

И.Н. Виноградов

**Конструкция и расчет
самолета на прочность**

**Москва
«Книга по Требованию»**

УДК 030
ББК 92
И11

И11 **И.Н. Виноградов**
Конструкция и расчет самолета на прочность / И.Н. Виноградов – М.: Книга
по Требованию, 2014. – 568 с.

ISBN 978-5-458-46562-5

ISBN 978-5-458-46562-5

© Издание на русском языке, оформление
«YOYO Media», 2014

© Издание на русском языке, оцифровка,
«Книга по Требованию», 2014

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.



Серия Книжный Ренессанс

www.samizday.ru/reprint

Глава 10

Расчет бипланной коробки нормального типа

	Стр.
1 ₁₀ . Последовательность расчета	212
2 ₁₀ . Расчет пространственной фермы	213
3 ₁₀ . Расчет статически неопределимой пространственной фермы с одним лишним стержнем	215
4 ₁₀ . Коэффициент формы и размеры полок деревянных лонжеронов	243

Глава 11

Вибрация крыла и хвостового оперения

1 ₁₁ . Вибрации, как причина аварий самолета в воздухе	248
2 ₁₁ . Факторы вибрации крыла.	249
3 ₁₁ . Вибрации хвостового оперения	252

Глава 12

Элероны и щитки-закрылки

1 ₁₂ . Площадь элеронов	253
2 ₁₂ . Очертания и конструкция щелевых элеронов	254
3 ₁₂ . Конструкция элеронов	257
4 ₁₂ . Плавающий элерон	258
5 ₁₂ . Щитки подкрылки	261
6 ₁₂ . Механизм движения цапа	261
7 ₁₂ . Свойства цапа	264

Глава 13

Расчет нервю

1 ₁₃ . Расчет обшивки и ребра атаки крыла	265
2 ₁₃ . Расчет нервю	268

Глава 14

Конструкция фюзеляжей

1 ₁₄ . Назначение и форма фюзеляжей	277
2 ₁₄ . Сопряжение крыла и фюзеляжа	278
3 ₁₄ . Ферменный фюзеляж	280
4 ₁₄ . Шпангоутные фюзеляжи	288
5 ₁₄ . Смешанные конструкции фюзеляжей	291
6 ₁₄ . Фюзеляжи типа „Монокок“	292

Глава 15

Расчет фюзеляжа

1 ₁₅ . Нормы прочности	297
2 ₁₅ . Работа фюзеляжа	298
3 ₁₅ . Расчет в случае несимметричной нагрузки фюзеляжа	299
4 ₁₅ . Таблица расчетных усилий и подбор стержней	326
5 ₁₅ . Расчет фюзеляжа типа „Монокок“	328

Глава 16

Органы посадки самолета

1 ₁₆ . Назначение и установка шасси на самолете	333
2 ₁₆ . Ферма шасси	333
3 ₁₆ . Материалы шасси	338
4 ₁₆ . Колеса	338
5 ₁₆ . Амортизаторы	339
6 ₁₆ . Резиновые шнуры	339
7 ₁₆ . Резиновые пластинки	340
8 ₁₆ . Масляно-пневматическая амортизация	341
9 ₁₆ . Тормоза	341
10 ₁₆ . Управление тормозами	343
11 ₁₆ . Колеса с внутренней амортизацией	347

	Стр.
12 ₁₆ . Убирающееся шасси	348
13 ₁₆ . Шасси и амортизация	356
14 ₁₆ . Костыль	362
15 ₁₆ . Примеры расчета шасси	363

Глава 17

Винтомоторные установки

1 ₁₇ . Расположение моторных установок	392
2 ₁₇ . Конструкция моторных установок	393
3 ₁₇ . Воздушные винты	398
4 ₁₇ . Винты с изменяемым шагом	400
5 ₁₇ . Щелевые капоты НАСА и кольца Тоуенда	403
6 ₁₇ . Факторы, влияющие на охлаждение двигателя в капотах НАСА	407
7 ₁₇ . Размеры выходной щели	408
8 ₁₇ . Размеры внутреннего капота	408
9 ₁₇ . Типы дефлекторов	408
10 ₁₇ . Сечение передней части наружного капота	410
11 ₁₇ . Влияние капота на скорость самолета	410
12 ₁₇ . Тоннельный капот-обтекатель для авиационных двигателей	411

Глава 18

Расчет моторной установки

1 ₁₈ . Нормы прочности моторной установки	412
2 ₁₈ . Расчет деталей клепанной моторной установки звездообразного двигателя	431

Глава 19

Оперение самолета

1 ₁₉ . Назначение и форма оперения	436
2 ₁₉ . Подъемный механизм стабилизатора	438
3 ₁₉ . Компенсация рулей	440
4 ₁₉ . Рули Флетнера	442
5 ₁₉ . Конструкция оперения	443
6 ₁₉ . Рычаги рулей	445
7 ₁₉ . Шарниры	446

Глава 20

Расчет оперения

1 ₂₀ . Нормы прочности	449
2 ₂₀ . Примеры расчета	452

Глава 21

Органы управления самолетом

1 ₂₁ . Работа органов управления	473
2 ₂₁ . Основные схемы управления	473
3 ₂₁ . Схемы действия рулей	475
4 ₂₁ . Особые схемы управления самолетом	475
5 ₂₁ . Углы отклонения рулей	477
6 ₂₁ . Кинематика управления	479
7 ₂₁ . Конструкция центрального управления	482
8 ₂₁ . Конструкция опорных подшипников	484
9 ₂₁ . Конструкция рычагов управления	484
10 ₂₁ . Конструкция ножного управления	486
11 ₂₁ . Оборудование моторного пульта и кабины	488
Приложения I — XIV	491—561
Перечень источников, использованных автором	562



ПРЕДИСЛОВИЕ РЕДАКТОРА

Предлагаемая книга составлена по программам НМЦ ГУАП и вполне отвечает требованию—служить учебником для студентов авиационных техникумов.

В книге автор разобрал все основные вопросы конструирования и расчета главных частей самолета и дал много подробных примеров расчетов.

Гидросамолеты в книге не рассматриваются.

Основным достоинством книги является ее современность: в ней затронуты все новейшие течения в самолетостроении—разрезные крылья, предкрылки, закрылки, цапы, плавающие элероны, зализы в соединении крыла с фюзеляжем, тормозные колеса, масляная амортизация, убирающееся шасси, капоты НАСА, кольца Тауненда, новейшие схемы управления и т. д.

Текст иллюстрирован достаточным количеством рисунков и схем (силовых, кинематических и расчетных).

В книге приведен целый ряд очень важных для конструктора статистических сведений о весах отдельных частей и деталей самолета и его оборудования, о весах и расчете заклепочных соединений и т. п.

Все эти необходимые материалы, разбросанные по разным журналам (русским и иностранным) и каталогам, собраны в книге И. Н. Виноградова, и это нужно считать вторым крупным ее достоинством. При этом многие конструкции впервые описываются на русском языке.

Что касается расчетов, то они даны в доступной для техников форме; с этой целью более трудные расчеты разбиты на составные элементарные части.

Такой метод изложения увеличил объем книги, но зато позволил ввести в курс и многолонжеронные крылья, и пространственные фермы со стержнями, идущими во всех направлениях.

В некоторых местах книги результаты исследований даны автором без выводов, ввиду того что эти выводы по своей трудности недоступны для техников.

Для расчета сжатых и сжато-изогнутых элементов самолетной фермы автор применяет метод инж. Н. В. Погоржельского (подвергнутый мною дальнейшему развитию), и это позволяет ему чуть ли не впервые во всей мировой литературе изложить достаточно ясно этот весьма сложный вопрос в учебнике для техникума.

Таким образом книга И. Н. Виноградова обладает рядом крупных достоинств. К числу их относится также использование опыта союзных конструкторских бюро. Примеры расчетов взяты по расчетным материалам существующих самолетов, причем самолет АТ-1 был спроектирован автором совместно с А. А. Крыловым. В этот самолет введено много конструктивных новинок: крыло кессонного типа,

цапы, зализы, плавающие элероны, капот туннельного типа. В учебнике приведены подробные расчеты всех этих элементов ¹.

Задача автора при составлении учебника была чрезвычайно осложнена требованием со стороны НМЦ ГУАП совместить конструктивный и расчетный материалы в данном объеме книги. Чрезвычайно удачное для учащихся такое соединение материала весьма трудно для автора и потребовало от него большой работы.

С удовлетворением отмечаем, что автор справился с этой задачей.

В редактировании рукописи принимали участие инж. С. Н. Шишкин—в части расчета и указаний методического характера и инж. К. А. Виганд — в части конструкции.

В. Ветчинкин.

11 сентября 1935 г.

¹ К настоящему моменту машина построена, прошла статические и полетные испытания и на днях заканчивает государственные испытания.

ПРЕДИСЛОВИЕ АВТОРА

„Качеству научно-технической подготовки мы обязаны уделить теперь столько внимания, сколько нужно для того, чтобы на деле догнать и перегнать передовые в технико-экономическом отношении капиталистические страны, добиться этого в кратчайший срок“.

Из доклада т. Молотова на VII Съезде Советов СССР 29/1/1935 г.

Предлагаемый курс „Конструкция и расчет самолета на прочность“, предназначенный главным образом для авиационных техникумов, ставит своей задачей комплексное разрешение вопросов авиационного конструирования лишь в той мере, какая диктуется объемом полученных студентом знаний в результате прохождения основных теоретических дисциплин, как-то: аэродинамики, сопротивления материалов и строительной механики.

Имея в виду, что по условиям программы среднего авиационно-технического образования вопросы определения наиболее выгодных размеров самолета и отыскание варианта с высокой аэродинамической отдачей обычно не рассматриваются, мы считаем отправным пунктом наших рассуждений целью агрегат самолета: крылья, фюзеляж, шасси, оперение, моторная установка в их законченной данной схеме с основными и габаритными размерами.

В намеченных границах конструирования определение узловых сил и рациональная разработка узла со стороны требования норм прочности, производства и материалов являются основными объектами заданий техника-конструктора при его работе на серийном заводе или в опытном конструкторском бюро.

Имея в виду особую сложность подобного труда, где тесно переплетаются вопросы аэродинамики, прочности и конструкции, мы старались дать только наиболее характерные примеры из практики самолетостроения, отвечающие современным приемам заводских расчетов.

С этой целью в книге наряду с примерами расчетов по курсовым и дипломным заданиям введены и заводские — по материалам — по примеру в гл. 10 расчет бипланной коробки на случай А, пример 1-й и 2-й — расчет кессонного крыла, в гл. 18 — расчет моторной установки и центральной части фюзеляжа.

Кроме того, в ряде примеров, как-то: в самолете У-2, Р-5, Игудо 3 Б/М, пред-

ложенных для классных упражнений, даны весовые характеристики и диаграммы Лилиенталя, без которых невозможно производить поверочные расчеты самолета.

Принятый в книге порядок изложения курса соответствует той последовательности, которая указывается в методических программных установках Научно-методического центра ГУАП. Началу курса предшествует вводная глава, трагующая о нормах прочности, о коэффициентах перегрузки и безопасности.

Далее внимание изучающего устремляется на объекты, расположенные по убывающим степеням трудности их усвоения: 1) крыло, 2) фюзеляж, 3) шасси, 4) мотоустановка, 5) оперение.

Следует признать, что это расположение несколько отстает от общепринятого в практике конструкторских бюро порядка расчета фюзеляжа, когда расчету оперения и шасси предшествует расчет фюзеляжа.

В условиях программы среднего учебного заведения указанная последовательность оправдывается и тем обстоятельством, что программа рассматривает только однажды статически неопределимые системы, между тем в расчете оперения и шасси могут встретиться случаи многократной статической неопределимости.

В этом крайнем случае расчет подходящих усилий к узлам фюзеляжа может быть найден в первом приближении путем удаления лишних опор или стержней на основании расчетного усилия по нормам прочности.

Вопросы конструкции и прочности гидросамолетов и поплавков предположено выделить в самостоятельный труд, так как практика показывает, что слитное изложение основ сухопутного и морского самолетостроения приводит к схематизации и упрощенчеству в изложении. В конечном итоге ссыла на общие методы в расчетах фюзеляжа и лодки создает неверное представление о методике расчета гидросамолета и фактически делает невозможным ведение проектирования в авиатехникуме.

Информационное описание морских самолетов без расчетной части не входит в задачи курса: его место в системе „основ авиации“.

Трагтовка норм прочности расширена в сторону теоретической базы.

Дано понятие об инфлюентных линиях нагрузок и приведены последние нормы 1934 г. по работам инж. С. Н. Шишкина.

В методическом изложении расчетно-конструкторского материала мы придерживаемся единообразного порядка.

Краткое описание наиболее характерных конструкций предшествует рассмотрению технических норм прочности, а затем дается теория расчета и конкретный пример с рядом задач для самостоятельных проработок. В содержании основных глав по расчету крыльев, фюзеляжа, шасси, моторной установки указывается перечень литературных источников. Разделы с описанием конструкций представлены сжато в виду наличия более подробных руководств, как Б. Т. Горошенко „Современные самолеты“, В. Л. Александрова „Аэропланы“, А. В. Шикува „Основы авиации“ и др.

Особенностью теоретической части курса является введение нового метода для расчета сжато-изогнутых лонжеронов, известного под названием метода Погоржельского-Ветчинкина, на основании еще неопубликованных материалов, любезно предоставленных проф. В. П. Ветчинкиным.

Формула Погоржельского, написанная в виде:

$$\frac{M}{W\sigma_{\max}} + \frac{P \cdot f}{W} + \frac{P_{\text{кр}}}{F} \leq 1,$$

применима как для поверочного расчета готовых сооружений на новые условия их работы, так и для первоначального определения размеров в новых конструк-

циях (более точные формулы позволяют вести лишь поверочный расчет лонжерона, когда размеры его уже известны, назначать же размеры приходится на-глаз: по изгибу без учета сжатия и по сжатию без учета изгибающих сил). Оба расчета дают лонжерону минимальные размеры, которые на-глаз увеличиваются; расчет же по формуле Погоржельского позволяет найти максимальные размеры лонжерона, а следовательно, верхний и нижний пределы, что весьма существенно для сокращения поверочных расчетов по более точным формулам.

Этот метод элементарен по своим выводам и доступен для техника, тогда как более точные методы связаны с решением дифференциальных уравнений и в техникуме преподаваться не могут.

К сожалению, провести этот метод расчета сжато-изогнутых стержней по всем примерам книги не удалось за отсутствием времени; однако, исчерпывающие объяснения, данные в гл. 8, без труда позволяют применить его во время классных и курсовых упражнений в техникуме.

В целях оживить материал книги мы ввели в ее содержание передовые вопросы самолетостроения, как-то: 1) разрезные крылья, устройство „цапов“, плавающие элероны, убирающиеся шасси и тормозные колеса; 2) в винтомоторной группе дано описание капотов НАСА, Уаттера и пропеллеров с изменяемым шагом; 3) расчет масляно-пневматического шасси с резиновой амортизацией; 4) новые методы компенсации.

Вместе с тем, концентрируя возможно большее количество примеров для проектных работ и классных упражнений, мы старались подобрать возможно полнее необходимый материал и тем избавить студента от необходимости искать сведения по целому ряду статей и научных работ, разбросанных в разных номерах журнала „Техника воздушного флота“, изданиях ЦАГИ или в архивах заводских конструкторских бюро.

В конце книги сосредоточены те сведения, которые необходимы студенту при курсовом и дипломном проектировании.

Другую характерную особенность книги представляет реальность разобранных примеров и возможная полнота отражения в них всех расчетных случаев по нормам прочности.

Самый трудный раздел — глава о расчете крыльев — рассматривает схемы: 1) биплана, 2) свободнонесущего двух- и трехлонжеронного моноплана, 3) крыла „Моноспар“, 4) кессонного крыла, 5) подкосного крыла.

Шасси рассмотрено в трех вариантах: 1) пирамидальное; 2) колончатого типа; 3) масляно-пневматическое.

Во многих примерах книги приведены расчеты опытного самолета АТ-1 Московского авиационного техникума, принятого в ноябре 1934 г. к постройке по решению Жюри конкурса Авиавито на безопасный самолет.

Самолет АТ-1 — моноплан с мотором М-11, трехместный, был разработан на двух реальных дипломных проектах МАВИАТ под руководством автора и инж. А. А. Крылова в течение 1934 г.

В июне 1935 г. трехлонжеронное крыло АТ-1 подвергалось статическим испытаниям. Результаты показали, что данные расчета на прочность не преувеличены и отвечают всем требованиям норм и веса.

При чтении книги следует иметь в виду, что порядковый номер параграфов, формул и чертежей имеет двойное цифровое обозначение, в котором первая цифра обозначает номер параграфа, а вторая — главу.

В заключение приношу глубокую благодарность проф. В. П. Ветчинкину, взявшему на себя редактирование настоящего учебника и снабдившему его рядом весьма ценных материалов, инж. Е. В. Латынину, облегчившему работу

в вопросе улучшения учебника и организации технической помощи при повторных редактированиях, инж. К. А. Виганду, С. Н. Шишкину, давшим ряд ценных указаний при научно-техническом редактировании книги, а также студентам МАВИАТ тт. А. С. Фокину и Г. Н. Павлову, выполнившим чертежи основных глав.

Сознавая исключительную трудность в вопросе удовлетворения всем строгим требованиям комплексного учебника по конструкции и расчету самолетов, мы будем весьма благодарны за те полезные советы и указания, которые последуют со стороны наших читателей в целях дальнейшего улучшения учебника.

Корреспонденцию направлять в адрес Московского авиационного техникума на имя автора.

4/IV 1935 г.

Доцент *И. Н. Виноградов.*

ГЛАВА I

ОСНОВЫ РАСЧЕТНЫХ НОРМ САМОЛЕТОСТРОЕНИЯ

§ 1. ВОПРОСЫ ПРОЧНОСТИ В САМОЛЕТОСТРОЕНИИ

При проектировании самолета как инженерного сооружения выбор рациональных размеров деталей его конструкции, соответствующих минимальному весу и условиям прочности, зависит от разнообразных факторов, важнейшими из которых являются:

- а) определение усилий в наиболее неблагоприятных случаях нагрузки,
- б) выбор материалов и использование их в частях аппарата,
- в) выявление наивыгоднейшей аэродинамической формы с точки зрения авиационного веса.

Картина силового нагружения самолета в отдельных его элементах тесно связана с аэродинамикой и зависит от маневренных качеств самолета, его скорости, угла атаки крыльев с учетом возникающих в частях сооружения инерционных усилий и переменной нагрузки.

Это условие предъявляет к авиационной конструкции своеобразные требования, отличные от требований, предъявляемых к другим видам конструкций. Например, ферма железнодорожного моста рассматривается при действии ветра и постоянной весовой нагрузке, т. е. в обоих случаях имеется прямолинейная направленность усилий, явления кручения здесь легко поддаются учету, следовательно, оценкой прочности сооружения здесь являются общепринятые коэффициенты безопасности.

В отличие от этого примера авиационная ферма подвержена действию сил веса в комбинации с различной инерционной и воздушной нагрузкой, величина которой, направление и точка приложения подвержены режим колебаниям при переходе с одного режима полета на другой.

Отсюда в самолетостроении определение расчетных усилий дается в зависимости от условного термина — коэффициента статической перегрузки, определяемого при статических испытаниях нагружением агрегата или детали до разрушения.

Для авиационных конструкций полетная перегрузка определяется как отношение нагрузки в рассматриваемом движении, например, в одной из фаз фигурного полета, к нагрузке при нормальном горизонтальном полете. Величина полетной перегрузки, умноженная на коэффициент безопасности, близкий к 2, и дает расчетный коэффициент умножения.

Вследствие большой величины этого коэффициента прочные размеры

авиационного сооружения определяются на основе расчета разрушающих напряжений.

Авиационный вес. Второй вопрос в процессе конструирования самолета сводится к отысканию конструкции наименьшего веса в целях увеличения полезной нагрузки и достижения наибольшей экономичности при эксплуатации самолета.

Представляя собой обтекаемую воздушным потоком систему, самолет подчинен всем требованиям соблюдения аэродинамически плавных форм с минимальными потерями на воздушное сопротивление.

Рациональной конструкцией самолета будет та, которая обладает наименьшим «авиационным весом», определяемым из равенства:

$$A_g = g_k - p + G \frac{r}{Q}, \quad (1)$$

где g_k — конструктивный вес детали;
 p — подъемная сила детали;
 G — полетный вес самолета;
 r — лобовое сопротивление детали;
 Q — тяга винта.

Для той же детали авиационный вес может быть выражен в виде мощности, потребной на валу мотора:

$$N_g = N \left(\frac{g_k - p}{G} + \frac{r}{Q} \right). \quad (2)$$

Влияние «лба» и веса детали сказывается на выборе диаметра и ширины стойки, размаха крыла, положения узлов в коробке биплана, подкоса в моноплане и пр.

Стремление получить наивыгоднейший авиационный вес в современных конструкциях приводит к устройству убирающегося в полете шасси, безфюзеляжных самолетов типа «летающее крыло».

В связи с указанной задачей авиационные конструкции имеют характер тонкостенных сечений с толщиной материала от 0,3 до 1 мм, выполняемых из особо прочных и легких сплавов алюминия и специальных сортов стали.

Достижение минимального веса элементов конструкции не может быть допустимо в ущерб прочности всего сооружения.

Сложность авиационных конструкций со статической неопределенностью, разнородность применяемых материалов, вопросы устойчивости и деформации тонких стенок не дают возможности вполне доверяться расчетам и заставляют прибегать к опытной проверке полученных результатов вычислительной работы путем постановки статических испытаний вплоть до разрушения целых агрегатов. Однако высокая стоимость таких испытаний имеет оправдание лишь в том случае, если они служат контролем примененных методов расчета, основанных на глубоком знании строительной механики, сопротивления материалов и технологических процессов самолетостроения.

Пример 1. Определить авиационный вес крыльев и фюзеляжа самолета У-2 с мотором 110 л. с., если общий вес $G = 920$ кг, вес крыльев $g_1 = 190$ кг, вес фюзеляжа с мотором, хвостовым оперением и нагрузкой $g_2 = 730$ кг. Сила тяги при горизонтальном полете $Q = 172$ кг. Пусть на преодоление сопротивления крыльев приходится $r_1 = 109$ кг, а фюзеляжа с остальными частями $r_2 = 63$ кг. Подъемная сила равна весу.