Министерство транспорта Российской Федерации (Минтранс России)

Федеральное агентство воздушного транспорта (Росавиация)

ФГОУ ВПО Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации

**Аэродинамика и динамика полета**

Методические указания по изучению раздела «Аэродинамика»

и выполнению контрольной работы по теме

«Расчет и построение аэродинамических характеристик профилей»

Для студентов КФ, ЗФ И ФЛЭ

Санкт-Петербург

2011

Аэродинамика и динамика полёта: Методические указания по изучению раздела «Расчет и построение аэродинамических характеристик профилей» Университет ГА –

 С.-Петербург, 2011.

 Издаются в соответствии с учебной программой курса «Аэродинамика и динамика полёта».

 Предназначено для студентов КФ, ЗФ, ФЛЭ

Составители:

Ю.И. Матвеев, кандидат технических наук, профессор.

Ю.С. Опара, кандидат технических наук, доцент.

Рецензент:

 А. Л. Микинелов

 Спб.- ГУГА, 2011

3

**Общие методические указания**

 Цель методических указаний - закрепление и проверка знаний, полученных студентами в процессе изучения материала курса по рекомендуемой литературе и предоставление студенту возможности проверить усвоение материала при выполнении контрольной работы.

 Контрольная работа состоит из двух частей. Первая содержит 20 контрольных вопросов по основному материалу курса, вторая – контрольные задания по расчету и построению аэродинамических характеристик известных профилей, используемых при создании современных ВС.

 В первой части работы каждому студенту необходимо ответить на два вопроса, которые определяются последней цифрой учебного шифра (как и последующие варианты задания в разделе 2) (табл. 1) Например, студент, имеющий учебный шифр 24110,должен ответить на вопросы 10,11 раздела 1 и выполнить вариант задания № 10(0) части 2, или имеющий шифр 24119 ответить на вопросы 9,12 части 1 и выполнить вариант задания № 9 раздела 2. Ответы на вопросы части 1 должны быть по возможности краткими, но с пояснением сути вопроса.

Таблица 1

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Последняя цифра учебного шифра | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 0 |
| №варианта | 120 | 219 | 318 | 417 | 516 | 615 | 714 | 813 | 912 | 1011 |

4

**Часть 1. Контрольные вопросы по разделу курса “Аэродинамика”**

1. Давление плотность, температура воздуха. Их размерность и взаимосвязь.
2. Вязкость воздуха. Какими коэффициентами она оценивается и в чем проявляется?
3. Сжимаемость воздуха. Какова взаимосвязь между сжимаемостью воздуха и скоростью звука, скоростью звука и температурой?
4. Какова связь между скоростью и сечением струйки для дозвукового и сверхзвукового потока?
5. Уравнение Бернулли, его физический смысл и практическое применение.
6. Написать формулы для определения скорости сжимаемого и несжимаемого потоков.
7. Почему на скоростных самолетах необходимо кроме указателя скорости, иметь указатель числа М?
8. Чем отличается приборная, индикаторная скорости от истинной?
9. Что такое конус малых возмущений и какова связь между углом возмущений и числом М?
10. Каковы физические причины возникновения скачков уплотнения?
11. Каковы причины возникновения аэродинамических сил?
12. Перечислите основные геометрические характеристики профилей.
13. Чем отличается поляра крыла от поляры профиля, поляра крыла от поляры самолета?
14. Каков аэродинамический эффект различных видов механизации крыла?
15. Нарисовать кривую коэффициента подъемной силы Суα и поляру крыла Су  ( Сx, δмех) с механизацией и без нее.
16. Каковы физические причины возникновения индуктивного сопротивления и для каких самолетов (скоростного и малоскоростного) его влияние является более существенным?

5

17.В чем сущность волнового кризиса и его опасность?

18. Показать графически изменение аэродинамических коэффициентов Су и Сх с ростом числа Маха и пояснить характер их изменения.

19. Какие методы борьбы с волновым кризисом Вам известны?

20. Почему для скоростного самолета недостаточно иметь одной поляры, как для нескоростного самолета?

**Часть 2. Расчёт и построение аэродинамических характеристик и профилей**

Исходные данные для проведения расчетов приведены в таблицах для вариантов 1-10 (номер варианты выбирается по последней цифре учебного шифра студента).

**Методические указания по выполнению контрольной работы**

По данным таблицы ординат профиля и данных продувок ( варианты 1-10 ) выполнить следующее:

1. Вычертить обвод профиля по заданным координатам, приняв хорду, равную 200мм. По геометрическим данным профиля определить кривизну $\overbar{f}$, относительную толщину $\overbar{c}$ и их местоположение по хорде $\overbar{x\_{f}}$ и $\overbar{x\_{c}}$.
2. Построить сводную диаграмму аэродинамических характеристик профиля, на которую нанести поляру 1 рода , кривую коэффициента подъемной силы в зависимости от угла атаки, кривую качества в зависимости от угла атаки, кривую коэффициента момента и кривую коэффициента центра давления в зависимости от угла атаки.

6

1. Со сводной диаграммы аэродинамических характеристик снять значения основных характеристик профиля:

Сy мах – максимальный коэффициент подъемной силы;

Сx мin – минимальный коэффициент лобового сопротивления;

К мах – максимальное качество;

Сmo – коэффициент нулевого момента;

αo – угол атаки нулевой подъемной силы;

αнв \_ наивыгоднейший угол атаки;

αСхmin- угол атаки при минимальном коэффициенте лобового сопротивления ;

αкр – критический угол атаки;

$\frac{dC\_{y}}{dα}$- тангенс угла наклона кривой коэффициента подъемной силы;

$\frac{dC\_{m}}{dα}$- тангенс угла наклона кривой коэффициента момента.

1. По данным таблицы коэффициента давления $\overbar{p}$ построить эпюру давлений для малых скоростей для верхней и нижней поверхности. На эпюре должно быть отчетливо видно примерное положение критической точки.
2. Используя зависимость Мкр=f ( $\overbar{p}$minнесж) по величине минимального давления на верхней поверхности, определить критическое число М.
3. В пределах прямолинейных участков кривых произвести пересчет аэродинамических коэффициентов Су  и Сm  с учетом сжимаемости. В качестве расчетного числа М принять Мрасч=Мкр-0,05.
4. Пересчитать эпюру давлений для числа М=Мрасч. Полученную эпюру нанести на эпюру давлений для малых чисел М.

7

Все диаграммы должны быть сделаны на миллиметровой бумаге в следующих стандартных масштабах:100мм соответствуют: α-20о ; Су-1,0; Сх-0,2; Сm-,0,5; К-20; $\overbar{X}$д-100.

Масштабы остальных величин выбираются студентом.

Перерасчет характеристик с учетом сжимаемости произвести по формулам, основанным на теории Христиановича.

Применив те или иные расчетные формулы, надлежит записать формулу в общем виде, подставить в неё число – вне величины и затем дать окончательный ответ без промежуточных выкладок.

Вариант задания определяется последней цифрой шифра.

*Примечание: если заданы коэффициенты эпюрного профиля, то для искомой толщины необходимо ординаты эпюрного профиля пересчитать по формуле отдельно для верхней и нижней поверхности ( эпюрным профилем называется профиль, относительная толщина которого составляет 100% (С=100% хорды)). Пересчет производится следующим образом: для построения профиля любой толщины необходимо уменьшить ординаты эпюрного профиля в отношении* $\overbar{с}/100$ *, где С-толщина искомого профиля. Таким образом, ординаты искомого профиля определяются по следующим формулам:*

$\overbar{y}$*в=* $\overbar{y}$*в.эп.* $\frac{\overbar{с}}{100}$*;* $\overbar{y}$*н =* $\overbar{y}$*н. эп* $\frac{\overbar{с}}{100}$.

*Следует также иметь в виду, что таблицы координат эпюрных профилей относятся сразу к нескольким вариантам. Так, координаты эпюрного профиля относятся к вариантам 1 и 2 .*

8

**Координаты эпюрного профиля В**

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Х,% | 0 | 5,0 | 10,0 | 20 | 30 | 40 | 50 | 60 | 70 | 90 |
| Yв.эп.% | 0 | 30,9 | 44,8 | 60,6 | 66,1 | 64,6 | 58,2 | 48,4 | 36,8 | 12,2 |
| Yн.эп.% | 0 | -20,1 | -25,6 | -30,8 | -32,9 | -33,3 | -33,5 | -31,9 | -28,5 | -14,0 |

**Вариант 1**

**(последняя цифра шифра 1)**

**Профиль В -8%**

 **Значение коэффициентов давления** $\overbar{p}$

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| $\overbar{x}$,% | 5,0 | 10,0 | 20 | 30 | 40 | 50 | 60 | 70 | 90 |
| Верхняя поверхность | -0,180 | -0,325 | -0,380 | 0,345 | -0,280 | -0,230 | -0,170 | -0,090 | 0,030 |
| Нижняя поверхность | 0,190 | -0,140 | -0,110 | -0,095 | -0,080 | -0,070 | -0,065 | -0,060 | -0,030 |

**Значение аэродинамических коэффициентов**

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| αо | -2 | 0 | 4 | 8 | 10 | 12 | 14 | 16 |
| cу | -0.104 | 0.026 | 0.290 | 0.552 | 0.676 | 0.760 | 0.790 | 0.792 |
| Сx | 0.0083 | 0.0062 | 0.0113 | 0.0306 | 0.0470 | 0.0795 | 0.1235 | 0.1828 |
| cm | 0.025 | -0.002 | -0.065 | -0.125 | -0.155 | 0.182 | -0.207 | -0.225 |

 9

**Вариант 2**

**( последняя цифра шифра 2 )**

**Профиль В 12%**

**Значение коэффициентов давления** $\overbar{p}$

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| $\overbar{x}$,% | 5,0 | 10 | 20 | 30 | 40 | 50 | 60 | 70 | 90 |
| Верхняя поверхность | -0,205 | -0,405 | -0,590 | -0,570 | -0,490 | -0,380 | -0,260 | -0,140 | -0,070 |
| Нижняя поверхность | -0,180 | -0,175 | -0,125 | -0,090 | -0,075 | -0,075 | -0,085 | -0,085 | +0,020 |

**Значение аэродинамических коэффициентов**

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| αо | -2 | 0 | 4 | 8 | 10 | 12 | 14 | 16 | 18 | 20 |
| су | -0,066 | 0,063 | 0,320 | 0,571 | 0,691 | 0,805 | 0,912 | 0,952 | 0,940 | 0,860 |
| Сх | 0,0085 | 0,0075 | 0,0132 | 0,0313 | 0,0449 | 0,0611 | 0,0785 | 0,1015 | 0,136 | 0,200 |
| Сm | -0,010 | -0,017 | -0,072 | -0,128 | -0,155 | -0,181 | -0,207 | -0,220 | -0,230 | -0,240 |

 **Координаты эпюрного профиля ВS**

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| $\overbar{x}$,% | 5,0 | 10,0 | 20 | 30 | 40 | 50 | 60 | 70 | 90 | 100 |
| $\overbar{y}$в. эп, % | 26,5 | 43,3 | 60,8 | 66,5 | 64,7 | 57,9 | 47,6 | 35,6 | 10,8 | 0 |
| $\overbar{y}$н. эп, % | -15,4 | -23,3 | -30,3 | -32,9 | -33,4 | -32,8 | -30,8 | -27,1 | -12,1 | 0 |

10

**Вариант 3**

**( последняя цифра шифра 3 )**

**Профиль BS-8%**

**Значение коэффициентов давления** $\overbar{p}$

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| $\overbar{x}$,% | 5,0 | 10,0 | 20 | 30 | 40 | 50 | 60 | 70 | 90 |
| Верхняя поверхность | 0,230 | -0,390 | -0,460 | -0,410 | -0,335 | -0,245 | -0,160 | -0,070 | +0,060 |
| Нижняя поверхность | 0,105 | -0,025 | -0,035 | -0,030 | -0,025 | -0,025 | -0,025 | -0,030 | +0,015 |

 **Значение аэродинамических коэффициентов**

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| αo | -2 | 0 | 4 | 8 | 10 | 12 | 14 | 16 | 18 |
| cy | -0,090 | 0,039 | 0,292 | 0,545 | 0,650 | 0,717 | 0,748 | 0,740 | 0,730 |
| Cx | 0,0098 | 0,0069 | 0,0132 | 0,0412 | 0,0665 | 0,1100 | 0,1630 | 0,201 | 0,238 |
| cm | 0,020 | -0,011 | -0,070 | -0,126 | -0,151 | -0,182 | -0,220 | -0,260 | -0,270 |

**Вариант 4**

**( последняя цифра шифра 4)**

**Профиль BS-12%**

**Значение коэффициентов давления** $\overbar{p}$

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| $\overbar{x}$,% | 5,0 | 10,0 | 20 | 30 | 40 | 50 | 60 | 70 | 90 |
| Верхняя поверхность | -0,310 | -0,610 | -0,760 | -0,710 | -0,550 | -0,390 | -0,240 | -0,130 | -0,090 |
| Нижняя поверхность | 0,150 | -0,020 | -0,085 | -0,060 | -0,050 | -0,050 | -0,060 | -0,065 | -0,000 |

11

**Значение аэродинамических коэффициентов**

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| αo | -2 | 0 | 4 | 8 | 10 | 12 | 14 | 16 |
| cy | -0,050 | 0,075 | 0,320 | 0,556 | 0,666 | 0,762 | 0,820 | 0,805 |
| cx | 0,0094 | 0,0071 | 0,0138 | 0,0352 | 0,0510 | 0,0690 | 0,1000 | 0,149 |
| cm | 0,005 | -0,022 | -0,075 | -0,126 | -0,152 | -0,177 | -0,200 | -0,190 |

**Координаты эпюрного профиля Д-2**

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| $\overbar{x}$,% | 0 | 5,0 | 10,0 | 20 | 30 | 40 | 50 | 60 | 70 | 90 | 100 |
| $\overbar{y}\_{в, эп,}$% | 0 | 45,3 | 62,7 | 77,6 | 78,3 | 72,1 | 61,6 | 49,0 | 34,9 | 8,6 | 0 |
| $\overbar{y}\_{н, эп,}$% | 0 | -15,9 | -18,1 | -20,0 | -21,4 | -21,9 | 24,1 | -20,5 | -18,9 | -10,6 | 0 |

**Вариант 5**

**( последняя цифра шифра 5)**

**Профиль Д-2 -8%**

**Значение коэффициентов давления** $\overbar{p}$

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| $\overbar{x}$,% | 5,0 | 10,0 | 20 | 30 | 40 | 50 | 60 | 70 | 90 |
| Верхняя поверхность | -0,180 | -0,450 | -0,480 | -0,400 | -0,310 | -0,200 | -0,120 | -0,055 | -0,045 |
| Нижняя поверхность | -0,350 | -0,200 | -0,070 | -0,045 | -0,035 | -0,030 | -0,040 | -0,030 | -0,030 |

**Значение аэродинамических коэффициентов**

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| αo | -2 | 0 | 4 | 8 | 10 | 12 | 14 | 16 | 18 |
| cy | -0,067 | 0,067 | 0,330 | 0,596 | 0,728 | 0,850 | 0,970 | 1,00 | 0,965 |
| cx | 0,0088 | 0,0076 | 0,0136 | 0,0327 | 0,0476 | 0,0659 | 0,0864 | 0,122 | 0,150 |
| cm | +0,015 | -0,016 | -0,075 | -0,139 | -0,172 | -0,208 | -0,233 | -0,265 | -0,270 |

12

**Вариант 6**

**( последняя цифра 6)**

**Профиль Д-2 -11%**

 **Значение коэффициентов давления** $\overbar{p}$

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| $\overbar{x}$,% | 5,0 | 10,0 | 20 | 30 | 40 | 50 | 60 | 70 | 90 |
| Верхняя поверхность | -0,520 | -0,810 | -0,845 | -0,660 | -0,470 | -0,320 | -0,190 | -0,085 | +0,055 |
| Нижняя поверхность | -0,140 | -0,050 | -0,020 | -0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,005 | -0,020 | -0,020 |

 **Значение аэродинамических коэффициентов**

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| αo | -2 | 0 | 4 | 8 | 10 | 12 | 14 | 16 | 18 |
| cy | -0,030 | 0,104 | 0,370 | 0,635 | 0,766 | 0,900 | 1,032 | 1,141 | 1,130 |
| cx | 0,0084 | 0,0083 | 0,0164 | 0,0365 | 0,0510 | 0,0677 | 0,0874 | 0,1162 | 0,147 |
| cm | 0,007 | -0,022 | -0,082 | -0,146 | -0,178 | -0,212 | -0,244 | -0,275 | -0,320 |

**Координаты эпюрного профиля Clark YH**

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| $\overbar{x}$,% | 5.0 | 10,0 | 20 | 30 | 40 | 50 | 60 | 70 | 90 | 100 |
| $\overbar{y}\_{B, эп}$% | 38,1 | 53,5 | 69,4 | 73,8 | 72,0 | 66,0 | 56,0 | 42,3 | 14,3 | 0,60 |
| $\overbar{y}\_{н, эп}$% | -20,9 | -25,5 | -27,0 | -26,2 | -24,9 | -23,7 | -22,4 | -20,2 | -10,1 | -0,60 |

13

**Вариант 7**

**( последняя цифра шифра 7)**

**Профиль Clark YH -8%**

**Значение коэффициентов давления** $\overbar{p}$

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| $\overbar{x}$,% | 5.0 | 10.0 | 20 | 30 | 40 | 50 | 60 | 70 | 90 |
| Верхняя поверхность | -0.240 | -0.370 | -0.420 | -0.390 | -0.340 | -0.280 | -0.210 | -0.130 | -0.005 |
| Нижняя поверхность | -0.200 | -0.130 | -0.080 | -0.00 | -0.010 | 0.015 | 0.030 | 0.040 | 0.035 |

**Значение аэродинамических коэффициентов**

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| αo | -2 | 0 | 4 | 8 | 10 | 12 | 14 | 16 |
| cy | -0.056 | -0.082 | 0.351 | 0.612 | 0.742 | 0.860 | 0.981 | 0.920 |
| cx | 0.0078 | 0.0072 | 0.0148 | 0.0355 | 0.0507 | 0.0665 | 0.0872 | 0.140 |
| cm | -0.007 | -0.039 | -0.101 | -0.162 | -0.192 | -0.220 | -0.249 | -0.275 |

14

**Вариант 8**

**( последняя цифра шифра 8)**

**Профиль Clark YH -11%**

**Значение коэффициентов давления** $\overbar{p}$

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| $\overbar{x}$,% | 5,0 | 10,0 | 20 | 30 | 40 | 50 | 60 | 70 | 90 |
| Верхняя поверхность | -0,540 | -0,750 | -0,750 | -0,660 | -0,560 | -0,440 | -0,310 | -0,190 | 0,040 |
| Нижняя поверхность | 0,000 | -0,060 | -0,010 | 0,030 | 0,040 | 0,025 | 0,000 | 0,000 | 0,070 |

**Значение аэродинамических коэффициентов**

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| αo | -2 | 0 | 4 | 8 | 10 | 12 | 14 | 16 | 19 |
| Cy | -0,119 | 0,119 | 0,385 | 0,652 | 0,780 | 0,901 | 1,019 | 1,120 | 1,109 |
| Cx | 0,10080 | 0,0080 | 0,0171 | 0,0380 | 0,0525 | 0,0700 | 0,0900 | 0,1200 | 0,157 |
| Cm | -0,024 | -0,054 | -0,113 | -0,173 | -0,203 | 0,230 | -0,257 | -0,283 | -0,300 |

15

**Вариант 9**

**( последняя цифра шифра 9)**

**Профиль NACA 2211**

**Значение коэффициентов давления** $\overbar{p}$

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| $\overbar{x}$,% | 5,0 | 10,0 | 20 | 30 | 40 | 50 | 60 | 70 | 90 |
| Верхняя поверхность | -0,200 | -0,470 | -0,500 | -0,410 | -0,330 | -0,260 | -0,200 | -0,150 | -0,010 |
| Нижняя поверхность | -0,425 | -0,300 | -0,210 | -0,190 | -0,140 | -0,100 | -0,070 | -0,038 | 0,050 |

**Геометрические и аэродинамические характеристики**

|  |  |
| --- | --- |
| Геометрические характеристики в % от хорды | Аэродинамические характеристики |
| $$\overbar{x}$$ | $$\overbar{y}\_{B}$$ | $$\overbar{y}\_{н}$$ | αо | су | сх | Сm |
| 5 | 4,62 | -2,65 | -2 | -0,0005 | 0,0083 | -0,026 |
| 10 | 6,27 | -3,11 | 0 | 0,126 | 0,0080 | -0,057 |
| 20 | 7,74 | -3,74 | 4 | 0,390 | 0,0175 | -0,117 |
| 30 | 7,97 | -4,03 | 8 | 0,652 | 0,0381 | -0,130 |
| 40 | 7,68 | -3,92 | 10 | 0,775 | 0,0520 | -0,208 |
| 50 | 7,02 | -3,56 | 12 | 0,900 | 0,0595 | -0,237 |
| 60 | 6,07 | -3,05 | 14 | 1,017 | 0,0875 | -0,265 |
| 70 | 4,90 | -2,43 | 16 | 1,130 | 0,1085 | -0,292 |
| 90 | 1,93 | -0,97 |  |  |  |  |
| 100 | 0 | 0 |  |  |  |  |

16

**Вариант 10**

**(последняя цифра шифра -0)**

**Профиль NACA-23011**

**Значение коэффициентов давления** $\overbar{p}$

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| $\overbar{x}$,% | 5,0 | 10,0 | 20 | 30 | 40 | 50 | 60 | 70 | 90 |
| Верхняя поверхность | -0,810 | -0,895 | -0,675 | -0,510 | -0,390 | -0,295 | -0,220 | -0,160 | 0,000 |
| Нижняя поверхность | 0,045 | 0,040 | -0,080 | -0,120 | -0,105 | -0,080 | -0,055 | -0,035 | 0,030 |

 **Геометрические и аэродинамические характеристики**

|  |  |
| --- | --- |
| Геометрические характеристики в % от хорды | Аэродинамические характеристики |
| $$\overbar{x}$$ | $$\overbar{y}\_{B}$$ | $$\overbar{y}\_{н}$$ | αo | cy | cx | cm |
| 5 | 4,91 | -2,26 | 2 | -0,058 | 0,0090 | 0,004 |
| 10 | 6,48 | -2,92 | 0 | 0,078 | 0,0082 | -0,026 |
| 20 | 7,50 | -3,97 | 4 | 0,350 | 0,0155 | -0,088 |
| 30 | 7,55 | -4,46 | 8 | 0,622 | 0,0359 | -0,152 |
| 40 | 7,14 | -4,48 | 10 | 0,751 | 0,0504 | -0,182 |
| 50 | 6,41 | -4,17 | 12 | 0,880 | 0,0675 | -0,214 |
| 60 | 5,47 | - 3,67 | 14 | 1,003 | 0,0865 | -0,242 |
| 70 | 4,36 | -3,00 | 16 | 1,122 | 0,1060 | -0,270 |
| 90 | 1,68 | -1,23 | 18 | 1,214 | 0,1314 | -0,292 |
| 100 | 0 | 0 |  |  |  |  |

17

Литература

1. Матвеев Ю.И.; Опара Ю.С, « Аэродинамика и динамика полета»: Учебно–методические указания по изучению курса.
2. Матвеев Ю.И. Аэродинамика и динамика полета ч.1 Аэродинамика гражданских ВС. Академия ГА. Санкт-Петербург, 1996.
3. Гарбузов Б.М.,Ермаков А. Л., Кубланов М. С., Ципенко В. Г. Аэродинамика, - М.Транспорт, 1996.
4. Супрун В. М., Матвеев Ю. М., Аэродинамические характеристики самолётов ГА. - Л: ОЛАГА, 1980

18

Оглавление

Общие методические указания……..……………………………………………………………………..3

Часть 1.Контрольные задания по разделу курса “Аэродинамика”.……………………………………………………………….….4

Часть 2. Контрольные задания и исходные данные по контрольной работе “Расчёт и построение Аэродинамических характеристик профилей”…………..……………………………………………………………...5

Литература………………………………………………………………………17