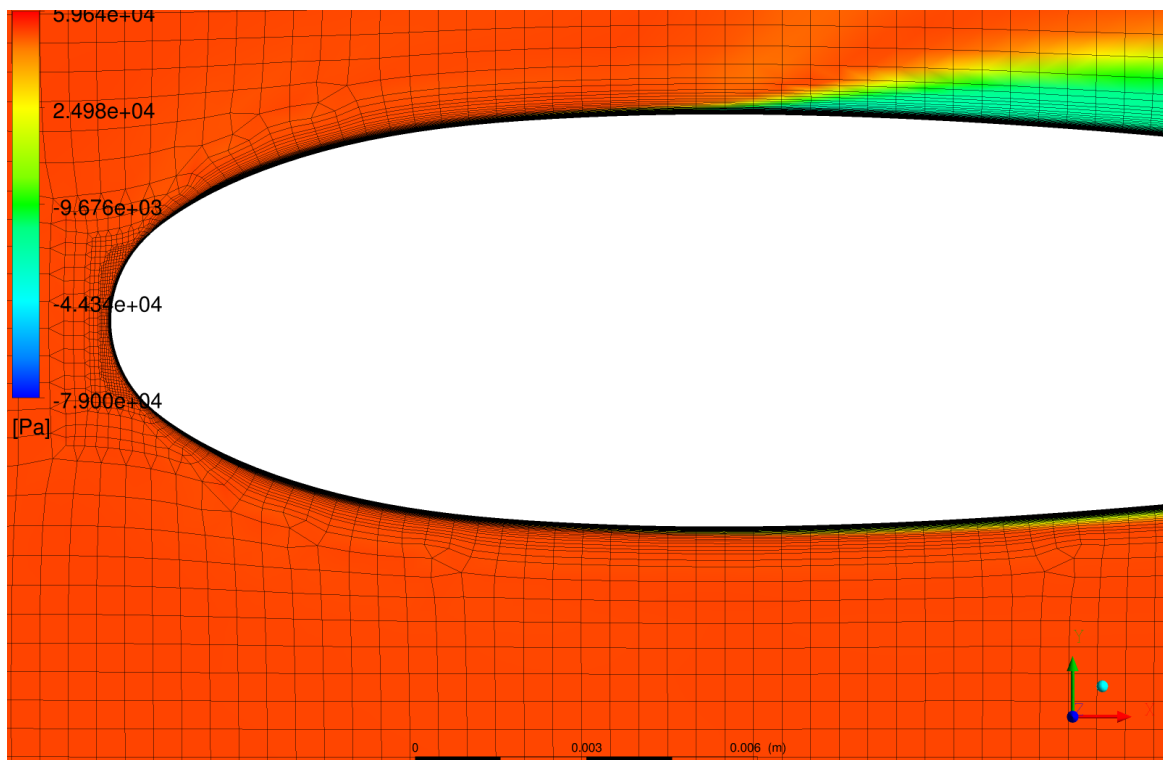


Рисунок 10 – измельчение сетки вблизи поверхности модели КЯ

Параметры внешней среды соответствовали стандартной атмосфере у земли. В данной работе приведены результаты расчётов (силовые коэффициенты, поляры, аэродинамическое качество, поля скоростей и давлений) для скоростей полёта 50 м/с ( $M=0,15$ ) и 120 м/с ( $M=0,35$ ) – они характеризуют, соответственно, полёт с низкими числами Рейнольдса и «классический» дозвук [4]. Вычисления производились для полёта без скольжения ( $\beta=0$ ); диапазон углов атаки изначально задавался, как  $-18...18^\circ$  с шагом в  $3^\circ$ , в процессе моделирования были проведены дополнительные расчёты на больших углах атаки с шагом в  $1^\circ$  с целью поиска точки максимальной подъёмной силы; в некоторых случаях количество расчётных точек, напротив, было сокращено. Для симметричных профилей величины аэродинамических коэффициентов вычислялись, как  $c_{xa}(-\alpha) = c_{xa}(\alpha)$  и  $c_{ya}(-\alpha) = -c_{ya}(\alpha)$ , без моделирования.

#### 4. Результаты расчётов

Аэродинамические коэффициенты, полученные по результатам проведённых исследований, представлены на графиках (рис. 11...26) и в таблицах 2 и 3. Они отнесены к фронтальной площади рассматриваемых несущих систем  $S_{\text{хар}}=0,026568$  м<sup>2</sup>. На основе полученных данных был проведён сравнительный анализ рассматриваемых схем.

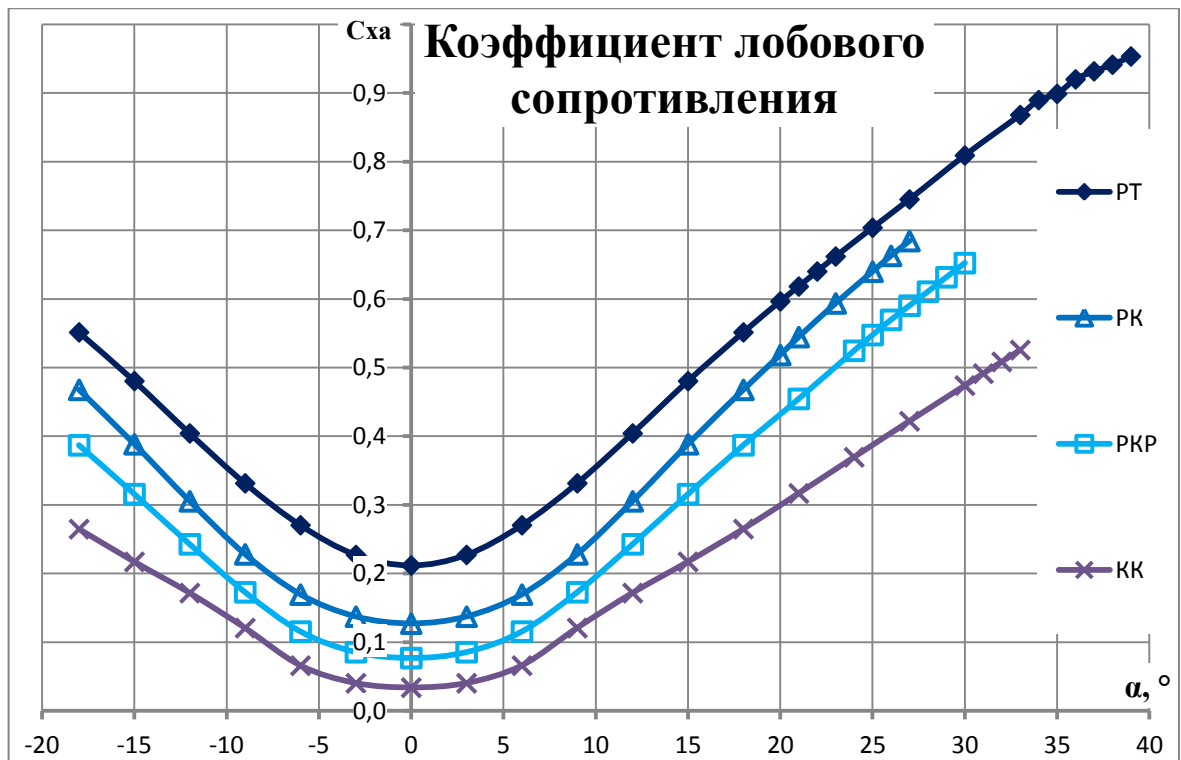


Рисунок 11 – коэффициент аэродинамического сопротивления несущих систем с плоскими профилями планов при  $V=50$  м/с

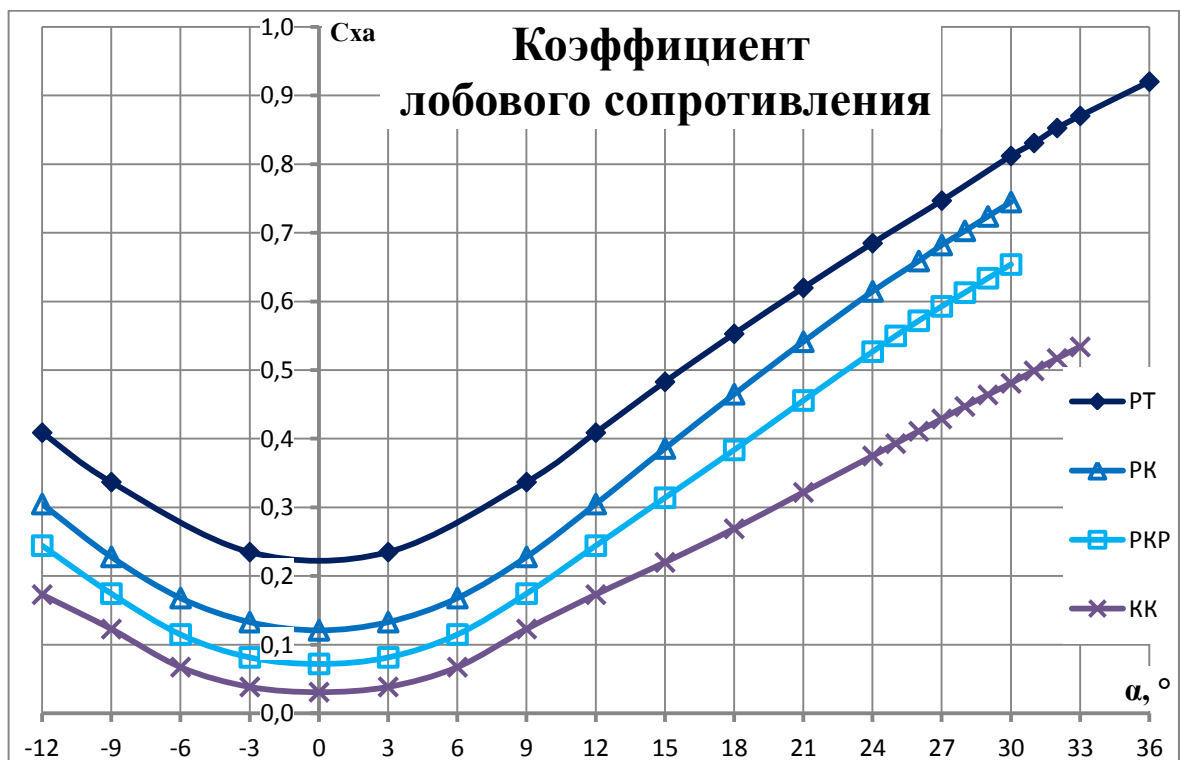


Рисунок 12 – коэффициент аэродинамического сопротивления несущих систем с плоскими профилями планов при  $V=120$  м/с

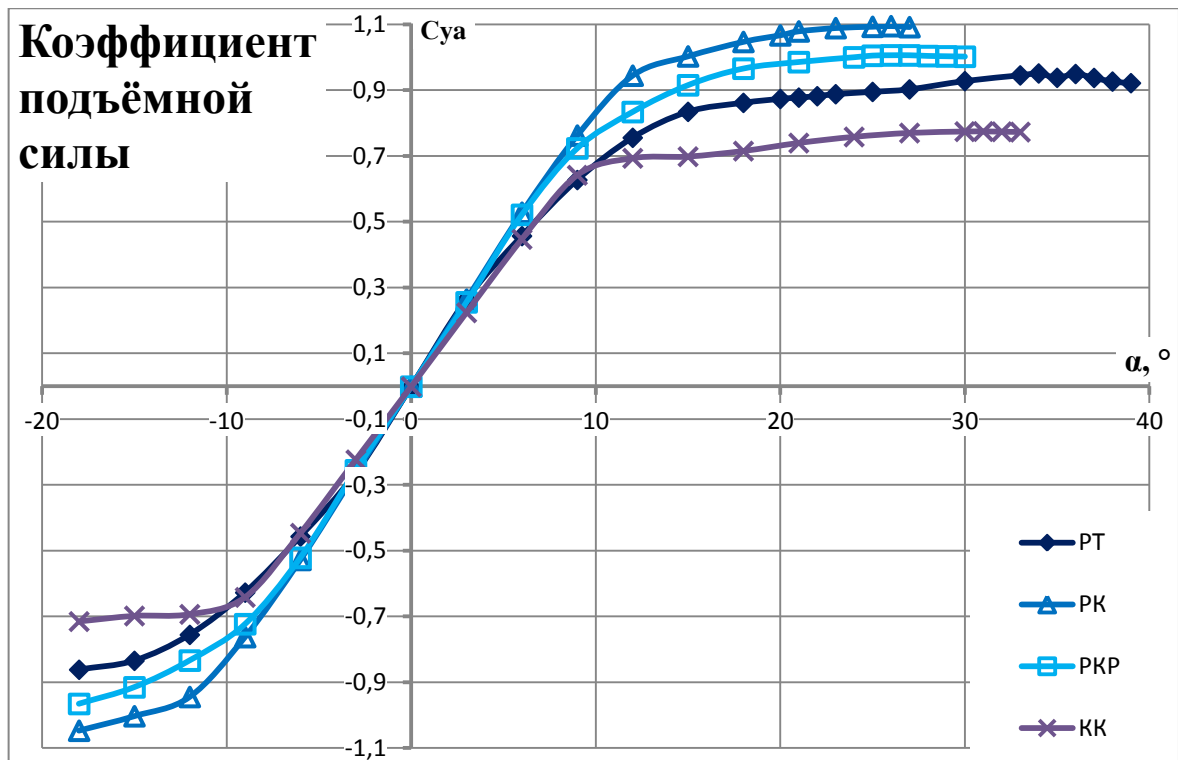


Рисунок 13 – коэффициент подъёмной силы несущих систем с плоскими профилями планов при  $V=50$  м/с

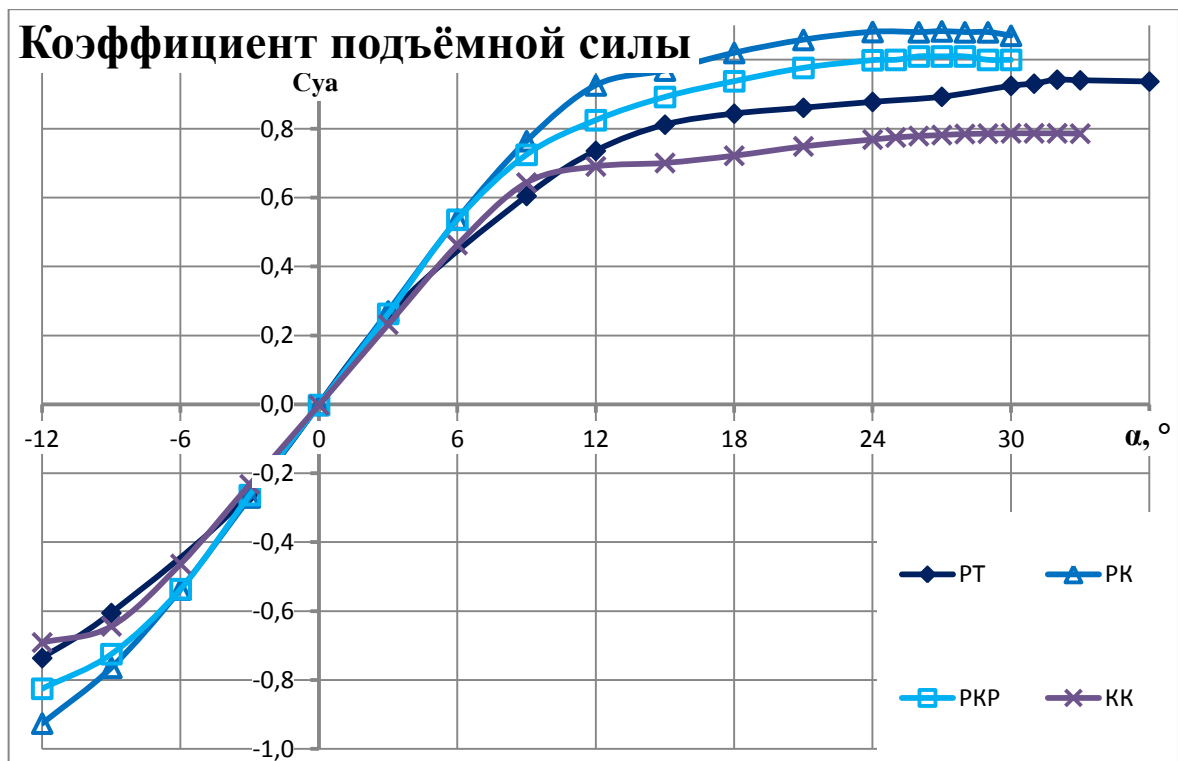


Рисунок 14 – коэффициент подъёмной силы несущих систем с плоскими профилями планов при  $V=120$  м/с

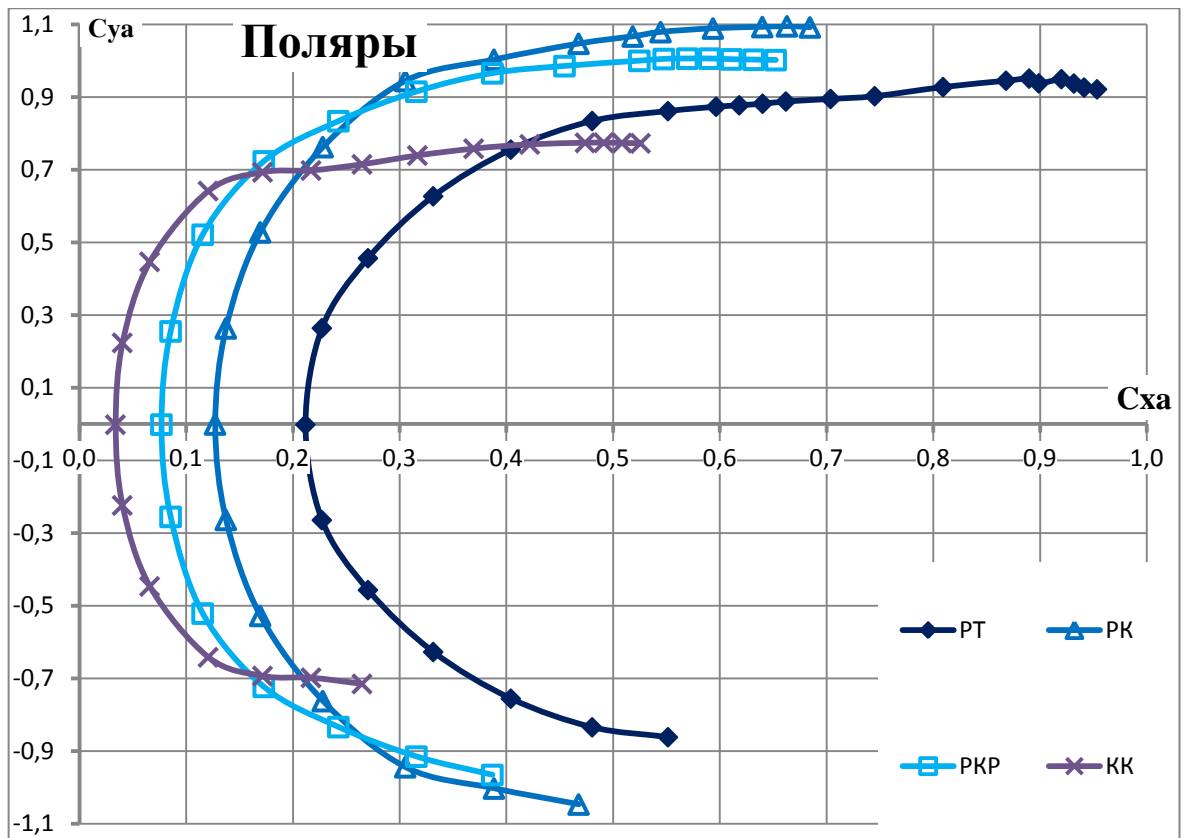


Рисунок 15 – поляры несущих систем с плоскими профилями планов при  $V=50$  м/с

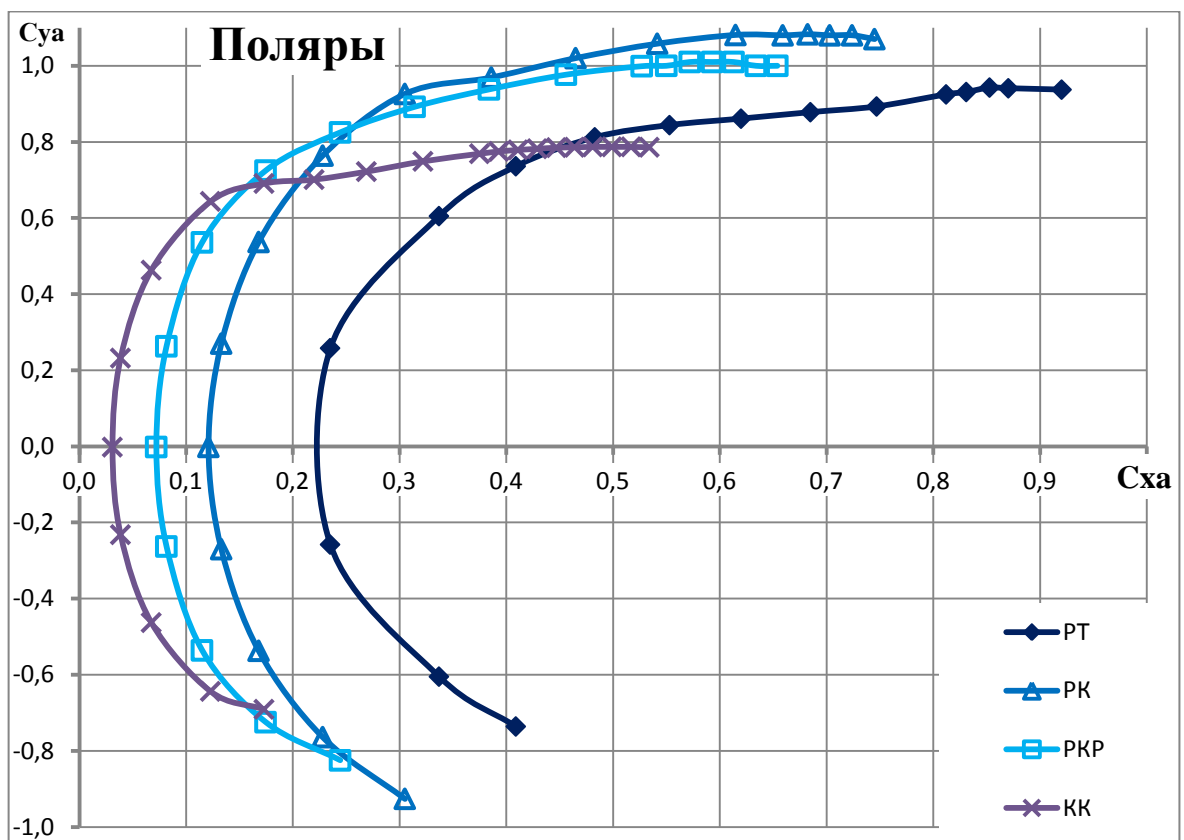


Рисунок 16 – поляры несущих систем с плоскими профилями планов при  $V=120$  м/с

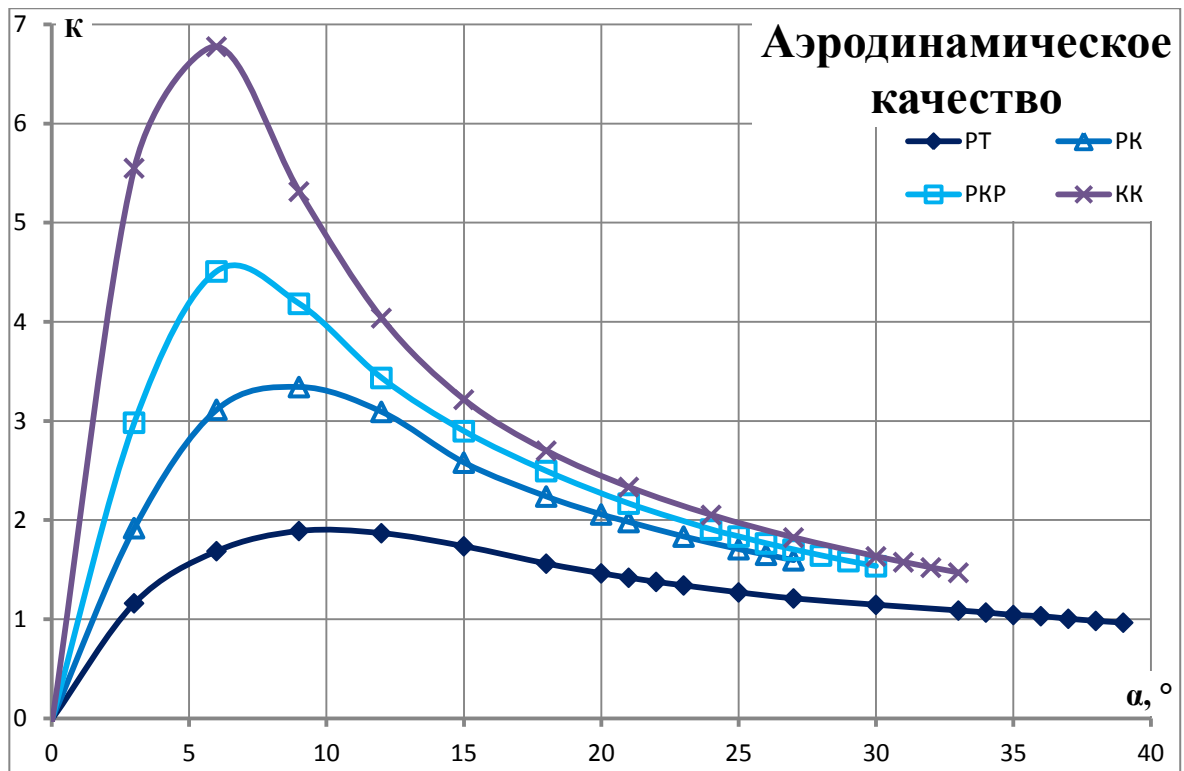


Рисунок 17 – аэродинамическое качество несущих систем с плоскими профилями планов при  $V=50$  м/с

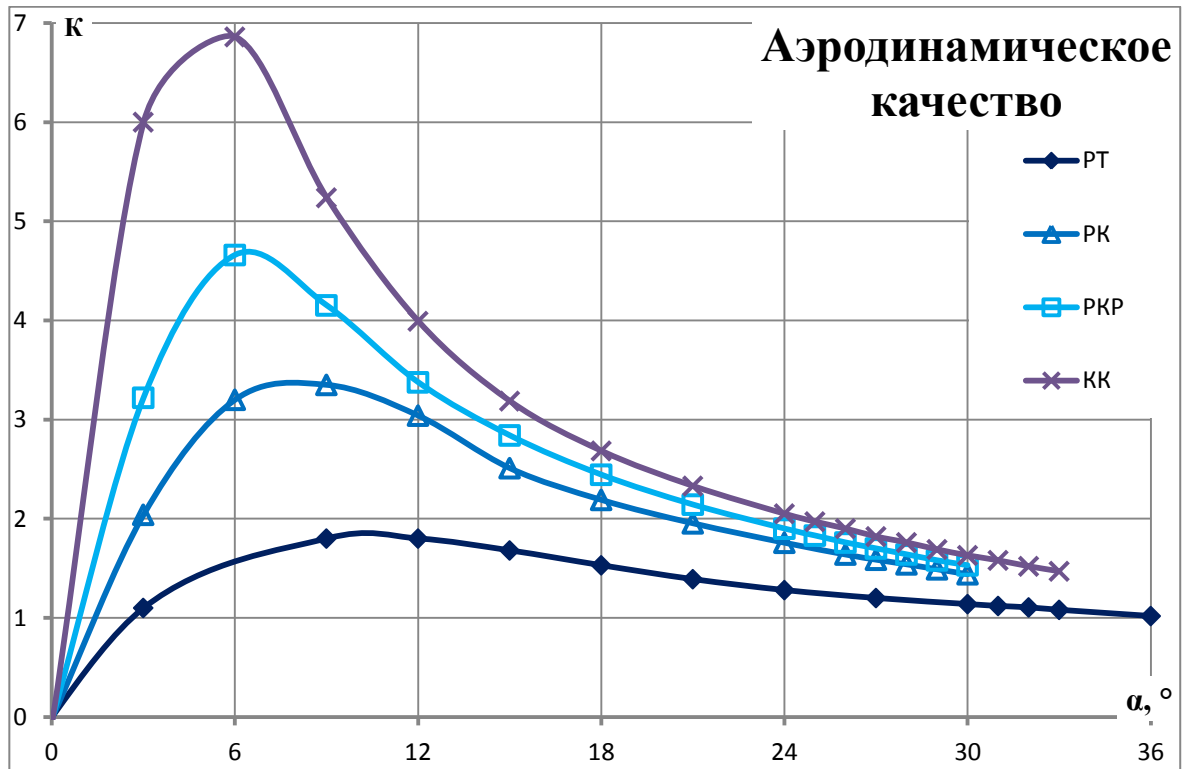


Рисунок 18 – аэродинамическое качество несущих систем с плоскими профилями планов при  $V=120$  м/с



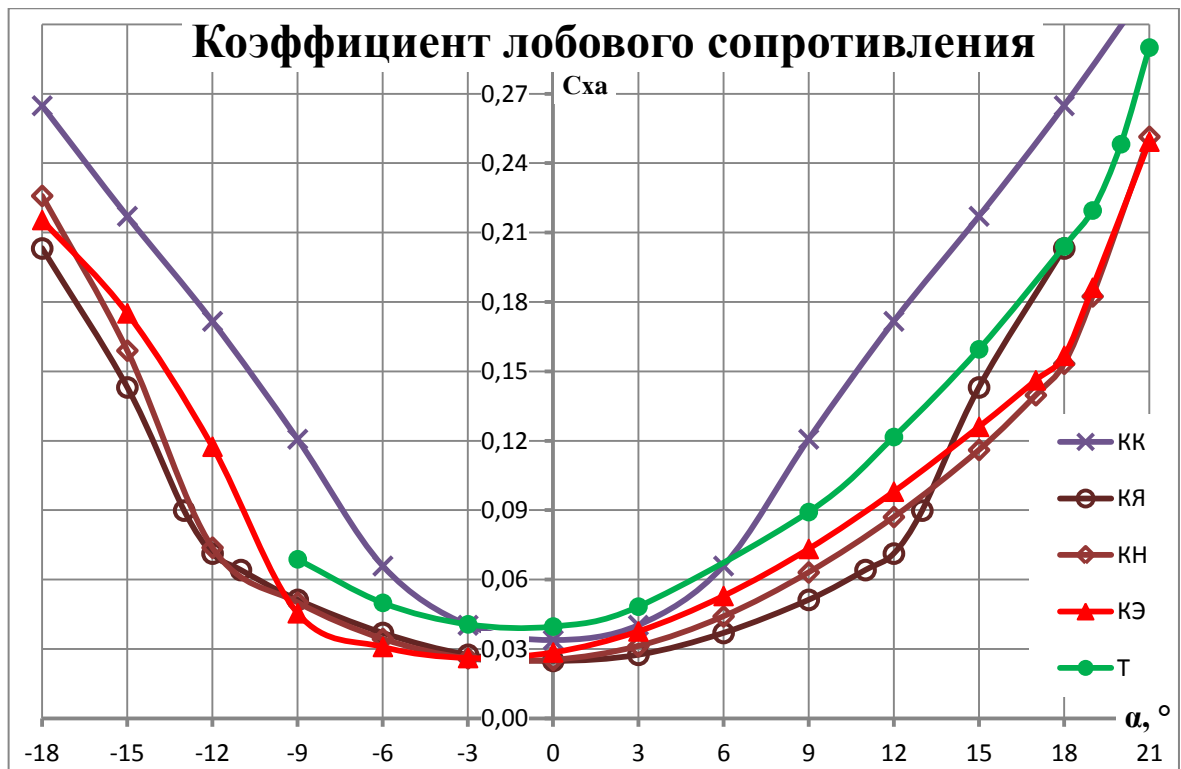


Рисунок 19 – коэффициент аэродинамического сопротивления контурных крыльев  
при  $V=50$  м/с

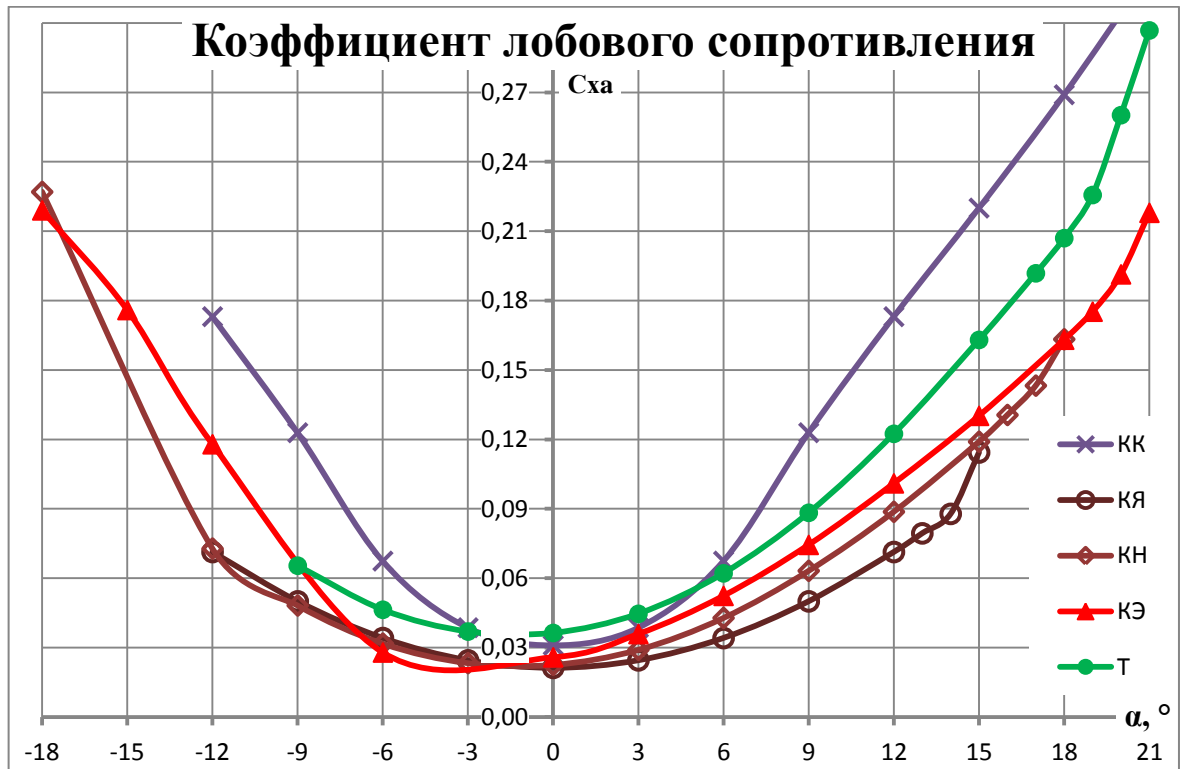


Рисунок 20 – коэффициент аэродинамического сопротивления контурных крыльев  
при  $V=120$  м/с

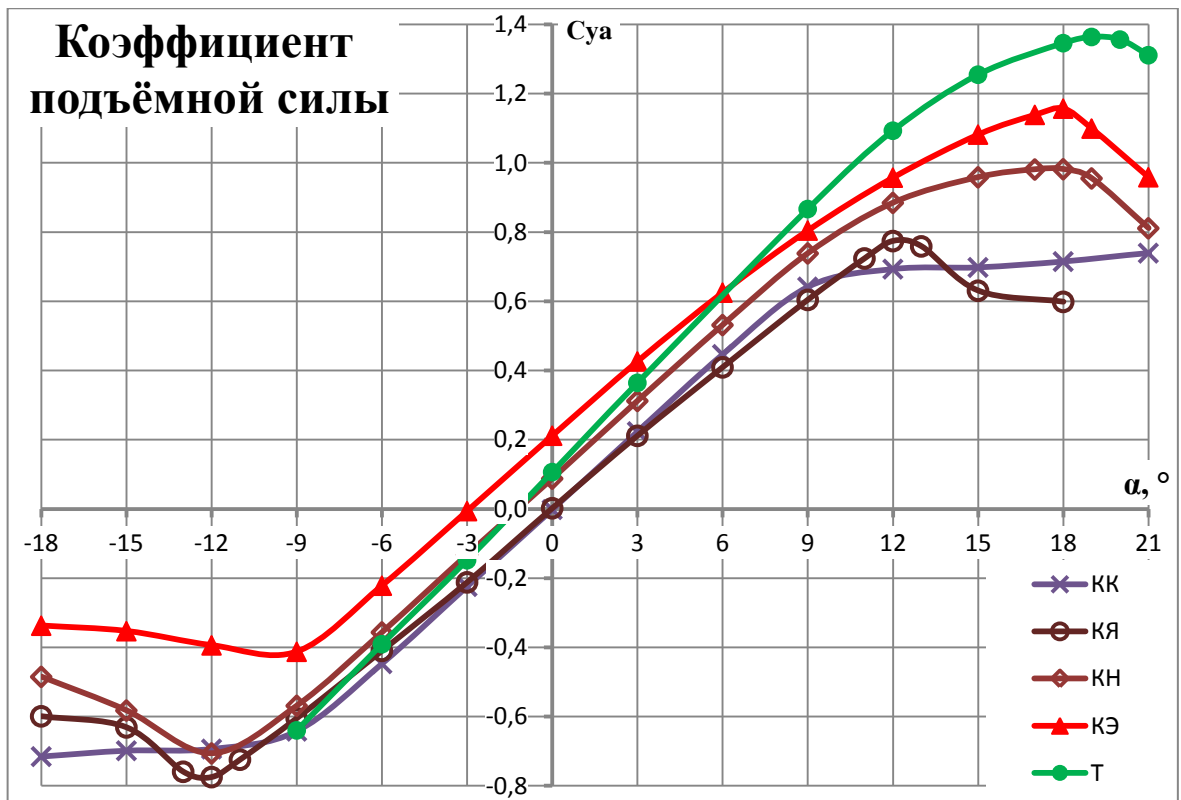


Рисунок 21 – коэффициент подъемной силы контурных крыльев при  $V=50$  м/с

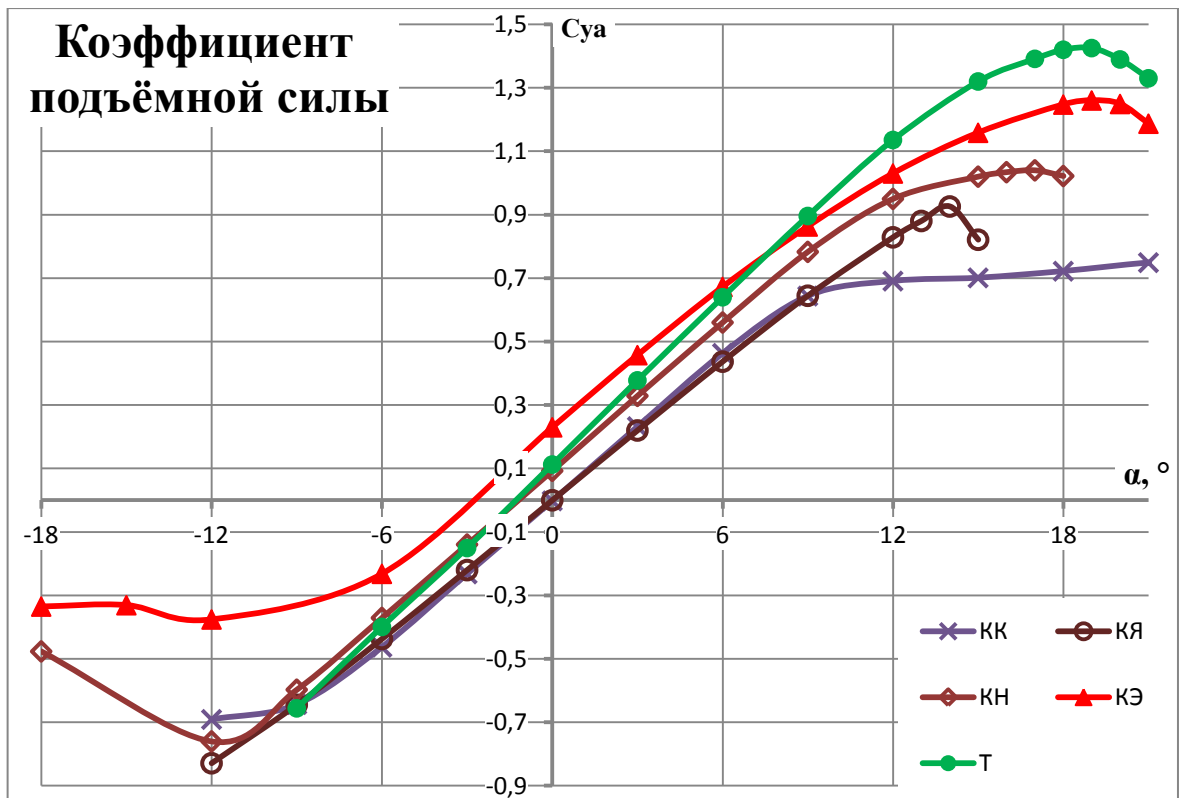


Рисунок 22 – коэффициент подъемной силы контурных крыльев при  $V=120$  м/с

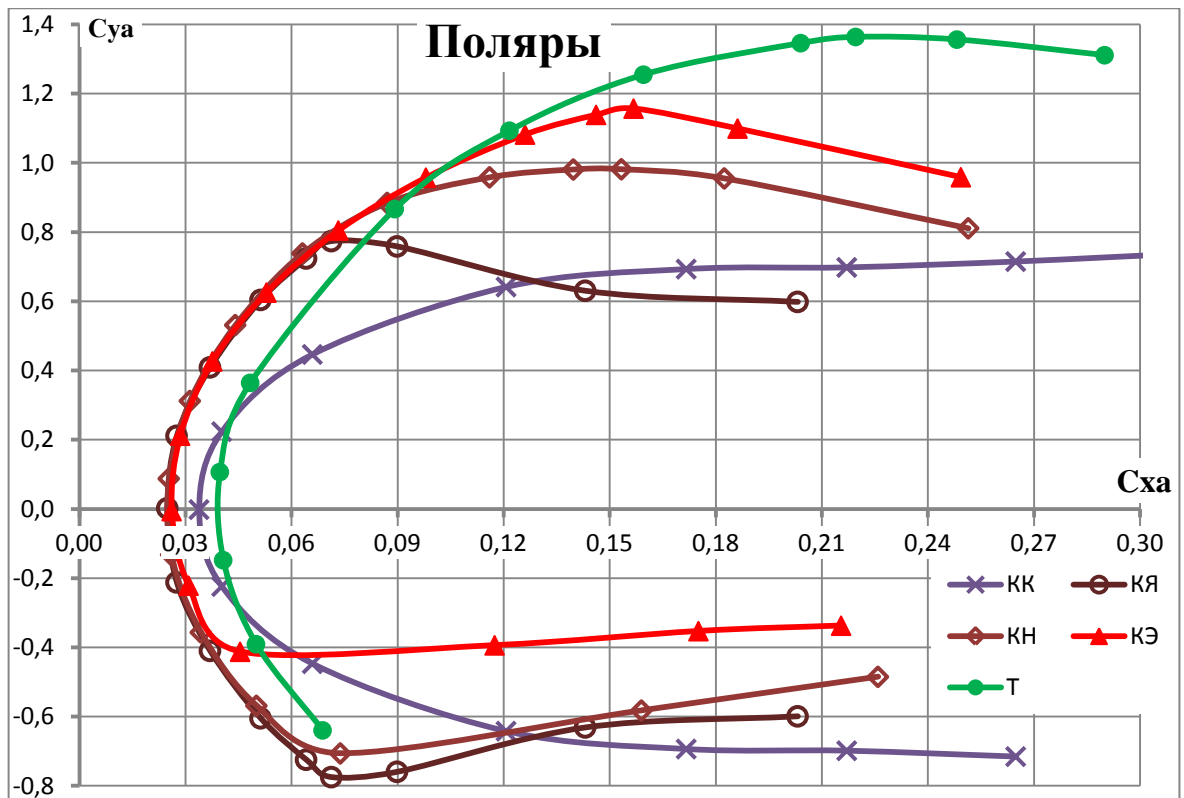


Рисунок 23 – поляры контурных крыльев при V=50 м/с

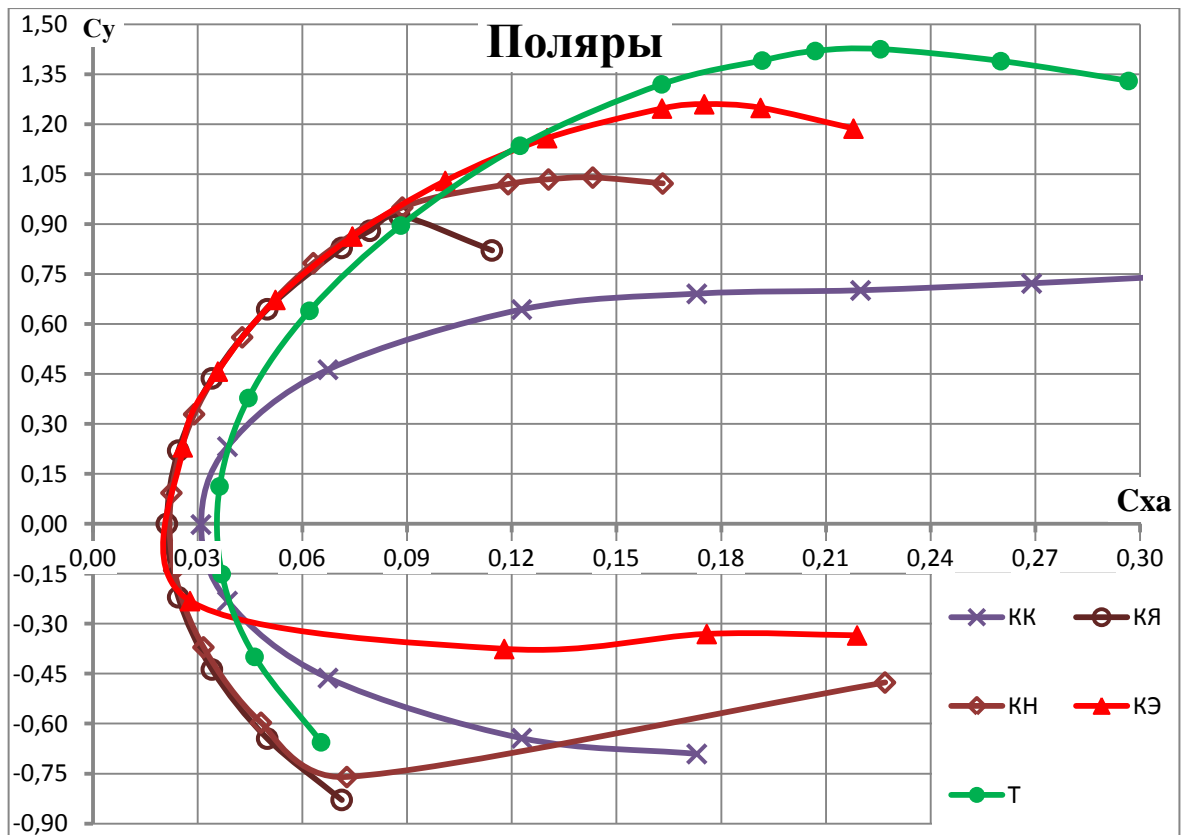


Рисунок 24 – поляры контурных крыльев при V=120 м/с

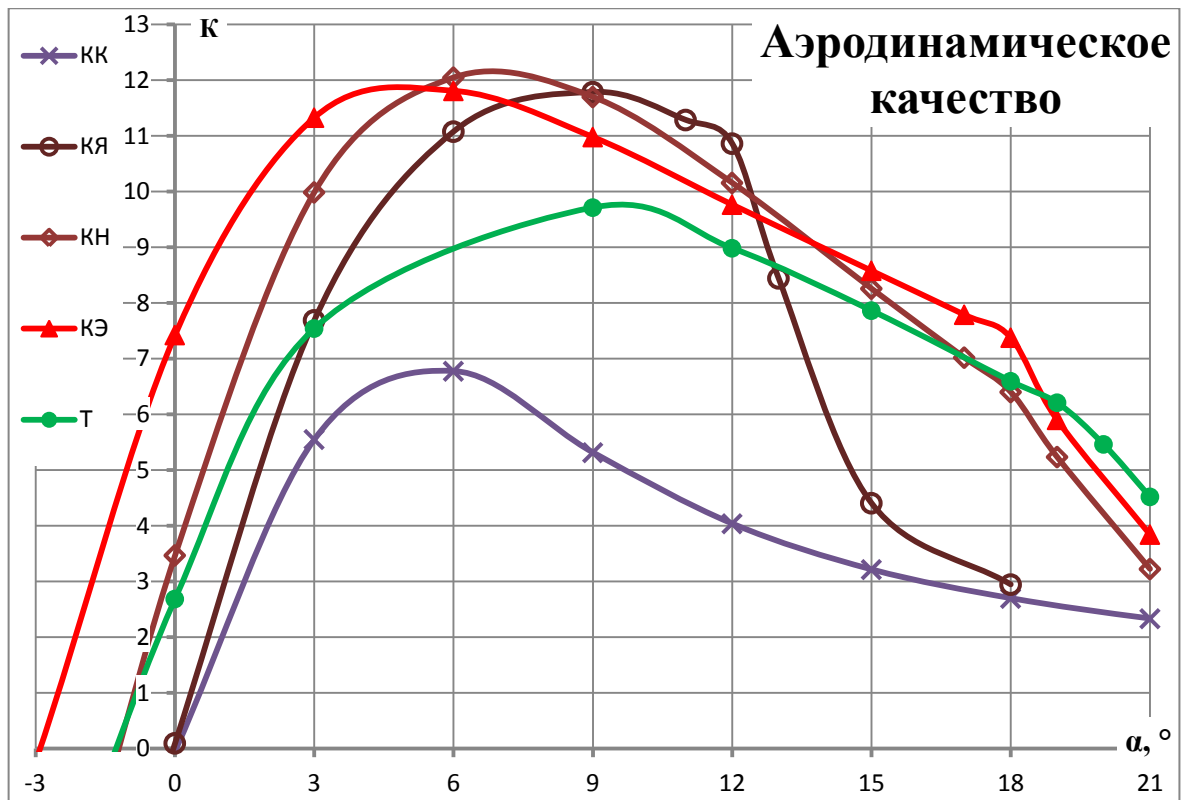


Рисунок 25 – аэродинамическое качество контурных крыльев при  $V=50$  м/с

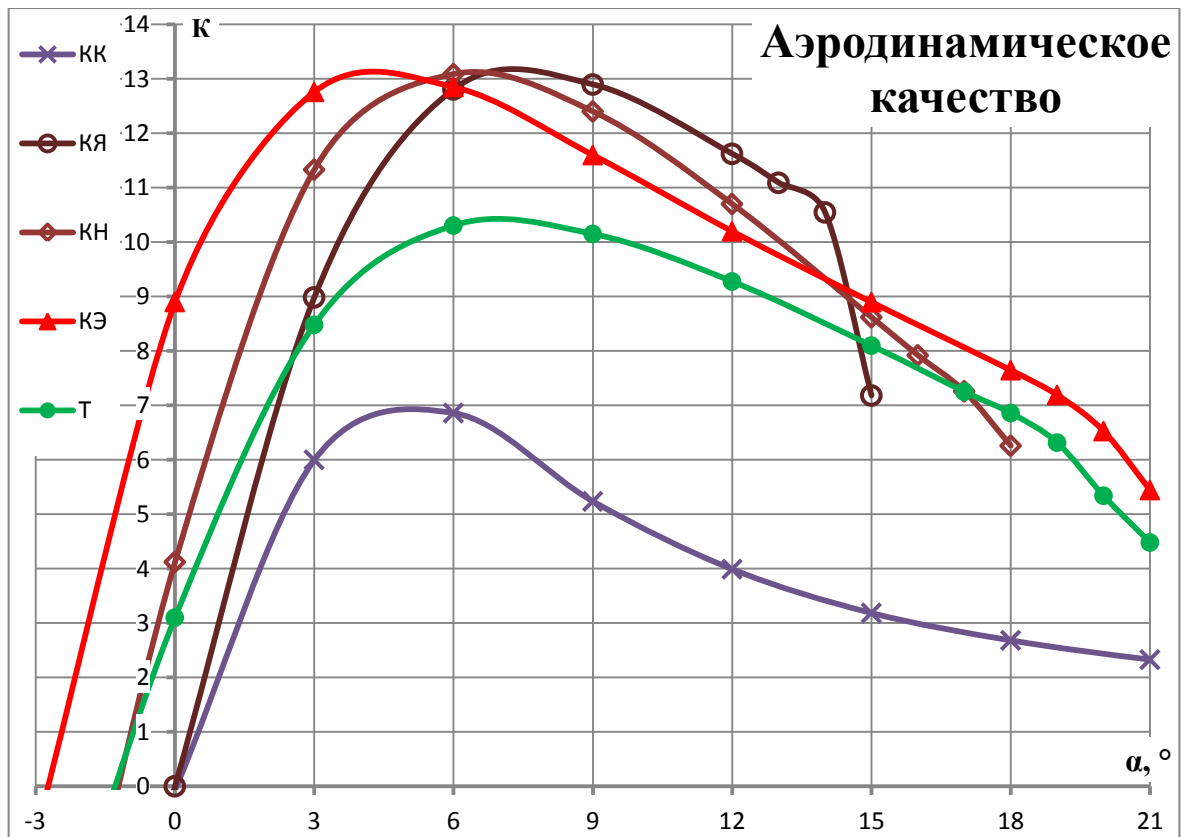


Рисунок 26 – аэродинамическое качество контурных крыльев при  $V=120$  м/с

Таблица 2

Экстремальные аэродинамические коэффициенты рассматриваемых  
несущих систем при скорости  $V=50$  м/с

	$c_{x\min}$	$\alpha(c_{y\max}), ^\circ$	$c_{y\max}$	$K(c_{y\max})$	$\alpha(K_{\max}), ^\circ$	$c_y(K_{\max})$	$K_{\max}$
<b>РТ</b>	0,212	<b>34</b>	0,951	1,1	<b>9</b>	0,627	1,9
<b>РК</b>	0,127	<b>26</b>	1,095	1,7	<b>9</b>	0,762	3,3
<b>РКР</b>	0,077	<b>27</b>	1,006	1,8	<b>6</b>	0,521	4,5
<b>КК</b>	0,034	<b>31</b>	0,775	1,6	<b>6</b>	0,447	6,8
<b>КЯ</b>	0,025	<b>12</b>	0,774	10,9	<b>9</b>	0,604	11,8
<b>КН</b>	0,025	<b>18</b>	0,982	6,4	<b>6</b>	0,532	12,0
<b>КЭ</b>	0,026	<b>18</b>	1,157	7,4	<b>6</b>	0,625	11,8
<b>Т</b>	0,040	<b>19</b>	1,364	6,2	<b>9</b>	0,867	9,7

Таблица 3

Экстремальные аэродинамические коэффициенты рассматриваемых  
несущих систем при скорости  $V=120$  м/с

	$c_{x\min}$	$\alpha(c_{y\max}), ^\circ$	$c_{y\max}$	$K(c_{y\max})$	$\alpha(K_{\max}), ^\circ$	$c_y(K_{\max})$	$K_{\max}$
<b>РТ</b>		<b>32</b>	0,943	1,1	<b>9</b>	0,605	1,8
<b>РК</b>	0,121	<b>27</b>	1,083	1,6	<b>9</b>	0,764	3,4
<b>РКР</b>	0,072	<b>27</b>	1,010	1,7	<b>6</b>	0,536	4,7
<b>КК</b>	0,031	<b>31</b>	0,787	1,6	<b>6</b>	0,463	6,9
<b>КЯ</b>	0,021	<b>14</b>	0,926	10,5	<b>9</b>	0,645	12,9
<b>КН</b>	0,023	<b>17</b>	1,040	7,3	<b>6</b>	0,560	13,1
<b>КЭ</b>	0,026	<b>19</b>	1,260	7,2	<b>6</b>	0,673	12,8
<b>Т</b>	0,036	<b>19</b>	1,425	6,3	<b>6</b>	0,640	10,3

## 4.1 Влияние формы кромок на аэродинамические характеристики решетчатого крыла

Было проведено сравнение значений коэффициента подъёмной силы, коэффициента аэродинамического сопротивления и аэродинамического качества для крыльев типа РТ (рис. 1) и РК (рис.2), которые, при одинаковых геометрических параметрах, отличаются формой кромок: у варианта РТ кромки вертикально срезаны, у варианта РК они представляют собой полуокружность. Полученные аэродинамические характеристики представлены в таблице 2 и на графиках (рис. 11...18).

Полученные данные показывают, что обработка кромки решетчатого крыла обеспечивает существенный рост аэродинамических характеристик. Так, при скорости  $V=50$  м/с коэффициент  $c_{x0}$  снизился на 40%,  $c_x$  при  $\alpha=9^\circ$  - на 31,2%. Максимальный коэффициент подъёмной силы вырос более на 15%, а аэродинамическое качество, при котором он реализуется – в полтора раза! Рост максимального аэродинамического качества составил почти 77%; подъёмная сила при этом увеличилась более чем на 20%. Максимальное аэродинамическое качество у обоих типов крыльев реализуется на углах порядка  $\alpha=9^\circ$ . С ростом скорости величины силовых коэффициентов немного снижаются, но соотношения между ними у рассматриваемых несущих поверхностей остаются почти неизменными.

Максимальные значения подъёмной силы у обоих крыльев достигаются на очень больших углах атаки: 26...27° у несущих поверхностей со скруглённой

кромкой и  $32...34^\circ$  у крыльев с тупой кромкой. При дальнейшем росте угла атаки подъёмная сила снижается плавно, без характерных для обычных профилей резких срывов. Это можно объяснить тем, что по принципу образования подъёмной силы на больших углах атаки такие несущие поверхности схожи с острокромочными треугольными крыльями малого удлинения. Уже на нулевом угле атаки на верхних поверхностях планов решётчатых крыльев с плоским профилем образуются протяжённые отрывные зоны (рис. 27). Внутри этих зон вблизи поверхности крыла создаётся пониженное давление за счёт высокой скорости вихревого движения потока. Геометрические размеры отрывных зон внутри решётки существенно меньше, чем на верхнем плане, благодаря ускорению и выравниванию потока между планами. С ростом угла атаки протяжённость отрывных зон увеличивается, распространяясь на всю длину хорд, и, в конце концов, они образуют вихревую пелену за поверхностями планов (сначала верхнего, затем всех остальных). Таким образом, обеспечивается рост подъёмной силы до больших углов атаки, и медленное бесрывное её снижение по мере разрушения вихревой системы.

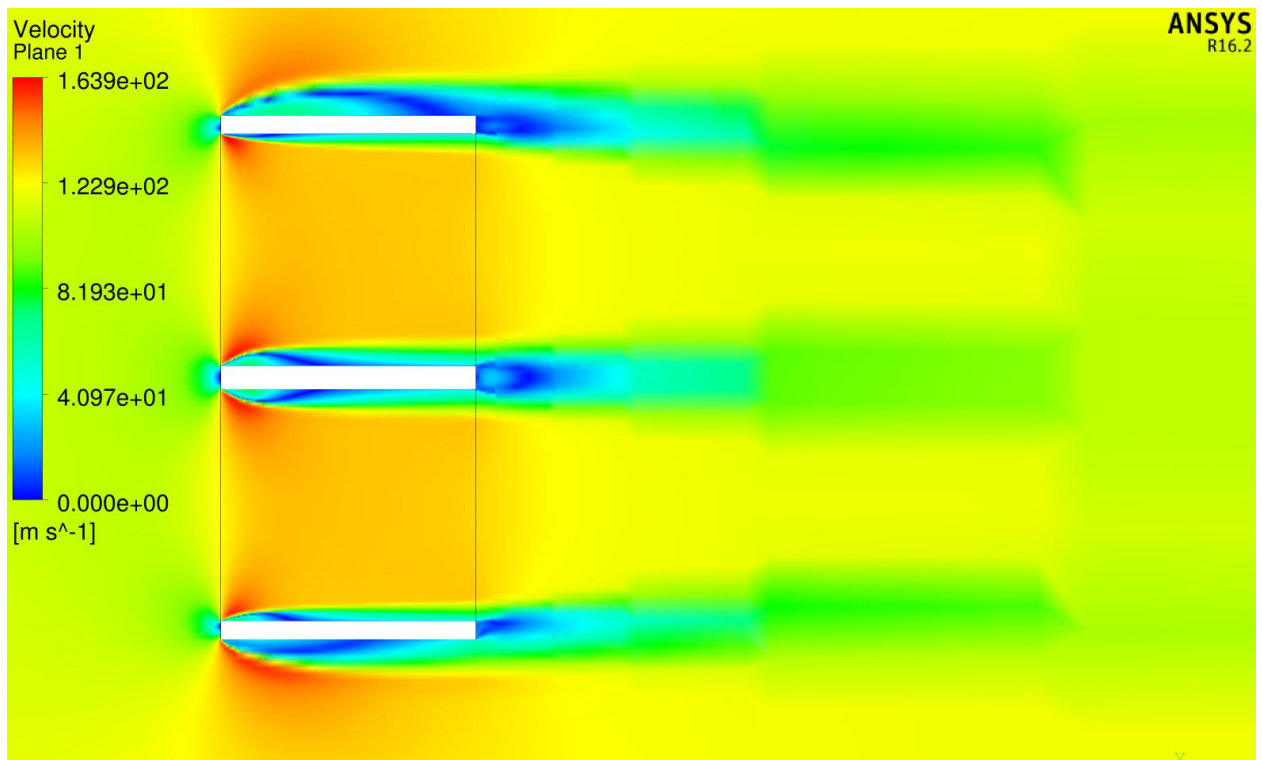


Рисунок 27 – поле скоростей при обтекании крыла РТ при  $V=120$  м/с,  $\alpha=0$ .

Хорошо видны отрывные зоны; симметричность обтекания внешних планов нарушена из-за влияния других элементов крыла

#### 4.2. Влияние шага планов на силовые коэффициенты

Данный раздел посвящён сравнению влияния шага и количества внутренних планов на аэродинамические характеристики несущей поверхности. Моделирование проведено для решетчатых крыльев с восемнадцатью (модель РК, рис. 2) и восемью (модель РКР, рис. 3) внутренними планами (шаг, соответственно, 28,8 и 56,6 мм), а также рамочного (контурного, модель КК) крыла без внутренних планов (рис. 4). Профили во всех случаях плоские, со скруглёнными кромками.



С уменьшением количества планов силовые коэффициенты, отнесённые к фронтальной площади, предсказуемо падают. Но их величины не пропорциональны общей площади несущих поверхностей. В таблице 4, наряду с величинами коэффициентов, приведены и величины площадей. Можно заметить, что с уменьшением «насыщенности» фронтальной проекции внутренними планами аэродинамическое качество растёт.

Таблица 4

Площади планов и экстремальные аэродинамические коэффициенты крыльев типа РК, РКР и КК, нормированные соответствующими значениями крыла РК

	$\bar{S}_{пл}$	V=50 м/с				V=120 м/с			
		$\bar{c}_{xmin}$	$\bar{c}_{ymax}$	$\bar{c}_y(K_{max})$	$\bar{K}_{max}$	$\bar{c}_{xmin}$	$\bar{c}_{ymax}$	$\bar{c}_y(K_{max})$	$\bar{K}_{max}$
<b>РК</b>	1	1	1	1	1	1	1	1	1
<b>РКР</b>	0,653	0,606	0,919	0,684	1,(36)	0,595	0,933	0,702	1,382
<b>КК</b>	0,307	0,268	0,708	0,587	2,(06)	0,256	0,727	0,606	2,029

Уменьшение площади планов ведёт к существенному (опережающему даже, собственно, уменьшение площади) падению профильного сопротивления. Другие компоненты аэродинамического сопротивления на докритических режимах практически не меняются, что очевидно из близких коэффициентов отвала поляры на малых углах атаки (рис. 15...16). На больших углах атаки у всех рассматриваемых типов крыльев реализуется вихревой режим подъёмной силы. При этом производная коэффициента подъёмной силы на этом режиме явно зависит от количества планов — она тем меньше, чем они «реже» (рис. 13...14). Переход от

нормального режима к вихревому с уменьшением количества планов начинается незначительно раньше и происходит явно «резче». Аэродинамическое сопротивление на больших углах атаки у решетчатых крыльев растёт быстрее, чем у контурного (рис. 11...12), что можно объяснить большими величинами нормальной силы на этих углах. Более ярко выражен у контурного крыла и пик максимального аэродинамического качества, что также объясняется более лёгким переходом замкнутого отрыва потока в открытый (рис. 28). Подъёмная сила при переходе от восемнадцати внутренних планов (вариант РК, рис. 2) к восьми (вариант РКР, рис. 3)) падает всего на 8%, что в сочетании со значительным падением сопротивления обуславливает рост аэродинамического качества на 35...40%.

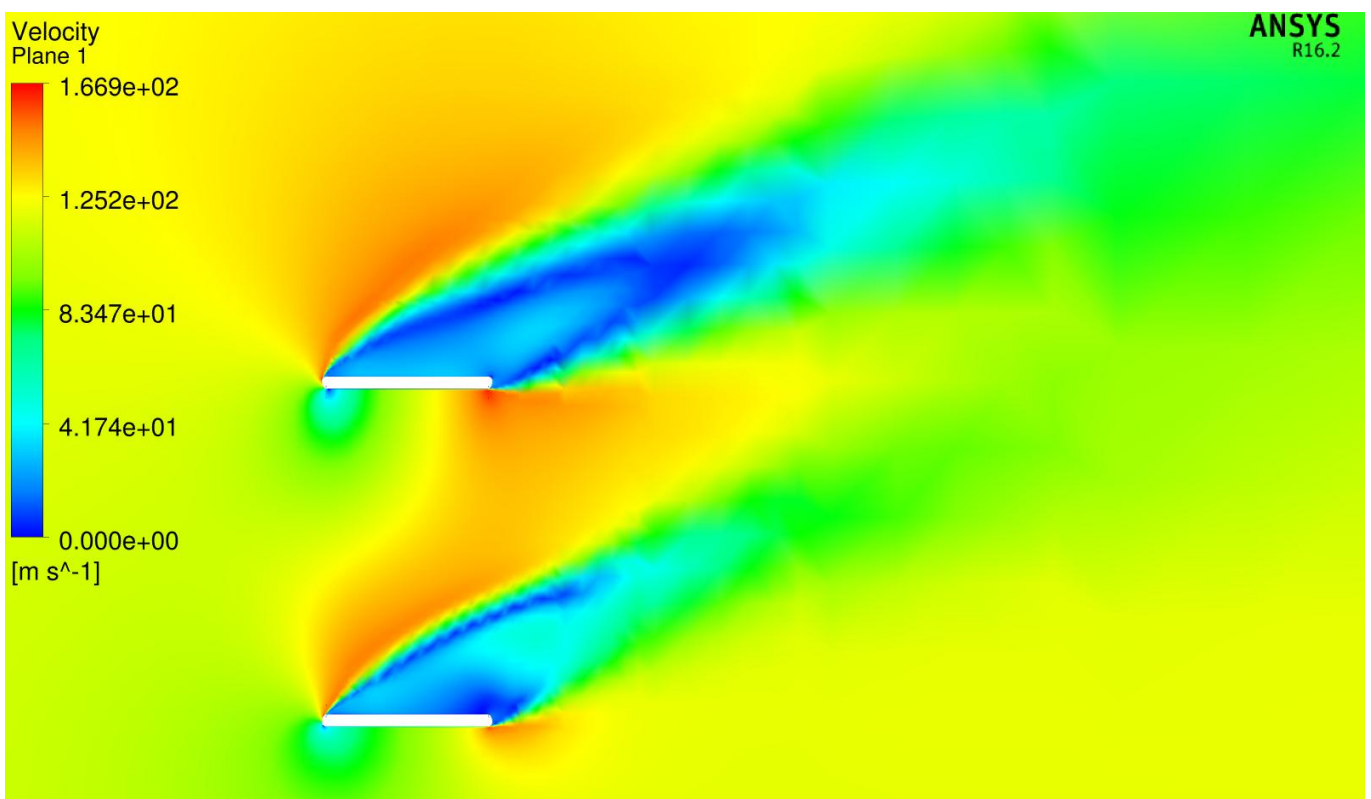


Рисунок 28 – поле скоростей при обтекании крыла РКР ( $V=120$  м/с,  $\alpha=25^\circ$ ).

Крыло работает на срывном режиме; размеры отрывной зоны на нижнем плане существенно меньше, чем на верхнем за счёт интерференции

### 4.3. Оценка эффективности профилировки горизонтальных планов контурного крыла.

Как видно из таблицы 4, ликвидация внутренних планов существенно повышает аэродинамическое качество, но при этом снижает несущую способность. Скомпенсировать потерю подъёмной силы, связанную с уменьшением площади можно путём придания горизонтальным планам эффективной профилировки. Получившаяся конструкция концептуально близка к замкнутому крылу (joint-wing), представляющему собой бипланную коробку, в которой законцовки крыльев тем или иным образом соединены между собой, что позволяет увеличить эффективное удлинение крыла и повысить жёсткость конструкции. В данной работе рассматриваются контурные крылья, которые, по существу, представляют собой простейший joint-wing. Несущие поверхности разнесены на расстояние двух хорд, благодаря чему взаимодействуют между собой достаточно слабо, а соединяющие их концевые пилоны снижают вихревое сопротивление за счёт некоторого увеличения профильного.

В данной работе были исследованы крылья с симметричным профилем спортивно-пилотажного самолёта Як-55 [2], выпуклым профилем НАСА 64(3)-418 (близок к профилям планёров серии «Бланик») и малоскоростным профилем Eppler-1200 [3]. Полученные силовые коэффициенты сравнивались как с плоскопрофильным контурным крылом (вариант КК, рис. 4), так и с решетчатыми крыльями (рис. 1...3).

Профилировка планов влияет на качественный характер картины обтекания. У рассматриваемых несущих поверхностей отсутствует «вихревой» участок прироста подъёмной силы, поэтому отрыв потока сопровождается её резким падением, а максимальные значения коэффициента подъёмной силы реализуются на углах атаки, вдвое меньших, чем в случае плоских профилей. Срыв потока при положительном угле атаки начинает развиваться с нижнего крыла. С увеличением скорости полёта угол атаки, при котором он происходит, несколько увеличивается, за счёт чего, в отличие от плоских профилей, возрастает значение максимального коэффициента подъёмной силы. Поскольку сопротивление трения с ростом числа Рейнольдса несколько снижается, аэродинамическое качество с увеличением скорости (до наступления волнового кризиса) растёт. Благодаря безотрывному обтеканию, профильное сопротивление у таких крыльев меньше, чем у крыльев с плоским профилем планов и существенно медленнее растёт на малых углах атаки (рис. 19...20).

Рассмотренные профили (не считая плоского) практически не различаются по коэффициенту отвала поляры на малых углах атаки (рис. 23...24). Различие экстремальных значений их силовых коэффициентов обусловлено углом атаки, при котором наступает срыв потока, и величиной подъёмной силы при нулевом угле атаки у несимметричных профилей.

У профиля Як-55 срыв потока наиболее ранний и резкий: он наступает уже на  $\alpha=12^\circ$  при  $V=50$  м/с и на  $\alpha=14^\circ$  при  $V=120$  м/с (рис. 29). Поэтому максимальные значения коэффициента подъёмной силы у него уступают несимметричным

профилям, занимая промежуточное положение между ними и плоскими профилями (табл. 2...3). Выбор этого профиля можно назвать неудачным. Для крыльев он обладает недостаточными несущими свойствами, на малых скоростях практически не давая выигрыша в максимальной подъёмной силе по сравнению с плоскопрофильным рамочным крылом. А поскольку реализуется максимальная подъёмная сила на значительно меньших ( $12...14^\circ$  против  $31^\circ$ ) углах атаки, в случае применения такой несущей системы в качестве управляющей поверхности, рабочий диапазон руля с плоским профилем по углу отклонения втрое шире, чем с профилем типа Як-55, что важно с точки зрения устойчивости контура управления к ветровым воздействиям и прочим случайным факторам. Вместе с тем, подъёмная сила этого профиля почти до своего максимального значения возрастает линейно. Это обуславливает высокое аэродинамическое качество на режиме максимальной подъёмной силы:  $K(c_{y\max})=10,5...11$ , что составляет 82...92% от максимального аэродинамического качества (с ростом скорости показатель снижается) и превосходит величины  $K(c_{y\max})$  исследованных в данной работе несимметричных профилей на 45...47%.

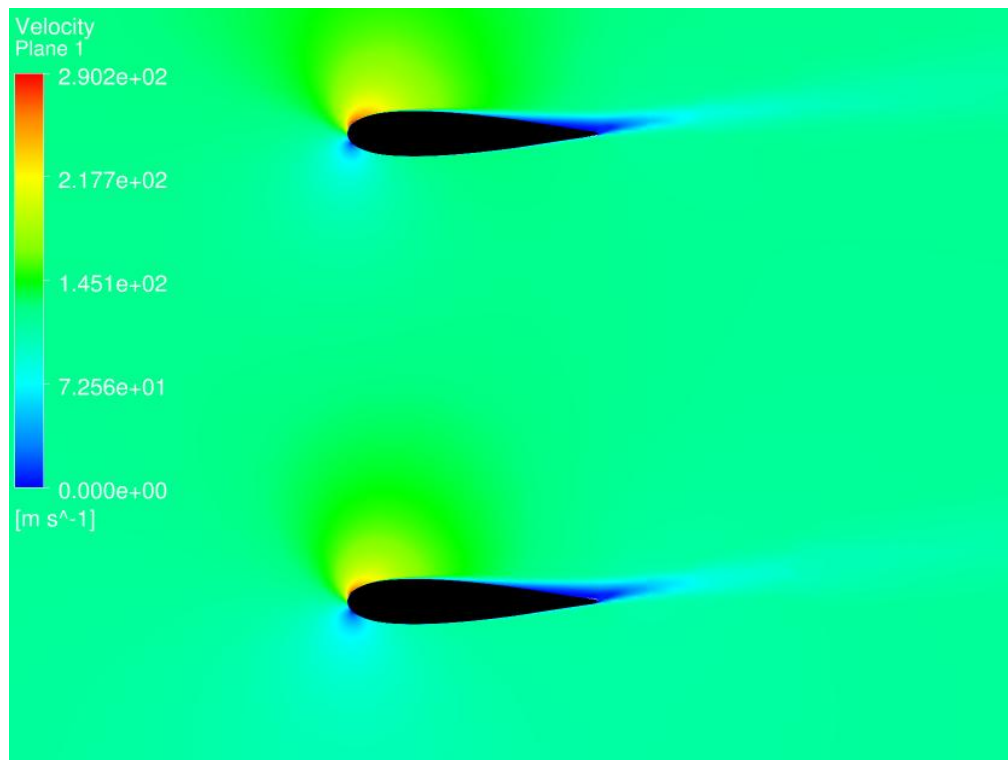


Рисунок 29 – поле скоростей при обтекании крыла КЯ ( $V=120$  м/с,  $\alpha=14^\circ$ ).

Крылья с несимметричными профилями обладают более высокими аэродинамическими характеристиками. Их максимальное аэродинамическое качество примерно одинаково — оно меняется от  $K_{\max}=12$  при  $V=50$  м/с до  $K_{\max}=13$  при  $V=120$  м/с (рис. 25...26), что на 70-90% превышает данный показатель у плоскопрофильного контурного крыла и в 3,6...3,9 раза лучше, чем у решетчатого крыла. Крыло с профилем Erpfer незначительно уступает крылу с профилем NASA по аэродинамическому качеству, но, за счёт более высокого  $C_{y0}$  и позднего срыва, на 18% превосходит его по максимальному коэффициенту подъёмной силы. Этот показатель превосходит  $C_{y\max}$  и решетчатого крыла РК: на 5% при  $V=50$  м/с и на 16% при  $V=120$  м/с (табл. 2...3). Таким образом, рамочное крыло способно

обеспечить летательному аппарату те же располагаемые перегрузки, что и решетчатое при значительно большей дальности полёта.

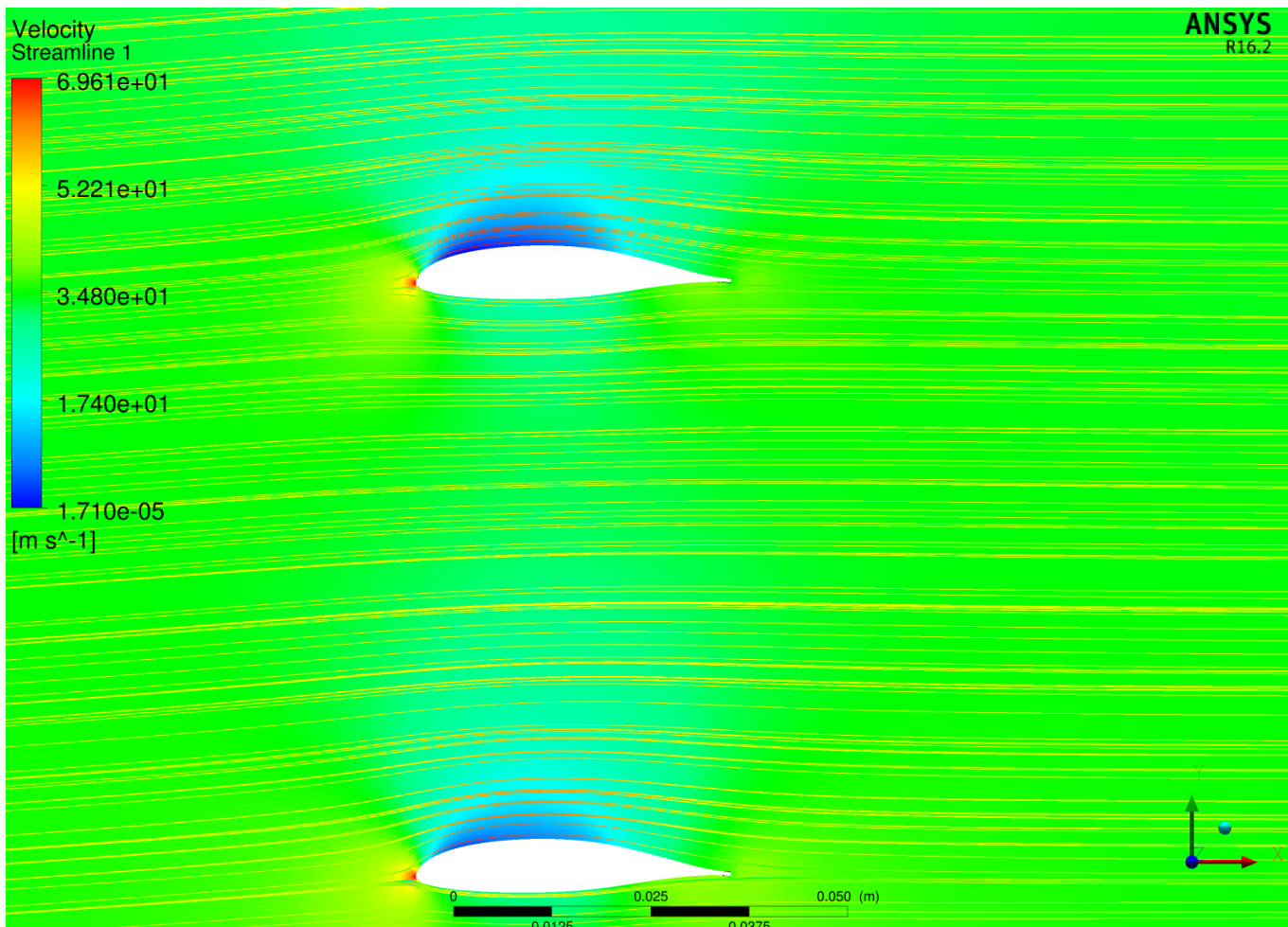


Рисунок 30 – безотрывное обтекание крыла КЭ ( $V=50$  м/с,  $\alpha=3^\circ$ ). Цвета линий тока показывают распределение скоростей, цвет фона – распределение давлений

Однако несущие поверхности с крыльевыми профилями имеют и свои ограничения. Максимальная подъёмная сила на них реализуется на меньших углах атаки ( $18^\circ$  против не менее  $26^\circ$ ) и при дальнейшем росте угла атаки следует её резкий спад, вместо плавного и медленного снижения у плоских профилей (рис. 20...21). Это накладывает определённые ограничения на манёвренность

летательных аппаратов, а также условия их применения. Такие профили неприменимы для аэродинамически симметричных летательных аппаратов.

#### 4.4. Преимущества и недостатки крыла «триплан»

Большое расстояние между горизонтальными поверхностями в рассматриваемых компоновках контурных крыльев позволяет увеличить несущую способность данной системы, путём добавления дополнительного внутреннего плана. Тогда расстояние между срединными поверхностями планов становится приблизительно равным их хорде ( $h_{cp}/b \approx 0,9 \dots 0,92$ ), как это рекомендуется во многих учебных пособиях по проектированию полипланых несущих систем [1]. При этом из-за большой толщины использованного в данном исследовании профиля NASA 64(3)-418, относительное минимальное расстояние между поверхностями планов составляет порядка  $h_{min}/b \approx 0,74$ . Площадь горизонтальных поверхностей, очевидно, увеличилась в полтора раза, общая площадь – на 40% (0,0316 и 0,0444 м<sup>2</sup>).

Установка добавочной несущей поверхности привела к увеличению вредной интерференции между планами. В результате максимальный коэффициент подъёмной силы возрос на 37...39%, а минимальный коэффициент аэродинамического сопротивления – на 57...61%. Максимальное аэродинамическое качество упало с 12 до 9,7 на скорости  $V=50$  м/с и с 13 до 10,3 при  $V=120$  м/с (табл. 2...3).

Уменьшение проходного сечения между несущими поверхностями повлекло за собой увеличение скорости потока. Это оттягивает срыв потока на среднем и



нижнем планах. Благодаря этому крыло-триплан обладает существенно лучшей несущей способностью на больших углах атаки (рис. 21...24) по сравнению с бипланом (вариант КН, рис. 6). Но у крыла рамочного типа с тем же профилем при том же коэффициенте подъёмной силы качество выше почти на 0,5 даже при том, что оно весьма далеко от максимума ( $K_{\max T}=9,7$  при  $C_{yT}=0,87$ ;  $K_{\text{КН}}=10,16$  при  $C_{y\text{КН}}=0,88$ ) (рис. 25...26).

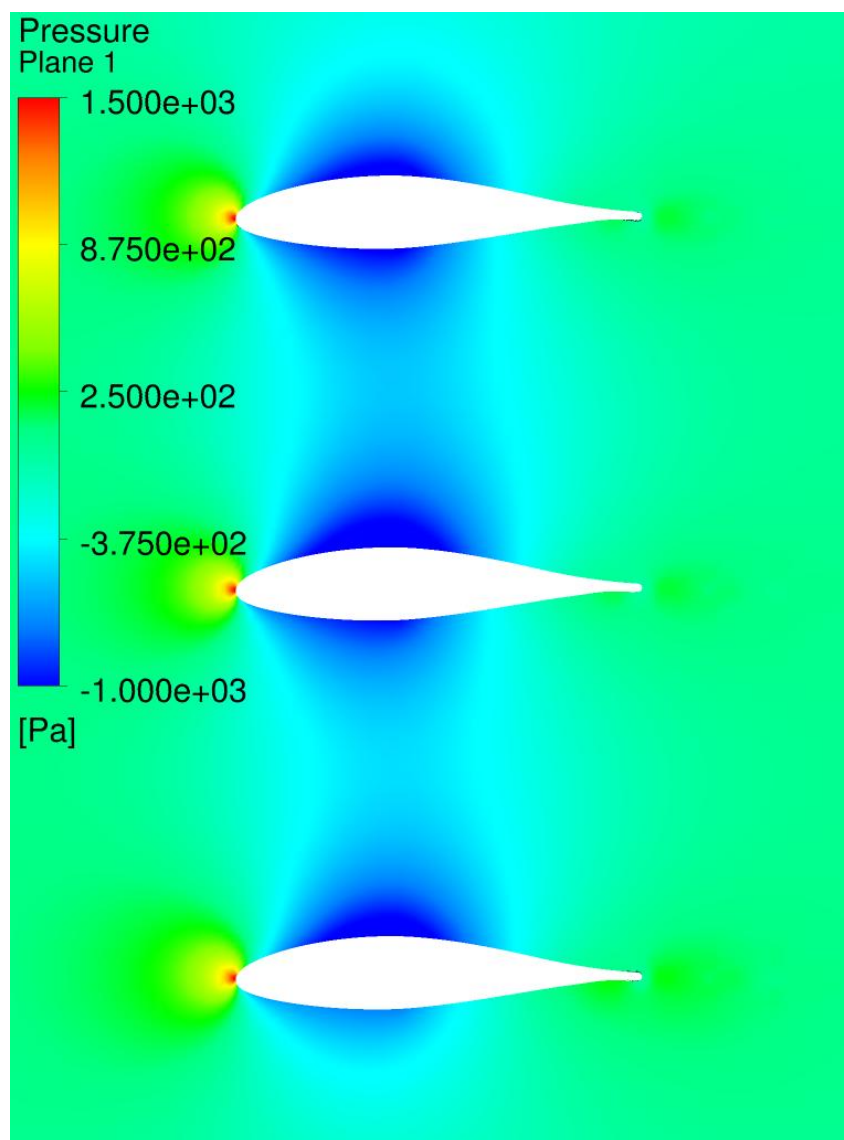


Рисунок 31 – поле давлений при обтекании крыла Т ( $V=50$  м/с,  $\alpha=0$ ).

## 5. Выводы

В результате проведённого сравнения двух типов несущих систем было выявлено, что рамочные крылья с профилированными планами обладают следующими преимуществами перед решетчатыми крыльями:

- Значительно (в 2...6 раз) большее максимальное аэродинамическое качество изолированной несущей поверхности.
- Преимущество в аэродинамическом качестве при максимальной подъёмной силе в 3...9 раз. У решетчатых крыльев  $K(c_{y\max}) < 2$  и уменьшается с увеличением количества внутренних планов и, соответственно, подъёмной силы. Но необходимо отметить, что поскольку максимум подъёмной силы у крыльев с плоским профилем весьма «пологий», то подъёмная сила, близкая к максимальной реализуются на меньших углах атаки. На таких режимах превосходство рамочных крыльев не столь велико: в 1,5...5 раз.
- Возможность создания посредством несимметричных профилей большой подъёмной силы даже при незначительных углах атаки, что может быть важно при использовании на ЛА с некоторыми типами двигательных установок, боевых частей, дистанционных взрывателей, аппаратуры разведки и наведения.

Необходимо отметить, что контурные крылья не уступают рассмотренным здесь решетчатым крыльям в несущей способности, поэтому теоретически ЛА с рамочными крыльями, даже с весьма ограниченным набором исследованных в

данной работе профилей, будет обладать не меньшими располагаемыми перегрузками, чем аппарат той же массы с решетчатой несущей системой. С увеличением скорости полёта в пределах докритической дозвуковой разницы в аэродинамических характеристиках между рамочными профилированными крыльями и решетчатыми крыльями с плоским профилем растёт.

Существенно повысить несущую способность контурных крыльев при сохранении их геометрических размеров можно, путём внедрения одной или нескольких промежуточных аэродинамических поверхностей внутрь несущей коробки. При этом коробка должна обладать запасом высоты, достаточным для того, чтобы расстояние между планами было намного больше их толщины. Помимо выигрыша в величине подъёмной силы эта мера оттягивает срыв потока на более высокие значения углов атаки, благодаря разгону потока в щелях между планами. Однако эти преимущества сопровождаются значительным ростом аэродинамического сопротивления и снижением аэродинамического качества, поэтому их имеет смысл применять только после исчерпания возможностей улучшения характеристик крыла подбором формы его плана и профиля.

Вместе с тем, решетчатые крылья обладают своими сильными сторонами:

- После достижения своего максимального значения подъёмная сила уменьшается с малым градиентом по углу атаки.
- Максимальная подъёмная сила достигается при вдвое-втрое больших углах атаки, чем у рамочных крыльев.

Эти два качества совместно повышают устойчивость несущих поверхностей к ветровым забросам, характерным для малых скоростей и высот, на которых в основном действуют рассматриваемые летательные аппараты. При этом последствия выхода на закритические углы для ЛА с контурным крылом, характеризуемым резким срывом потока, будут намного тяжелее (потеря поперечной управляемости, «просадка» по высоте, попадание в область статической неустойчивости), чем для решетчатого крыла, у которого снижение подъемной силы на закритических углах атаки плавное.

Для некоторых видов боеприпасов большое аэродинамическое сопротивление решетчатых крыльев в ряде случаев может превратиться из недостатка в достоинство. Такие несущие поверхности будут одновременно работать и как тормозные щитки, позволяя погасить начальную скорость после отделения от носителя для выхода на крутую пикирующую траекторию или для обеспечения работы системы наведения в случае, если для неё это критично.

Таким образом, аэродинамические преимущества рамочных крыльев перед решётчатыми делают перспективным их применение на большинстве типов лёгких малоскоростных БПЛА и ДПЛА.

### **Библиографический список**

1. Коновалова Н.Е. Подъемная сила решетчатых крыльев различного шага и одинаковой площади фронтальной проекции при скорости потока,

- соответствующей  $M = 0,6 \div 4,0$  // Техника воздушного флота. 1997. №4 (627). С. 1 – 6.
2. Коновалова Н.Е. Аэродинамическое качество решетчатых крыльев различной формы по результатам исследований изолированных решетчатых крыльев при  $M = 0,7 \div 4,0$  и  $\alpha = -3^\circ \div 40^\circ$  // Техника воздушного флота. 2003. №1 (660). С. 30 – 34.
  3. Коновалова Н.Е. Расчёт минимального лобового сопротивления решетчатых крыльев и их элементов и сравнение результатов расчёта с экспериментом при  $M = 0,6 \div 4,0$  // Техника воздушного флота. 2005. №2 (673). С. 36 – 43.
  4. Белоцерковский С.М., Одновол Л.А., Сафин Ю.З. и др. Решетчатые крылья. - М.: Машиностроение, 1985. - 320 с.
  5. Справочник авиационных профилей, URL:  
[http://kipla.kai.ru/liter/Spravochnik\\_avia\\_profiley.pdf](http://kipla.kai.ru/liter/Spravochnik_avia_profiley.pdf)
  6. Airfoil Tools, URL: <http://airfoiltools.com/>
  7. Брыкин Б.В, Леонтьев М.К. Определение аэродинамических циркуляционных сил в воздушных лабиринтных уплотнениях // Труды МАИ, 2011, №43:  
<http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=24721>
  8. Платонов И.М., Быков Л.В. Исследование влияния качества сеточной модели на определение местоположения ламинарно-турбулентного перехода на скользящем крыле // Труды МАИ, 2016, №89:  
<http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=72677>

9. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полёта беспилотных летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1973. - 635 с.