

Содержание:

1. Введение
2. Типы самолетов и выбор масштаба модели
3. Простейшие модели-копии
4. Резиномоторные модели-копии
5. Аэродинамика моделей-копий
6. Разработка модели
7. Конструкция моделей
8. Свободнолетающая, кордовая или радиоуправляемая модель?
9. Размещение двигателя на модели
10. Модели-копии планеров
11. Мотопланеры
12. Высокoplаны
13. Бипланы
14. Биплан По-2
15. Низкопланы
16. Самолеты с поплавками и с лыжами
17. Вертолеты
18. "Последний глянец"
19. Соревнования моделей копий
20. Необычные модели

5. Аэродинамика моделей-копий

Моделист, начинающий разработку модели-копии, не только точно воспроизводящей внешний вид прототипа, но и обладающей высокими летными качествами, должен знать основы аэродинамики.

При проектировании моделей других классов в большинстве случаев целью обеспечения хороших аэродинамических характеристик является достижение максимально возможных летных качеств. Поскольку главным у моделей - копий является их подобие прототипу, т.е. геометрия, их жестко определена, возможности повышения их аэродинамических характеристик относительно сужены. Широко распространенной ошибкой является убеждение, что копирование геометрии прототипа, обладающего хорошими летными качествами, обеспечит не менее хорошие летные качества и модели. Однако практика зачастую показывает прямо противоположное, а именно, лишь в немногих случаях такая модель отвечает специфическим требованиям к аэродинамике в частности к устойчивости полета.

Поясним это на примере. Одним из параметров подобия модели и ее прототипа является равенство для них чисел Рейнольдса. С достаточной точностью это число равно $Re = 70 \cdot v \cdot t = 70 \cdot 10 \cdot 150 = 105\,000$ (v — скорость полета, м/с; t — хорда крыла, мм). Если хорда крыла модели равна 150 мм, а модель летит со скоростью 10 м/с (36 км/ч), то получаем $Re = 70 \cdot 10 \cdot 150 = 105\,000$ — $Re = 70 \cdot 10 \cdot 150 = 105\,000$.

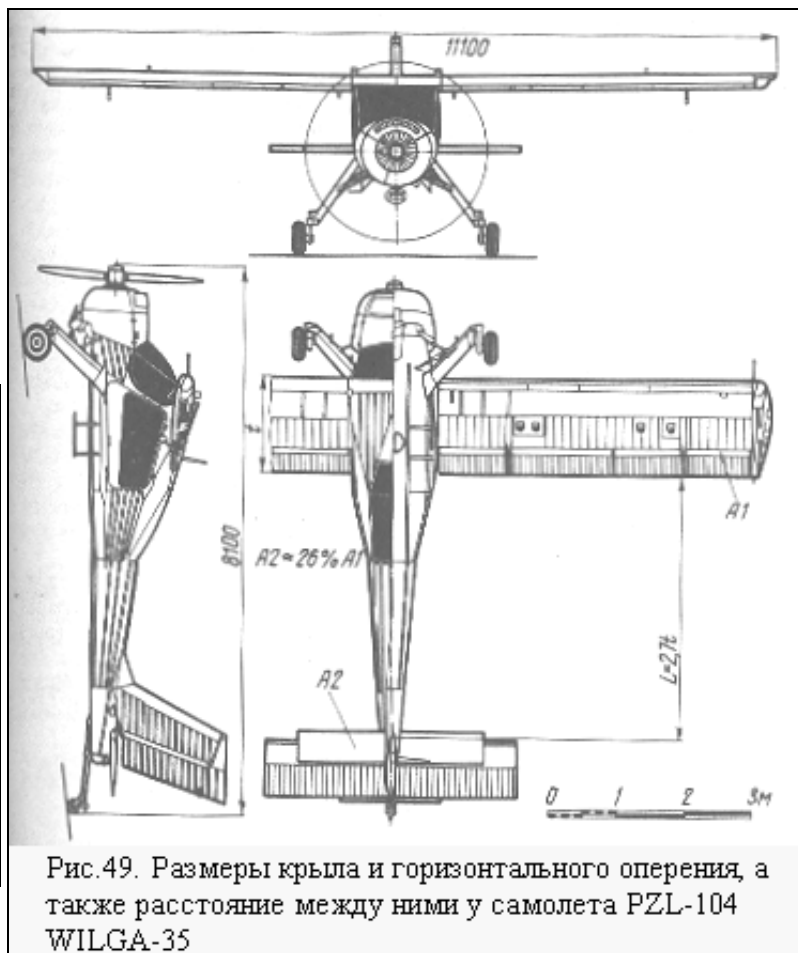
10.150=105000.

Такой же расчет для спортивного самолета, хорда крыла которого равна 1500 мм, скорость полета—100 м/с (360 км/ч), т. е. масштаб модели равен 1:10, дает для числа Рейнольдса значение $Re=70 \cdot 100 \cdot 1500=10500000$, т. е. в 100 раз больше!

Такая разница исключает прямой перенос



аэродинамических характеристик с прототипа на модель.



Поскольку изложение основ аэродинамики авиамоделей потребовало бы слишком много места, остановимся здесь только на тех ее закономерностях, которые касаются непосредственно моделей. Так, например, известно, что абсолютно надежная продольная устойчивость модели обеспечена, если площадь ее горизонтального оперения составляет 25 % площади крыла, а расстояние между этим оперением и крылом соответствует примерно 2,5 хорды крыла. Этим требованиям отвечает самолет PZL-104 WILGA-35 (рис. 49). Площадь его горизонтального оперения составляет 26 % площади крыла, а расстояние между ними равно 2,7 хорды крыла. В основном прямоугольные формы этих аэродинамических поверхностей позволяют легко проверить эти цифры.

Такая проверка более трудна в случае, например, трапециевидных очертаний (рис. 50). Если же сопоставить эти соотношения для учебного двухместного планера BOCIAN (рис. 51), то при отношении площадей горизонтального оперения и крыла, равном 16 %, и расстоянии между ними, в 3,5 раза превышающем среднюю хорду крыла, получим, что оба эти значения в некоторой степени отклоняются от рекомендуемых. Однако низкое значение отношения площадей здесь компенсируется большим плечом, в результате чего продольную устойчивость можно считать достаточной.

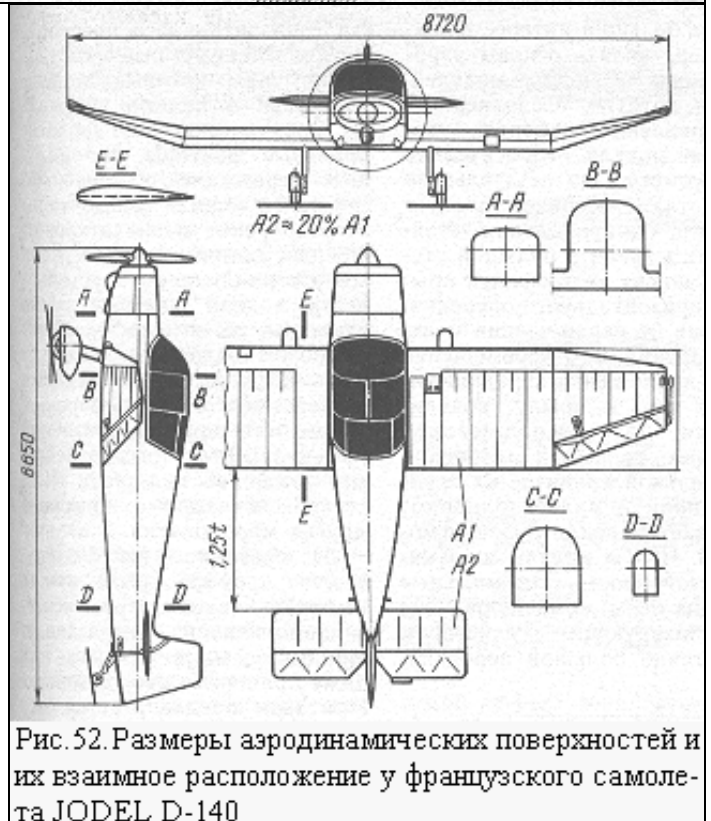
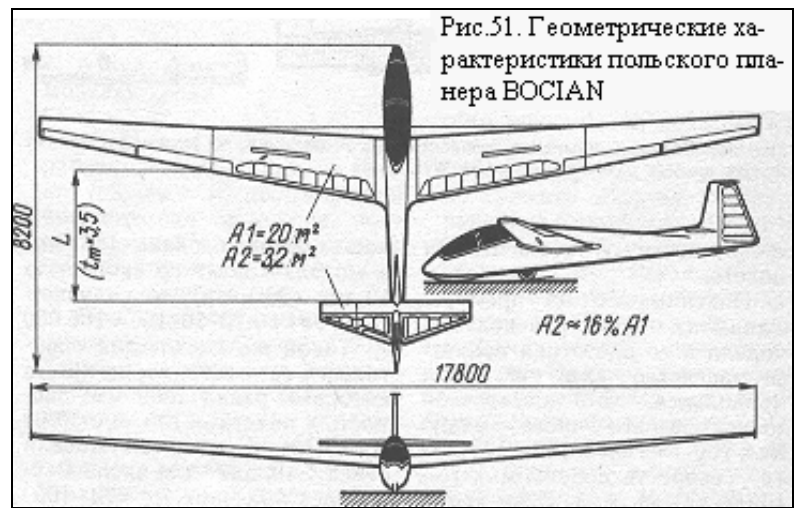
Сделав расчет для самолета JODEL D-140 (рис. 52), можно обнаружить, что его продольная устойчивость недостаточна, поскольку при отношении площадей 20 % расстояние между крылом и горизонтальным оперением соответствует всего 1,3 средней хорде крыла. Следовательно, для обеспечения продольной устойчивости модели необходимо изменить

соотношение площадей
аэродинамических поверхностей и,
возможно, удлинить фюзеляж. При этом
может оказаться, что модель будет мало
похожа на свой прототип.

Тем больший интерес должны
представлять основы аэродинамики
летающих моделей, знание которых
позволяет целенаправленно изменять
геометрию модели относительно
копируемого ею летательного аппарата. В
основном следует помнить, что продольная
устойчивость модели в большой степени
зависит от профилей крыла и горизонтального
оперения, а также от перемещения центра
давления. Это перемещение точки приложения
аэродинамических сил к крылу, появляющееся
при использовании обычных профилей
(особенно при сильной кривизне их средней
линии и малой толщине), вызывает
опрокидывающие моменты. Чтобы модель
сохраняла устойчивость, эти моменты должны
быть компенсированы стабилизирующим
действием достаточно большой поверхности
горизонтального оперения.

Приведенные выше соотношения, при
которых модель, устойчива в полете, учитывают практически все неблагоприятные факторы,
что находит отражение в довольно большой площади горизонтального оперения и значительна
его расстоянии от крыла. Ее же все влияющие на устойчивость модели факторы точно
известны, то во многих случаях может оказаться достаточным и значительно меньшее
воздействие этого оперения. Кроме того, при недостаточной эффективности этого воздействия
устойчивость модели можно обеспечить и с помощью других мероприятий.

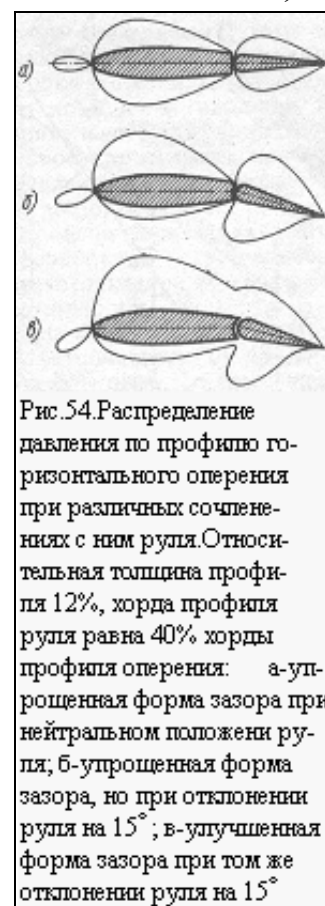
Из сказанного выше следует, что профиль крыла нужно выбирать таким, чтобы измерение
положения центра давления было минимальным или даже полностью отсутствовало. При этом
предполагается, что профиль горизонтального оперения симметричен. Как видно из рис. 53, у
профиля NASA 2415 (относительная кривизна профиля 2 % на 40 % длины хорды,
относительная толщина профиля 15%), например, в диапазоне углов атаки от 4 до 18° центр
давления практически не изменяет своего положения. При этом точка приложения
аэродинамических сил остается неизменной, отстоящей от носка профиля на расстояние,



соответствующее 25 % длины хорды.

У профилей CLARK YH и Go 677, отличающихся несколько большей кривизной, в том же диапазоне углов атаки перемещение центра давления вполне приемлемо. Для профиля же с 6%-ной относительной кривизной (кроме того, еще и довольно тонкого) это перемещение очень заметно. Чтобы модель с крылом такого профиля имела достаточную продольную устойчивость, ее горизонтальное оперение должно быть намного более, эффективным, чем этого требуют упомянутые соотношения. Использование посадочных щитков, создающих эффект увеличения кривизны профиля, даже у профиля NACA 2415 приводит к заметному изменению положения центра давления. Существуют профили, у которых центр давления вообще не перемещается. Однако на моделях они практически не используются (кроме аппаратов типа “летающее крыло”), так как их аэродинамические качества значительно ниже, чем у обычных профилей.

Кроме того, продольную устойчивость модели со стреловидными крыльями в некоторой степени можно улучшить круткой крыла. Здесь возможна как чисто геометрическая (максимум до 4°), так и аэродинамическая крутка. В последнем случае речь идет о переходе несущего корневого профиля симметричному профилю в законцовки крыла. Широкое распространение получила комбинация обеих крutoк, благодаря которой кроме улучшения продольной устойчивости эффективно снижается индуктивное сопротивление. Улучшить стабилизирующий эффект горизонтального оперения можно также, используя для него симметричный профиль относительной толщины около 12%. Подъемная сила, развиваемая таким профилем, примерно на 10% больше, чем у плоского (пластинчатого), который применяется для простоты изготовления оперения. У радиоуправляемых моделей с действующим рулем высоты определенное повышение подъемной силы (и, следовательно, большее стабилизирующее действие) может быть достигнуто соответствующим зазором между рулем и оперением. При меньшем зазоре распределение давления по оперению лучше, особенно при отклонении руля (рис. 54). В этой связи следует сказать, что действие горизонтального оперения зависит от удлинения крыла и положения этого оперения относительно крыла. Однако эти параметры имеют в определенной степени подчиненное значение, с их помощью нельзя радикально улучшить устойчивость модели. Большое удлинение крыла оказывает такое же воздействие, как отнесение горизонтального оперения в зону, удаленную от спутной струи крыла, как, например, при использовании Т образного оперения.



На рис. 55 представлена номограмма, с помощью которой по геометрическим

характеристикам прототипа можно определить параметры его продольной устойчивости. При этом сначала необходимо рассчитать в процентах отношение площадей крыла и горизонтального оперения, как это уже продемонстрировано выше на ряде рисунков. Затем определяют расстояние между ними в точках, соответствующих 25 % их хорд, с учетом геометрической формы обеих аэродинамических поверхностей случая трапецевидной формы в расчет необходимо принимать среднюю хорду. Вычисленное таким образом расстояние L нужно разделить на среднюю хорду крыла. При этом обычно получают значение в пределах от 1,5 до 3,5, которое откладывают на шкале в правой части номограммы. Полученную точку соединяют с точкой на левой шкале, соответствующей отношению площадей крыла и горизонтального оперения. Точка пересечения этой линии со средней шкалой дает значение коэффициента продольной устойчивости. Например, если у самолета (см. рис. 50) отношение площадей крыла и горизонтального оперения равно 25%, а расстояние между ними относительно средней хорды крыла 3,3, то найденный по этим значениям коэффициент продольной устойчивости составляет 95. Такая устойчивость вполне достаточна и позволяет использовать для крыла профиль с сильно искривленной средней линией, т. е. со значительным изменением положения центра давления.

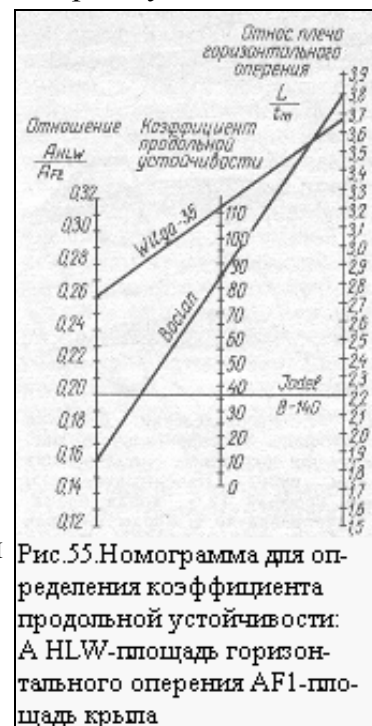


Рис.55.Номограмма для определения коэффициента продольной устойчивости: А HLW-площадь горизонтального оперения АF1-площадь крыла

Насколько эффективно воздействие большого расстояния между крылом и горизонтальным оперением на продольную устойчивость, показывает анализ геометрических соотношений для самолета ВОCIAN (см. рис. 51). При отношении площадей крыла и горизонтального оперения 16% и расстоянии между ними 3,8 коэффициент продольной устойчивости равен 85, т. е. эта устойчивость достаточна. Для самолета WILGA (см. рис. 49) получаем даже значение 115, которое является очень большим; номограмма на рис. 55 ограничена значением 110, при котором продольная устойчивость очень надежна.

Иное дело в случае самолета JODEL D-140 (см. рис. 52). При отношении площадей 20% и расстоянии 2,2 коэффициент продольной устойчивости равен всего около 36. Это значение настолько мало, что даже при использовании профилей с неизменным центром давления, крутке крыла и тщательном выборе формы горизонтального оперения достаточной продольной устойчивости обеспечить нельзя. Приемлемую устойчивость можно получить при коэффициенте 45 и выше. Для JODEL D-140 это означает увеличение расстояния между крылом и горизонтальным оперением до 2,45. Но поскольку и при этом



Рис.56.Изменение подъемной силы и сопротивление при переходе от докритического обтекания к сверхкритическому

остается некоторый риск в отношении продольной устойчивости, следует увеличить и площадь горизонтального оперения до 23 %, повысив коэффициент до 55, что является уже достаточным значением. К тому же комбинация меньшего удлинения фюзеляжа и

незначительного повышения площади горизонтального оперения меньше бросается в глаза, чем осуществление только одного из этих мероприятий. В целом можно сказать:

продольная устойчивость недостаточна при ее коэффициенте ниже 45;

при коэффициенте продольной устойчивости от 45 до 55 должны быть осуществлены все мероприятия по ее улучшению;

продольная устойчивость достаточна при коэффициенте от 55 до 65;

при коэффициенте выше 65 можно не применять профили с неизменным положением центра давления в широком диапазоне углов атаки;

при коэффициенте выше 75 можно использовать профили с относительной кривизной до 5%;

при более высоких значениях допустимо практически без опасности снизить продольную устойчивость.

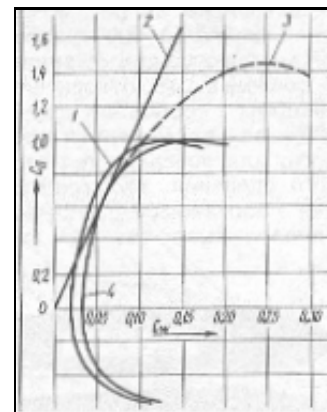


Рис. 57. Аэродинамические характеристики модели: 1-поляр крыла; 2-аэродинамическое качество C_L/C_D ; 3-поляр крыла с его механизацией, посадочными щитками, предкрылками; 4-поляр модели в целом

Конечно, высокая аэродинамическая устойчивость относительно любой из осей может сказываться отрицательно, если необходимо быстрое маневрирование, например при пилотировании радиоуправляемых моделей. Кроме того, при надежном управлении моделью коэффициент продольной устойчивости можно снизить до 60.

При постройке свободнолетающих моделей или радиоуправляемых моделей без

элеронов известные трудности с учетом требуемой масштабности может представить требование обеспечения достаточной поперечной устойчивости. Эта устойчивость может быть получена, например, только за счет поперечного V крыла. Лучше всего обстоит дело с высокопланами, так как у них не только центр тяжести лежит ниже центра давления (т. е. создается устойчивое равновесие), но и крыло часто имеет небольшое поперечное V, как, например, у самолета WILGA-35 (см. рис. 49). В этом случае угол поперечного V может быть даже несколько увеличен, еще незаметно для глаза, для повышения поперечной устойчивости.



Рис. 58. Некоторые из профилей, наиболее широко применяемых для моделей-копий

К сожалению, у большинства низкопланов вследствие неустойчивости положения центра тяжести необходимо сильно увеличивать угол поперечного V крыла модели по сравнению с настоящим самолетом, что сразу же бросается в глаза. Исключением из этого правила является самолет JOELED-140, у которого концы крыльев сильно подняты вверх; этого достаточно для обеспечения устойчивости модели.

Если же большой угол поперечного V крыла реализовать слишком трудно, то иногда можно

использовать маятниковое управление, например, как на модели французского истребителя SPAD S-7C1 (см. рис. 1). При случайных изменениях поперечного положения модели маятник сразу же приводит в действие элероны, и модель выравнивается.



Благодаря такому решению модель биплан SPAD S-7C1 хорошо парит да же при прямом крыле: Маятник, конечно, срабатывает, если модель с определенной скоростью входит в поворот и принимает соответствующий крен (что можно сравнить с совершающим поворот мотоциклом).

И, наконец, при разработке модели необходимо обеспечить ее путевую устойчивость, что предъявляет определенные требования к вертикальному оперению (килю). Считается, что модель будет иметь достаточную путевую устойчивость, ее ли площадь киля составляет 10% площади крыла, а расстояние между ними соответствует 2,5 средним хордам крыла.



Если киль расположен от крыла на том же расстоянии, что и горизонтальное оперение, как это в большинстве случаев и бывает, то площадь киля принимают равной 1/3 площади этого оперения. При таком соотношении площадей путевая устойчивость вполне достаточна.

Если же у прототипа соотношение этих площадей иное, то, как и в случае горизонтального оперения, на модели можно несколько изменить площади соответствующих поверхностей или удлинить фюзеляж. Тщательное профилирование киля также может повысить его эффективность.

Значительное влияние на летные качества модели оказывают условия обтекания крыла, которое может быть как докритическим, так и сверхкритическим. На рис. 56 хорошо видно, что сопротивление сильно падает при увеличении подъемной силы после того, как докритическое обтекание переходит в сверхкритическое. Здесь не место для объяснения причин этого явления; важно знать только, что обтекание в сверхкритической области всегда обеспечивает значительно более выгодные полетные качества, чем в докритической. Определяющим здесь является число Рейнольдса. В переходной области оно лежит в пределах от 40 000 до 80 000. При числе Рейнольдса 100000 хорошие полетные характеристики гарантированы. Однако его расчет должен производиться не только для крыла, но и для более узкого оперения.

Вследствие сопротивления фюзеляжа, оперения, шасси и т. д. поляра крыла (зависимость между коэффициентами лобового сопротивления и подъемной силы крыла) является лишь составной частью поляры всего летательного аппарата или его модели. При этом очевидно,

полная поляра всегда хуже поляры только крыла. Правда, основное влияние на поляру оказывают средства повышения подъемной силы крыла, такие как посадочные щитки, предкрылки, щелевые закрылки.

Характерные изменения поляры приведены на рис. 57, на котором показана поляра для крыла с профилем, имеющим 2 %-ную относительную кривизну и относительную толщину около 16%.

В табл.1 приведены координаты для построения профилей, широко применяемых при постройке моделей-копий. Некоторые из этих профилей представлены на рис. 58. Профили от NASA 0009 до NASA 0018 являются симметричными, а поскольку их относительная толщина составляет от 6 до 12%, они применяются, прежде всего, для поверхностей хвостового оперения. “Классические” для пилотажных—как радиоуправляемых, так и кордовых—моделей профили имеют относительную толщину от 16 до 18%. Профили NASA 23009—NASA 23018 являются полусимметричными, они используются не только на моделях, но и на настоящих самолетах.

По-настоящему универсальным можно назвать профиль CLARKY; его можно применять как на свободнолетающих, так и на радиоуправляемых моделях. Максимальная толщина профиля EPPLER 374 отнесена далеко к задней кромке, вследствие чего его обтекание остается ламинарным в широких пределах. Он применяется преимущественно на скоростных моделях, а также на тяжелых планерах. Изменение положения центра давления у него довольно значительно. У профиля CLARK Y центр давления перемещается в небольших пределах, так как у полусимметричных профилей центр давления изменяет свое положение незначительно. Симметричные же профили могут считаться профилями с неизменным положением центра давления, однако, к сожалению,

они развивают небольшую подъемную силу и при больших углах атаки склонны к неожиданным срывам потока, без заметного перехода. Если необходим хорошо несущий профиль с неизменным в широких пределах положением центра давления, то следует выбирать NASA M6 или CLARK YH.

На рис. 59 приведен пример построения профиля NASA 2412 по координатам, приведенным в табл. 1. Все значения в этой таблице даны для одной и той же хорды профиля—100 м. При иной длине хорды все размеры следует умножить на коэффициент, например, на 2,2 при хорде 220 мм.

На рис. 60 пояснен способ построения промежуточных профилей крыла, если концевой и корневой профили различны.

Профили рекомендуемые для моделей-копий

Положение ординат по длине хорды, %												
0	2,5	5,0	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
NACA 23009												
0	2,81	3,93	5,26	6,06	6,05	5,69	5,09	4,32	3,42	2,41	1,31	0,1
0	-1,19	-1,44	-1,79	-2,55	-2,96	-3,03	-2,86	-2,53	-2,08	-1,01	-0,86	-0,1
NACA 23012												
0	3,8	4,9	6,4	7,5	7,6	7,1	6,4	5,5	4,4	3,1	1,7	0,1
0	-1,7	-2,3	-2,9	-4,0	-4,4	-4,4	-4,2	-3,7	-3,0	-2,2	-1,2	-0,1
NACA 23015												
0	4,4	5,9	7,6	8,9	9,0	8,6	7,7	6,6	5,3	3,7	2,0	0,2
0	-2,3	-3,0	-4,7	-5,4	-6,0	-5,9	-5,5	-4,8	-3,9	-2,8	-1,6	-0,2
NACA 23018												
0	5,8	6,9	8,8	10,4	10,5	10,0	9,0	7,8	6,2	4,4	2,4	0,2
0	-2,7	-3,8	-5,2	-6,7	-7,5	-7,4	-6,8	-5,9	-4,8	-3,5	-1,9	-0,2
NACA 2412												
0	2,99	4,13	5,63	7,26	7,88	7,80	7,24	6,26	5,18	3,75	2,08	0,13
0	-2,27	-3,01	-3,75	-4,23	-4,12	-3,80	-3,34	-2,76	-2,14	-1,50	-0,82	-0,13

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
NACA 2415												
0	3,71	5,07	6,63	8,70	9,38	9,25	8,57	7,50	6,10	4,41	2,45	0,16
0	-2,86	-3,84	-4,90	-5,66	-5,62	-5,25	-4,67	-3,90	-3,05	-2,15	-1,17	-0,16
NACA 2418												
0	4,45	6,03	8,05	10,15	10,88	10,71	9,89	8,65	7,02	5,08	2,81	0,19
0	-3,44	-4,68	-6,03	-7,09	-7,12	-6,71	-5,99	-5,04	-3,97	-2,80	-1,53	-0,19
CLARK YH — 10 %												
2,91	5,41	6,55	8,00	9,45	9,80	9,50	8,75	7,62	6,17	4,68	3,20	1,70
2,91	1,22	0,78	0,35	0	0	0	0	0	0,05	0,32	0,85	1,54
CLARK YH — 12 %												
3,50	6,50	7,90	9,60	11,36	11,70	11,40	10,52	9,15	7,41	5,62	3,84	2,05
3,50	1,47	0,93	0,42	0	0	0	0	0	0,08	0,38	1,02	1,85
CLARK YH — 14 %												
4,08	7,57	9,20	11,20	13,25	13,60	13,30	12,30	10,70	8,65	6,55	4,48	2,40
4,08	1,70	1,10	0,50	0	0	0	0	0	0,07	0,44	1,20	2,15
NACA M6												
0	2,81	4,03	5,71	7,55	8,22	8,05	7,26	6,03	4,58	3,08	1,55	0,26
0	-2,20	-2,70	-3,24	-3,62	-3,79	-3,90	-3,91	-3,82	-3,48	-2,83	-1,77	-0,26

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
NACA 0006												
0	1,31	1,78	2,34	2,87	3,00	2,90	2,65	2,28	1,83	1,91	0,72	0,06
0	-1,31	-1,78	-2,34	-2,87	-3,00	-2,90	-2,65	-2,28	-1,83	-1,91	-0,72	-0,06
NACA 0009												
0	1,96	2,67	3,51	4,30	4,50	4,36	3,97	3,42	2,75	1,97	1,09	0,10
0	-1,96	-2,67	-3,51	-4,30	-4,50	-4,36	-3,97	-3,42	-2,75	-1,97	-1,09	-0,10
NACA 0012												
0	2,62	3,56	4,68	5,74	6,00	5,80	5,29	4,56	3,68	2,62	1,45	0,13
0	-2,62	-3,56	-4,68	-5,74	-6,00	-5,80	-5,29	-4,56	-3,68	-2,62	-1,45	-0,13
NACA 0015												
0	3,3	4,4	5,8	7,2	7,5	7,2	6,6	5,7	4,6	3,3	1,8	0,2
0	-3,3	-4,4	-5,8	-7,2	-7,5	-7,2	-6,6	-5,7	-4,6	-3,3	-1,8	-0,2
NACA 0018												
0	3,9	5,3	7,0	8,6	9,0	8,7	7,9	6,8	5,5	3,9	2,1	0,2
0	-3,9	-5,3	-7,0	-8,6	-9,0	-8,7	-7,9	-6,8	-5,5	-3,9	-2,1	-0,2
CLARK Y — 6 %												
1,80	3,25	3,93	4,81	5,64	5,86	5,70	5,26	4,59	3,76	2,77	1,61	0,12
1,80	0,73	0,47	0,20	0,01	0	0	0	0	0	0	0	0

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
CLARK Y — 8 %												
2,39	4,44	5,40	6,56	7,77	8,00	7,80	7,20	6,26	5,03	3,57	1,91	0,08
2,39	1,00	0,64	0,29	0,02	0	0	0	0	0	0	0	0
CLARK Y — 10 %												
2,99	5,56	6,75	8,20	9,72	10,00	9,75	9,00	7,82	6,28	4,44	2,39	0,10
2,99	1,26	0,80	0,36	0,03	0	0	0	0	0	0	0	0
CLARK Y — 12 %												
3,60	6,50	7,90	9,60	11,36	11,70	11,40	10,52	9,15	7,35	5,22	2,80	0,12
3,60	1,47	0,93	0,42	0,03	0	0	0	0	0	0	0	0
CLARK Y — 14,5 %												
4,35	8,07	9,80	11,90	14,10	14,50	14,10	13,15	11,35	9,10	6,47	3,47	0,15
4,35	1,82	1,15	0,52	0,04	0	0	0	0	0	0	0	0
EPPLER 374												
0	2,2	3,4	4,9	6,6	7,5	7,7	7,1	6,0	4,6	3,1	1,6	0
0	-1,5	-2,0	-2,7	-3,1	-3,3	-3,2	-2,9	-2,6	-2,2	-1,5	-0,8	0
Примечание: В верхней строчке для каждого профиля указаны ординаты вверх от хорды, в нижней-вниз от хорды												

[<<< домой](#) [к содержанию >>>](#)