

К. Вуд

Проектирование самолетов

**Москва
«Книга по Требованию»**

УДК 656
ББК 39.1
К11

К11 **К. Вуд**
Проектирование самолетов / К. Вуд – М.: Книга по Требованию, 2023. – 464 с.

ISBN 978-5-458-38499-5

ISBN 978-5-458-38499-5

© Издание на русском языке, оформление
«YOYO Media», 2023
© Издание на русском языке, оцифровка,
«Книга по Требованию», 2023

Эта книга является репринтом оригинала, который мы создали специально для Вас, используя запатентованные технологии производства репринтных книг и печати по требованию.

Сначала мы отсканировали каждую страницу оригинала этой редкой книги на профессиональном оборудовании. Затем с помощью специально разработанных программ мы произвели очистку изображения от пятен, клякс, перегибов и попытались отбелить и выровнять каждую страницу книги. К сожалению, некоторые страницы нельзя вернуть в изначальное состояние, и если их было трудно читать в оригинале, то даже при цифровой реставрации их невозможно улучшить.

Разумеется, автоматизированная программная обработка репринтных книг – не самое лучшее решение для восстановления текста в его первоизданном виде, однако, наша цель – вернуть читателю точную копию книги, которой может быть несколько веков.

Поэтому мы предупреждаем о возможных погрешностях восстановленного репринтного издания. В издании могут отсутствовать одна или несколько страниц текста, могут встретиться невыводимые пятна и кляксы, надписи на полях или подчеркивания в тексте, нечитаемые фрагменты текста или загибы страниц. Покупать или не покупать подобные издания – решать Вам, мы же делаем все возможное, чтобы редкие и ценные книги, еще недавно утраченные и несправедливо забытые, вновь стали доступными для всех читателей.

Глава IX

Проектирование и расчет на прочность лодок и поплавков

Введение	216
Конструкция корпуса лодки	219
Проектирование корпуса лодки	222
Расчет на прочность корпусов лодок	223
Задачи	224
Л и т е р а т у р а	—

Глава X

Графическое оформление

Введение	225
Количество чертежей	—
Техника черчения в самолетостроении	226
Система обозначения чертежей	—
Расходы на чертежные работы	227
Задачи	228

Глава XI

Конструирование деталей

Введение	230
Процесс конструирования деталей	—
Влияние технологического процесса на конструирование деталей	231
Приспособления и оборудование	239
Выбор технологического процесса для получения минимальной себестоимости	241
Задачи	243
Л и т е р а т у р а	—

Приложение

Характеристики летных качеств и графики	244
Международная стандартная атмосфера	249
Характеристики профилей	253
Крылья с предкрылками и закрылками	256
Данные вредного сопротивления	258
Данные моторов коммерческих самолетов	264
Внутренние размеры кабин некоторых американских самолетов	276
Анализ весов самолетов	278
Вес частей самолета	283
Допустимые напряжения для проектирования металлических элементов конструкции	298
Прессованные (выдавленные) дуралюминовые профили	300
Коэффициенты для определения ширины работающей части обшивки в панели, подкрепленной стрингерами	301
Формулы для определения напряжений для стали и дуралюмина	302
Нормы времени на работы по обслуживанию самолета	307
Стандартные части и оборудование	313
Обтекаемые пневматики	314
Л и т е р а т у р а	330

Дополнения
НОРМЫ ПРОЧНОСТИ

Введение	333
Технические требования пригодности самолетов к полету	
Общая часть	337
§ 1. Характер требований	—
§ 2. Классификация самолетов	338
§ 3. Критерии пригодности к полету	—
§ 4. Порядок выдачи разрешений (лицензий), установленный ДТ	—
§ 5. Постоянное или временное аннулирование разрешений	340
§ 6. Чертежи и технические данные	—
§ 7. Изменения	341
§ 8. Испытания конструкции	342
§ 9. Материалы	—
§ 10. Требования прочности	343
§ 11. Определения	344
Основные расчетные случаи полета	345
§ 12. Термины и коэффициенты	—
§ 13. Общие условия расчета	347
§ 14. Расчетные скорости	—
§ 15. Основные случаи полета с ускорением	348
§ 16. Уравновешивание самолета	350
Крылья и их крепление	351
§ 17. Расчетные случаи	—
§ 18. Изменение основных полетных случаев	—
§ 19. Дополнительные расчетные случаи для крыла	353
§ 20. Распределение нагрузок	354
§ 21. Факторы, влияющие на нагрузки крыла	357
§ 22. Расчалки, воспринимающие подъемную силу	—
§ 23. Фермы, воспринимающие лобовое сопротивление	358
§ 24. Лонжероны	359
§ 25. Особые требования	360
Поверхности управления и вспомогательные приспособления	361
§ 26. Горизонтальное оперение	—
§ 27. Вертикальное оперение	362
§ 28. Элероны	363
§ 29. Вспомогательные устройства	364
§ 30. Специальные требования	366
Система управления	369
§ 31. Случаи нагружения	—
§ 32. Упругая компенсация	370
§ 33. Особые требования	371
Колесные шасси	372
§ 34. Расчетные случаи	—
§ 35. Посадка на две точки	—
§ 36. Посадка на три точки	373
§ 37. Боковая нагрузка и случай посадки на одно колесо	—
§ 38. Посадка с торможением	374
§ 39. Расчетные случаи для амортизации	—
§ 40. Колеса	375
§ 41. Особые замечания	—
Корпуса лодок и поплавки гидросамолетов	376
§ 42. Конструкция и тип поплавков	—
§ 43. Общие расчетные условия	—
§ 44. Посадка с наклонными реакциями (поплавковые самолеты)	—
§ 45. Посадка с вертикальными реакциями (поплавковые самолеты)	377
§ 46. Посадка с боковой нагрузкой (поплавковые самолеты)	—
§ 47. Нагрузка на корпус лодки при посадке (летающие лодки)	378
§ 48. Нагрузки на днище (корпуса лодок)	379

§ 49.	Пловучесть	379
§ 50.	Подкрыльные поплавки	380
Фюзеляж,	подмоторные рамы и гондолы	—
§ 51.	Фюзеляж, расчетные случаи	—
§ 52.	Неполный капот	—
§ 53.	Полный капот	381
§ 54.	Реактивный момент	—
§ 55.	Большой угол атаки и реактивный момент	—
§ 56.	Боковая нагрузка на подмоторную раму	382
§ 57.	Нагрузка на подмоторную раму, направленная вверх	—
§ 58.	Случай расчета моторных гондол	—
§ 59.	Технические требования для расчета новых подмоторных рам	—
§ 60.	Особые требования	—
Различные	требования	383
§ 61.	Технические требования к креплениям и стандартным частям	—
§ 62.	Расчлененные конструкции	384
§ 63.	Методы изготовления	385
Требования,	не относящиеся к прочности	—
§ 64.	Общая часть	—
§ 65.	Моторы	387
§ 66.	Винты (пропеллеры)	—
§ 67.	Система горючего	388
§ 68.	Система смазки	389
§ 69.	Система охлаждения	390
§ 70.	Требования, предъявляемые к моторной установке	—
§ 71.	Электрооборудование	392
§ 72.	Оборудование и приборы	—
§ 73.	Летные качества	393
§ 74.	Летные испытания	394
§ 75.	Веса	396
§ 76.	Расположение и размеры опознавательных знаков	—
§ 77.	Транспортные самолеты	—

Данные для проек тирования самолетов

Общая	часть	397
§ 1.	Цель и назначение бюллетеня	—
§ 2.	Стандартные обозначения	—
§ 3.	Стандартные величины и формулы	398
§ 4.	Общие сведения по аэродинамике	400
§ 5.	Общие правила представления данных для получения лицензии (разрешения) на самолет	402
§ 6.	Основы расчета на прочность. Общие расчетные данные	403
§ 7.	Определение исправленных характеристик профиля	404
§ 8.	Определение положения ц. т.	409
√ § 9.	Определение результирующих аэродинамических сил	—
§ 10.	Результирующие силы бипланов	413
§ 11.	Расчетные случаи полета	414
§ 12.	Уравновешивание самолета	418
Крылья и	их подкосы	423
§ 13.	Общие указания	—
§ 14.	Видоизменение основных полетных случаев	—
§ 15.	Дополнительные случаи при расчете крыла	424
§ 16.	Определение нагрузки на лонжероны обычных крыльев	427
§ 17.	Определение тангенциальной погонной нагрузки	428
§ 18.	Определение погонных нагрузок и крутящих моментов относительно оси жесткости	429
§ 19.	Расчет деревянных лонжеронов крыла	430
§ 20.	Металлические лонжероны. Общие указания	431
§ 21.	Крылья с работающей обшивкой	435
§ 22.	Распределение нагрузок по хорде	436
§ 23.	Расчет элементов, воспринимающих подъемную силу	437

Поверхности управления и вспомогательные устройства	440
§ 24. Общие указания	—
§ 25. Уравновешивающая нагрузка	441
§ 26. Нагрузки при маневрах	442
§ 27. Вспомогательные устройства	444
§ 28. Расчет на прочность	445
§ 29. Предотвращение флаттера. Балансировка	446
Система управления	447
§ 30. Общие положения	—
§ 31. Специальные коэффициенты и пределы	448
§ 32. Специальные вопросы	449
Колесные шасси	—
§ 33. Общие соображения	—
§ 34. Случаи несимметричной нагрузки	450
§ 35. Амортизация	451
Случаи посадки летающих лодок и гидросамолетов	454
§ 36. Общие указания	—
§ 37. Расчетные случаи посадки	—
Фюзеляж, винтомоторная группа и гондола	455
§ 38. Общие данные	—
§ 39. Методика расчета на прочность	—
§ 40. Особые методы расчетов	459
§ 41. Узлы	462
§ 42. Расчлененные конструкции	—
§ 43. Прочность материалов	463
Сведения, не касающиеся прочности	466
§ 44. Характеристики	—
Указатель	467



ПРЕДИСЛОВИЕ К РУССКОМУ ПЕРЕВОДУ

В этой книге изложены методы проектирования самолета и приведены данные, необходимые студенту в его работе над проектом во всех предварительных его стадиях.

Книга дополняет текст „Технической аэродинамики“ того же автора (ЦАГИ, 1938).

Перевод этой книги сделан по четвертому ее изданию (июнь 1939 г.), при пользовании которым автор рекомендует обращаться за справками к изданию ANC-5 „Прочность элементов самолета“, подготовленному Армейским военно-морским и коммерческим комитетом по авиационным техническим требованиям, и к изданию „Гражданские авиационные нормы 04“, которое является шестой частью предполагаемого нового „Кода федеральных норм“ (CAR-04), и к „Авиационному коммерческому руководству 04“ (ACM-04).

Учитывая, что нашим читателям трудно получить указанные американские нормы, редакция сочла необходимым поместить для справок нормы Бюро коммерческой авиации Департамента Торговли — бюллетени ДТ („Авиационный бюллетень“, № 7А и № 26), помещенные в более ранних американских изданиях этой книги. Эти бюллетени отличаются от CAR-04 лишь формой изложения и незначительными изменениями, которые специально нами оговорены в тексте.

В книге приводятся нормы прочности самолетов США в редакции 1935 г. с исправлениями в соответствии с редакцией 1939 г. Необходимо, однако, заметить, что эти нормы прочности коммерческих самолетов для ряда агрегатов (крылья, хвостовое оперение, местная прочность днища лодок) являются минимальными и что нагрузки, определенные по этим нормам, в действительных условиях эксплуатации могут быть превзойдены. Анализ прочности некоторых американских самолетов показывает, что во многих случаях перечисленные агрегаты выполнены со значительным запасом прочности.

В перевод настоящей книги не вошла глава IV „Экономические соображения при проектировании“ и несколько устаревший справочный материал по ценам на авиаматериалы.

Рассматривая вопросы конструкции и производства самолета, автор берет в качестве основного критерия стоимость, что накладывает специфический отпечаток на весь ход рассуждений и иногда делает их непригодными для наших условий.

Все величины в книге переведены в метрические меры. Обозначения заменены принятыми в СССР.

ПРИНЯТЫЕ УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

- a — ускорение, $м/сек^2$;
 A — наклон кривой c_y по α ($\frac{dc_y}{d\alpha}$);
 b — хорда;
 c_y — коэффициент подъемной силы;
 c_x — коэффициент лобового сопротивления;
 c_{xp} — коэффициент профильного сопротивления;
 c_{xi} — коэффициент индуктивного сопротивления;
 c_m — коэффициент момента (если нет специального указания, то относительно точки, лежащей на 0,25 хорды) ¹;
 c_{m0} — коэффициент момента при $c_y = 0$ ¹;
 c_s — коэффициент быстроходности винта;
 D, d — диаметры;
 E — модуль упругости первого рода;
 e — отношение веса крыла к полетному весу самолета;
 f — коэффициент безопасности;
 F — площадь поперечного сечения, сила;
 G — полетный вес самолета;
 g — ускорение силы тяжести;
 $\frac{G}{N}$ — нагрузка на л. с., $кг/л. с.$;
 $\frac{G}{S}$ — нагрузка на $1 м^2$ крыла;
 h — высота; расстояние, измеряемое по вертикали;
 H — потолок;
 I — момент инерции;
 i — радиус инерции;
 J — расстояние от передней кромки до ц. т. сечения крыла в долях хорды;
 k — коэффициент;
 k_l — параметр размаха;
 l — размах;
 L — длина;
 L_p — нагрузка на $1 м^2$ площади эквивалентной пластинки ²;
 L_s — коэффициент нагрузки на $1 м^2$ размаха;
 L_t — нагрузка на располагаемую мощность $\frac{G}{N_p}$;
 M — момент;
 m — масса;
 N — номинальная мощность;

¹ Положительным считается кабрирующий момент.

² См. d , стр. 403.

- N_e — эффективная мощность;
 N_i — индикаторная мощность;
 N_p — располагаемая мощность;
 N_n — потребная мощность;
 n — эксплуатационная перегрузка;
 n — число оборотов в минуту;
 P — нагрузка;
 p — удельная нагрузка, давление, $кг/м^2$;
 q — скоростной напор, $кг/м^2$;
 R, r — радиусы;
 R — разрушающее напряжение;
 Re — число Рейнольдса;
 S — площадь (если нет специального указания, то площадь крыла), $м^2$;
 u_0 — вертикальная скорость на уровне земли;
 V — скорость ($м/сек$, $км/час$);
 $V_{\min}(V_{\text{пос}})$ — минимальная скорость ¹;
 $V_{\min \text{ закр}}$ — минимальная скорость с открытыми закрылками;
 $V_{\text{отр}}$ — скорость отрыва гидросамолета при разбеге;
 $V_{\text{под}}$ — скорость по траектории при наборе высоты;
 V_y — скороподъемность, $м/сек$;
 V_p — расчетная скорость маневра;
 $V_{\text{крейс}}$ — крейсерская скорость;
 $V_{\text{тах}}$ — максимальная скорость;
 $V_{\text{тах тах}}$ — расчетная скорость планирования;
 $V_{\text{пик}}$ — теоретическая скорость вертикального пикирования при нулевой тяге;
 w — скорость ветра, $м/сек$;
 α — угол атаки;
 β — угол наклона траектории полета к горизонтали;
 γ — угол поперечного V ;
 δ — угол отклонения щитка, рулей, элерона, деформация;
 Δ — относительная плотность $\frac{\rho}{\rho_0}$;
 η — к. п. д.;
 λ — удлинение — $\frac{(\text{размах})^2}{\text{площадь}}$;
 Λ — обобщенный параметр летных качеств $\frac{L_s L_t^{\frac{4}{3}}}{L_p^{\frac{1}{3}}}$;
 ω — угловая скорость;
 σ — нормальное напряжение;
 $\sigma_{\text{раст}}$ — напряжение растяжения;
 $\sigma_{\text{проп.раст}}$ — предел пропорциональности при растяжении;
 $\sigma_{\text{тек.раст}}$ — предел текучести при растяжении;
 $\sigma_{\text{доп.раст}}$ — допустимое напряжение при растяжении;

¹ Эта скорость здесь вычисляется без учета эффекта близости земли.
Прим. ред.

- $R_{\text{раст}}$ — временное сопротивление при растяжении;
 $\sigma_{\text{сж}}$ — напряжение сжатия;
 $\sigma_{\text{проп. сж}}$ — предел пропорциональности при сжатии (proportional limit in compression);
 $\sigma_{\text{тек. сж}}$ — предел текучести при сжатии (compressive yield stress);
 $\sigma_{\text{доп. сж}}$ — допустимое напряжение сжатия (allowable compressive stress)¹;
 $R_{\text{сж}}$ — временное сопротивление при сжатии (ultimate compressive stress);
 $\sigma_{\text{изг}}$ — напряжение изгиба;
 $\sigma_{\text{доп. изг}}$ — допускаемое напряжение изгиба, критическое (allowable bending stress, modulus of failure in bending) напряжение изгиба;
 $\sigma_{\text{изг. уст}}$ — предел усталости при изгибе (endurance limit in bending);
 $\sigma_{\text{см}}$ — напряжение смятия;
 $\sigma_{\text{тек. прод}}$ — предел текучести при продольном изгибе (column yield stress)²;
 τ — касательное напряжение;
 $\tau_{\text{доп. срез}}$ — допустимое касательное напряжение;
 $\tau_{\text{проп. срез}}$ — предел пропорциональности при срезе;
 $\tau_{\text{круч}}$ — напряжение кручения;
 $\tau_{\text{доп. круч}}$ — критическое напряжение при кручении (modulus of failure in torsion);
 $\tau_{\text{уст. круч}}$ — предел усталости при кручении (endurance limit in torsion).

Основные сокращения

- а. ц. — аэродинамический центр (фокус);
 ц. т. — центр тяжести;
 ц. д. — центр давления;
 с. а. х. — средняя аэродинамическая хорда;
 ДТ — департамент торговли;
 ТА — „Техническая аэродинамика“, Карл Вуд, ЦАГИ, 1938.

¹ Все допустимые напряжения сравниваются с напряжениями в конструкции при действии расчетных нагрузок, если нет специальной оговорки.

² Условное напряжение для короткого стержня ($\frac{l}{i} = 0$) обычно равно $\sigma_{\text{тек. сж.}}$

Прим. ред.

ВМЕСТО ВВЕДЕНИЯ

Изучение конструкции самолета должно включать также рассмотрение тех условий, в которых создаются самолеты. Приводим ниже статью Р. Р. Осборна, сотрудника фирмы Стинсон Эйркрафт, опубликованную в журнале „Aviation“. Хотя эта статья является очень острым шаржем, она все же дает представление о работе конструкторов и условиях создания самолета в США. Правда, самолеты Стинсона обладают высокими летными качествами, поэтому едва ли их проектирование выполняется подобными методами.

УПРОЩЕННЫЕ МЕТОДЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ САМОЛЕТА

Проектирование и производство самолетов многие представляют, как нечто таинственное, причем такое представление замечается не только у широкой публики, но и у лиц, имеющих отношение к авиапромышленности. Многие не имеют никакого представления, почему для одного типа самолета используется бипланная схема, в то время как для другого монопланная.

Считая, что нашим читателям это будет очень интересно, мы опросили некоторых опытных конструкторов, каким образом они создают новый самолет. Они охотно удовлетворили наше любопытство, и ниже мы приводим с их слов описание процесса создания обычного самолета — от чертежной доски до аэродрома.

Так как лучшие чертежники заняты изготовлением реклам для торгового отдела, то главный конструктор с неудовольствием узнает о том, что чертить будет неопытный человек, а расчеты и вычисления он должен делать сам.

Конструктор задается размахом 37,5 фута. Чертежник не разбирается в его почерке и делает чертеж самолета с площадью крыла 375 кв. футов.

Первоначально намечается моноплан. Но происходит смена районных инспекторов Департамента Торговли. Новый инспектор предпочитает бипланы, поэтому конструкция изменяется на биплан.

Президент акционерного общества сообщает, что в настоящее время основным показателем всех новых самолетов является скорость. Соответствующим образом изменяется конструкция.

Партнер главного инженера по игре в гольф является владельцем моторного завода. Это обстоятельство оказывает решающее влияние на выбор мотора. Конструктор возмущается. Главный

инженер начинает хуже играть в гольф, и партнер постоянно обыгрывает его. Тогда он предлагает конструктору взять лучший мотор другой фирмы. Конструктор снова озадачен: он не знает, что ему делать с новым мотором.

Президент акционерного общества предписывает всемерное снижение себестоимости и эксплуатационных затрат. Конструкция соответствующим образом изменяется.

Конструктор узнает, что самолетная фирма X проектирует самолет с крылом типа „чайка“. Он немедленно стирает все начерченное и начинает разрабатывать новое крыло типа „чайка“. В это время конструктор фирмы X стирает свои чертежи и начинает набрасывать крыло типа „бабочка“, так как он узнал, что фирма Y разрабатывает крыло этого типа.

Президент акционерного общества возвращается из поездки по стране и рассылает циркуляр, в котором пишет, что самым главным качеством самолета в данный момент является улучшение обзора пилота и для достижения этой цели надо жертвовать и дешевизной конструкции, и скоростью. Конструкция соответственно изменяется.

Цех делает ошибку и укорачивает фюзеляж на 1 фут. Так как перед этим цех покрыл одну из ошибок конструкторского бюро, то по принципу „рука руку моет“ конструктор написал длинный доклад главному инженеру, доказывая, что наблюдается тенденция к более коротким фюзеляжам, а поэтому следует укоротить фюзеляж на 1 фут. Главный инженер, не уловив смысла туманных вычислений конструктора, распоряжается укоротить нос фюзеляжа на 1 фут. Конструктор и начальник цеха обсуждают этот вопрос, решают укоротить нос фюзеляжа на 1 фут и считают вопрос исчерпанным.

Наконец, прибывает мотор. Оказывается, что фирма построила девятицилиндровый мотор вместо семицилиндрового, а подмоторная рама рассчитана на семицилиндровый мотор. После длительной безрезультатной переписки между обеими фирмами о том, что делать — заменить подмоторную раму или снять два цилиндра, — приходят к решению бросить монету („орел или решка“). Заменяется подмоторная рама.

После установки мотора оказывается, что карбюратор задевает за шасси. Мотор отсылают обратно на завод, чтобы переделать карбюратор. Когда мотор возвращают, обнаруживается, что новый карбюратор задевает за масляный бак. Мотор снова отправляют на завод для переделки на непосредственный впрыск.

Ни один из рабочих, занятых на обтекателях, не знает английского языка, поэтому инженер-конструктор на пальцах объясняет им, какого типа крыльевые зализы необходимо сделать. Думая, что он говорит о капотах мотора, они делают новый тип капота на мотор; инженер-конструктор разрабатывает соответствующий чертеж и посылает его главному инженеру с указанием, что его новый проект должен дать увеличение скорости на 4 мили в час.