

Нет автора

Руководство для конструкторов
Том 1. Аэродинамика. Гидромеханика.
Прочность. Часть 1

Москва
«Книга по Требованию»

УДК 656
ББК 39.1
Н57

Н57 **Нет автора**
Руководство для конструкторов: Том 1. Аэродинамика. Гидромеханика. Прочность. Часть 1 / Нет автора – М.: Книга по Требованию, 2023. – 538 с.

ISBN 978-5-458-43735-6

В книге собраны результаты исследований ЦАГИ, направленных на улучшение летно-технических характеристик боевых самолетов, повышение их прочности и живучести, теоретических исследований по аэродинамике крыла и винта, явления штопора, проблем устойчивости и управляемости самолета, аэроупругости и флаттера, гидродинамики судов, эффективности гребных винтов и др.

ISBN 978-5-458-43735-6

© 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.

	№
Метод определения критической скорости изгибно-крутильного флаттера крыла с мотором	35500
Метод определения критической скорости флаттера крыла с подкосом	35600
Элеронный флаттер	35700
Расчет горизонтального хвостового оперения на флаттер .	35800
Балансировка органов управления и инерционное демпфирование .	35900
Определение инерционных характеристик	35.10.00
Расчет частот собственных колебаний и корректировка расчетов флаттера	35.11.00
Проектирование, изготовление и испытание на флаттер динамически подобных моделей крыльев	35.12.00
Формулы и таблицы аэродинамических коэффициентов вибрирующего крыла с элероном и хвостового оперения с рулями	35.13.00
Расчет элементов конструкции самолета	
	36000
Таблицы физических и механических свойств авиационных материалов .	36100
Расчет металлических элементов конструкции самолета .	36200
Расчет элементов деревянных конструкций и конструкций из дельта-древесины	36300
Расчет соединений .	36400
Расчет лопастей воздушных винтов на прочность	
	37000
Изгиб и растяжение лопастей аэродинамическими и центробежными силами	37100
Определение формы и частоты собственных колебаний изгиба лопастей .	37200
Определение напряжений в лопастях от неравномерного вращения	37300
Кручение лопасти	37400
Определение формы и частоты собственных колебаний кручения лопастей	37500
Определение напряжений в лопастях от гироскопических сил	37600
Расчет лопасти винта на флаттер	37700
Расчет крыльев самолета на прочность	
	38000
Общие указания.	38100
Практический расчет крыла	38200
Специальные расчеты крыла .	38300

АЭРОДИНАМИКА



РУКОВОДСТВО
ДЛЯ
КОНСТРУКТОРОВ

Том I

МАЛЫЕ
АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ТРУБЫ
И ЭКСПЕРИМЕНТ В НИХ

— 11000 —

ИЗДАНИЕ 2

ИЗДАТЕЛЬСТВО
БЮРО НОВОЙ ТЕХНИКИ НКАП
1943

Составили:

С. М. ГОРЛИН, кандидат технических наук
В. П. ГОРСКИЙ, кандидат технических наук
Б. Я. КУЗНЕЦОВ, кандидат технических наук
В. Г. ПЕТРУНИН, инженер
Б. А. УШАКОВ, кандидат технических наук

Редактор раздела 1 (11000)

С. С. СОПМАН, инженер

Редакторы части 1 (10000)

И. В. ОСТОСЛАВСКИЙ, доктор технических наук
В. Н. МАТВЕЕВ, кандидат технических наук

Редактор Руководства для конструкторов

А. А. ГОРЯИНОВ, кандидат технических наук

ОПИСАНИЕ МАЛЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБ

11100

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ТРУБЫ ЦАГИ

11110

Труба Т-1Н

11111

Труба Т-1Н — аэродинамическая труба типа ЦАГИ с закрытой рабочей частью. Форма сечения рабочей части — правильный восьмиугольник с диаметром вписанного круга 3 м. Длина рабочей части — 6 м. Рабочая скорость в трубе при испытании на полярю 50 м/сек, при испытаниях по скорости на малых углах атаки — до 65 м/сек.

Поле трубы в области расположения модели характеризуется следующими данными: изменение величины скоростного напора 1—1,5%; изменение величины скосов потока в вертикальной плоскости $\leq 0^\circ,4$. Критическое число Рейнольдса $Re_{кр} = 275\,000$ для шара $d = 501$ мм (по „весовому“ методу).

К оборудованию трубы Т-1Н относятся:

Весы 4К Т-1 — четырехкомпонентные аэродинамические весы с ниточным подвесом для замера лобового сопротивления, подъемной силы, момента тангажа и момента крена. Возможный диапазон изменения углов атаки α от -45° до $+45^\circ$.

Возможности изменять угол скольжения β весы не дают.

Модель крепится на подвеске в трех точках. Расстояние между передними узлами подвески (поперечная база весов) 0,6 или 0,9 м. Расстояние между передними и задними узлами подвески (продольная база) может быть выбрано произвольно через 50 мм в диапазоне от 0,4 до 0,6 м.

Предельные значения аэродинамических нагрузок: 150 кг для подъемной силы и 50 кг для лобового сопротивления.

Однокомпонентный центровой прибор для замера момента рысканья в функции угла скольжения β при $\alpha = \text{const}$. Возможный диапазон изменения β от -60° до $+60^\circ$.

Путем перестановки тяг можно проводить измерение момента рысканья при изменении β в диапазоне 360° .

Предельная аэродинамическая нагрузка 7,5 кг м.

Прибор ДУ Т-1 для определения характеристик динамической устойчивости вращательных производных моделей:

$$M_x^{wx}; M_y^{wy}; M_z^{wz}; M_y^{wx}; M_x^{wy}.$$

Труба Т-2

11112

Труба Т-1Н имеет вторую рабочую часть, которая может выполнять роль самостоятельной аэродинамической трубы; эта вторая рабочая часть трубы Т-1Н носит название трубы Т-2. Форма сечения рабочей части трубы Т-2 — правильный восьмиугольник с диаметром вписанного круга 6 м. Длина рабочей части — 14 м. Рабочая скорость потока — до 27 м/сек. Поле трубы не отличается хорошими характеристиками; критическое число Рейнольдса $Re_{кр} = 135\,000$ для шара $d = 150$ мм (по „весовому“ методу).

Труба Т-2 оборудована четырехкомпонентными весами с ниточным подвесом для замера лобового сопротивления, подъемной силы, момента тангажа и момента крена.

Возможный диапазон изменения углов атаки α от -40° до $+40^\circ$.

Возможности изменения угла β весы не дают.

Модель крепится на подвеске в трех точках. Размеры баз подбираются для каждой модели индивидуально. Продольная и поперечная базы для весов — от 1 до 3 м каждая.

Предельные значения для аэродинамических нагрузок: 400 кг для подъемной силы и 150 кг для лобового сопротивления.

11113

Труба Т-5

Труба Т-5 — аэродинамическая труба замкнутого типа с одним обратным каналом, с открытой рабочей частью. Форма сечения рабочей части — круг диаметром 2,25 м. Длина рабочей части — 3 м. Рабочая скорость потока при испытании на полярю 35 м/сек, при испытании по скорости на малых углах атаки — до 50 м/сек.

Поле трубы в области расположения модели характеризуется следующими данными: изменение величины скоростного напора $\leq 1\%$; изменение величины скосов в вертикальной плоскости $\leq 0^\circ,2$. Критическое число Рейнольдса $Re_{кр} = 370\,000$ для шара $d = 150$ мм (по „весовому“ методу).

К оборудованию трубы Т-5 относятся:

Весы 6К Т-5 — шестикомпонентные аэродинамические весы с ниточным подвесом для замера лобового сопротивления, подъемной силы, боковой силы, момента крена, момента рысканья и момента тангажа. Возможный диапазон изменения углов атаки α от -45° до $+45^\circ$ и углов скольжения β от -21° до $+21^\circ$.

Модель крепится на подвеске в трех точках.

Поперечная база весов переменная. Стандартные поперечные базы — 0,6 и 0,9 м. Продольная база одна — 0,3 м.

Предельные значения аэродинамических нагрузок: 100 кг для подъемной силы, 25 кг для лобового сопротивления и 20 кг для боковой силы.

Однокомпонентные весы с ниточным подвесом для замера лобового сопротивления предназначены для испытания специальных моделей, не подходящих для весов 6К Т-5 (большие фюзеляжеобразные тела, лыжи и пр.).

Испытания проводятся при $\alpha = \text{const}$.

Система крепления модели и размеры поперечной базы устанавливаются индивидуально для каждой модели с учетом ее особенностей.

Предельная аэродинамическая нагрузка (для силы лобового сопротивления) 20 кг.

Координатник для установки насадков и приборов, измеряющих величины и направления скорости в различных точках рабочей части трубы. Координатник может быть применен для замера скоростей и скосов в зоне хвостового оперения.

Универсальная рама — предназначена для проведения специальных опытов (снятие спектров потока, исследование распределения давления, замер шарнирных моментов, испытания на вибрации и пр.). Крепление модели осуществляется обычно с помощью соответствующей системы расчалок.

Винтовой прибор В-5 трубы Т-5 — см. 11120.

11114

Труба Т-102

Труба Т-102 — аэродинамическая труба замкнутого типа с двумя обратными каналами и с открытой рабочей частью. Форма сечения рабочей части — эллипс с осями: 4 м (горизонтальная ось) и 2,33 м (вертикальная ось). Длина рабочей части — 4 м.

Рабочая скорость в трубе при испытании на полярю 50 м/сек, при испытании по скорости на малых углах атаки — до 55 м/сек.

Поле трубы в области расположения модели характеризуется следующими данными: изменение величины скоростного напора в пределах $\pm 1\%$; изменение величины скосов потока в вертикальной плоскости $\pm 0^\circ,5$. Критическое число Рейнольдса $Re_{кр} = 308\,000$ для шара $d = 150$ мм (по „весовому“ методу).

К оборудованию трубы Т-102 относятся:

Весы 6К Т-102 — шестикомпонентные аэродинамические весы с ниточным подвесом для замера лобового сопротивления, подъемной силы, боковой силы, моментов крена, рысканья и тангажа. Возможный диапазон изменения углов атаки от -16° до $+32^\circ$ и углов скольжения $\pm 30^\circ$. Модель крепится на подвеске в перевернутом положении в трех точках.

Поперечные базы весов 0,8—1,2 и 1,5 м. Продольные базы 0,4—0,6 и 0,75 м. Предельные значения аэродинамических нагрузок: 750 кг для подъемной силы, 160 кг для лобовой силы и 60 кг для боковой силы.

Универсальная рама, предназначенная для специальных опытов (снятия спектров потока, распределения давления, замера шарнирных моментов, испытания на вибрации и др.). Крепление модели осуществляется при помощи системы расчалок.

Координатник для установки насадков и приборов, измеряющих величины и направления скорости в различных точках рабочей части. При установке модели на универсальной раме координатник может быть применен для замера скоростей и скосов в зоне хвостового оперения.

ТРУБЫ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ЛАБОРАТОРИИ КАЗАНСКОГО АВИАЦИОННОГО ИНСТИТУТА (КАИ)

11120

Труба Т-1К

11121

Труба Казанского авиационного института Т-1К, эксплуатируемая в настоящее время ЦАГИ, почти идентична с трубой Т-5 ЦАГИ, отличаясь от нее лишь в некоторых деталях аэродинамического контура (другая форма сопла, по Витшинскому, меньшая длина форкамеры и т. п.).

Поле скоростей в области расположения моделей характеризуется следующими величинами:

изменение скоростного напора $\leq 1\%$;

изменение скоса в вертикальной плоскости $\leq 0^\circ,6$.

При некоторых скоростях испытания наблюдаются пульсации потока низкой частоты. Критическое число Рейнольдса по шару не определялось. Измерение пульсаций термоанемометрическим методом показало, что при работе трубы на режимах, свободных от пульсаций низкой частоты, относительная величина пульсаций такого же порядка, как и в трубе Т-5.

Блокинг-эффект, т. е. изменение поля полных напоров в присутствии модели, имеет заметную величину, меняющуюся вдоль размаха модели, в связи с чем в результаты испытаний вводятся соответствующие поправки.

В трубе имеется следующее оборудование:

Шестикомпонентные аэродинамические весы 6К конструкции ЦАГИ, с ниточным подвесом моделей на трех точках.

Поперечная база весов от 0,2 до 1,2 м при стандартных величинах 0,6 и 0,9 м; продольная база 0,4 м.

Предельные нагрузки: подъемная сила 150 кг, лобовое сопротивление 25 кг, боковая сила 20 кг, продольный момент 25 кг м.

Пределы изменения углов атаки $\pm 45^\circ$, углов скольжения $\pm 20^\circ$

Винтовой прибор В-5 трубы Т-5 ЦАГИ, позволяющий испытывать винты диаметром от 0,8 до 1,2 м, как одиночные, так и в tandemной или соосной комбинациях. Тяга — 12 кг, момент — 2 кг м. Направление вращения — любое.

Прибор имеет две измерительные головки и весы для определения подъемной силы и лобового сопротивления крыла с моторной гондолой или фюзеляжем, в присутствии которого можно вести испытания винтов. Размах крыла до 2 м. Мощность прибора 2×8 л. с. при 3000 об/мин. Точность единичного испытания винта для эффективного к. п. д. $\pm (1,0 \div 1,5)\%$.

Универсальная рама, предназначенная для проведения работ, не связанных с 6К или В-5. В частности, на раме могут устанавливаться:

стенка для крепления моделей полукрыльев для испытаний на определение шарнирных моментов элеронов, углов атаки для открытия автоматических предкрылков и т. п.;

авторотационный прибор для наблюдения при помощи шелковинок и строборамы спектров обтекания авторотирующего крыла;

координатник для установки насадков и приборов, измеряющих величины скорости потока в рабочей части трубы.

Имеется; кроме того, координатник для установки насадков, измеряющих скорость потока около моделей, устанавливаемый как на универсальной раме, так и на раме весов.

ПРИМЕЧАНИЕ. Оба координатника пригодны для измерения величины скорости и недостаточно надежны для определения скосов потока.

11200 ИСПЫТАНИЯ, ПРОВОДИМЫЕ В МАЛЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБАХ

11210 ПЕРЕЧЕНЬ ИСПЫТАНИЙ, ПРОВОДИМЫХ В МАЛЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБАХ

11211 В аэродинамических трубах ЦАГИ могут быть проведены следующие испытания:

Определение аэродинамических характеристик моделей самолетов и изолированных крыльев на весах при изменении углов α и β и скорости потока.

ПРИМЕЧАНИЕ. Испытания моделей с работающими винтами могут производиться по специальной договоренности с лабораторией.

Испытания расчленяющихся моделей самолетов (для оценки интерференции частей самолета).

Испытания фюзеляжеобразных тел, корпусов лодок и т. п. на однокомпонентных приборах для замера лобового сопротивления при $\alpha = \text{const}$ в функции скорости потока.

Исследования распределения давления по моделям самолетов, крыльев, фюзеляжей и пр.

Определение шарнирных моментов органов управления.

Исследования специального характера: определение границ области перехода пограничного слоя из ламинарного в турбулентное состояние, замер сопротивления в отдельных сечениях по методу импульсов, исследование радиаторных установок и пр.

Фото- и киносъемка спектров обтекания моделей.

Испытания моделей изолированного горизонтального оперения (определение шарнирных моментов рулей и аэродинамических сил в функции углов отклонения рулей).

11212 Перечисленные в 11211 испытания в основном могут быть проведены и в аэродинамической лаборатории КАИ (см. 11120).

11220 ПРОГРАММА ИСПЫТАНИЙ МОДЕЛЕЙ САМОЛЕТА В МАЛЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБАХ

11221 В типовую программу включаются:

Визуальное изучение обтекания модели потоком.

Испытания на поляру (без работающих винтов), в результате которых должны быть получены:

Кривые $c_y = f(\alpha)$, $c_x = f(c_y)$ и $m_z = f(\alpha)$ для основного варианта модели при нейтральном положении всех органов управления, при отсутствии посадочных приспособлений (щитков, закрылков и пр.).

Диапазон изменения α устанавливается от значений, соответствующих малым отрицательным значениям c_y , до $\alpha_{c_y \max} + (4^\circ \div 6^\circ)$. На линейном участке c_y экспериментальные точки берутся через 2° , а начиная с $10^\circ \div 20^\circ$ — через 1° . Верхний участок кривой $c_y = f(\alpha)$ необходимо также проходить обратным ходом через 1° от $\alpha_{c_y \max} + (4^\circ \div 6^\circ)$ до $\alpha = 10^\circ \div 12^\circ$.

В случае надобности аналогичным порядком может быть получена и отрицательная ветвь кривой $c_y = f(\alpha)$ с захватом области $c_{y \min}$.

Те же кривые для модели с посадочными приспособлениями, открытыми полностью или частично (последние испытания проводятся в том случае, если предполагается использование посадочных устройств крыла при взлете).

Испытания следует начинать от значений α , соответствующих значениям c_y порядка 0,3—0,4.

Те же кривые для модифицированной модели (с другими крыльями, другим оперением, измененными зализмами и пр.).

Следует учитывать, что для количественной оценки эффекта малых модификаций (в основном в области $c_{x_{\min}}$) надо применять повторные (три-четыре) испытания.

Верхние участки кривых $c_y = f(\alpha)$ при трех-четырех значениях скорости потока — вплоть до значения V , максимального возможного для данного случая. Эти испытания проводятся как с открытыми посадочными приспособлениями, так и без них.

Кривые $c_x = f(V)$ для основного варианта модели и ее модификаций при значении c_y , соответствующем режиму максимальной скорости самолета.

Испытания на продольную устойчивость и управляемость, в результате которых должны быть получены:

Кривые $m_z = f(\alpha)$ при $\delta_v = 0$ для четырех значений $\varphi_{\text{ст}}$.

Дальнейшие испытания на продольную устойчивость могут проводиться при значении $\varphi_{\text{ст}}$, подобранном из условия балансировки модели на заданном значении c_y , или при значении $\varphi_{\text{ст}}$, близком к вышеуказанному и заранее определенному на основании предварительных расчетов. По техническим причинам при испытании на многокомпонентных весах последнее более удобно.

Кривые $m_z = f(\alpha)$ при снятом горизонтальном оперении.

Кривые $m_z = f(\alpha)$ при $\delta_v = +5^\circ, 0, -10^\circ$ и -20° .

Кривые $m_z = f(\alpha)$ при снятом горизонтальном оперении и при $\delta_v = 0, -10^\circ$ и -20° определяются также при открытых посадочных приспособлениях.

Величины скосов и торможения потока в зоне оперения.

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. Следует иметь в виду, что кривые $m_z = f(\alpha)$ лаборатория дает только для одного положения центра тяжести, указанного заказчиком. Для возможности пересчета кривых устойчивости на другое положение центра тяжести лаборатория вместе с кривыми $m_z = f(\alpha)$ дает также и кривые $c_x = f(c_y)$.

2. В зависимости от модификации данной модели испытания на продольную устойчивость могут быть соответственно допущены.

Испытания на поперечную устойчивость и управляемость, в результате которых должны быть получены кривые $m_x = f(\alpha)$ и $m_y = f(\alpha)$ при $\delta_\alpha = 0, \pm 10^\circ$ и $\pm 20^\circ$.

Испытание повторяется при открытых посадочных приспособлениях.

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. Если предусмотрена дифференциация элеронов, то значения δ_α даются с учетом дифференциации.

2. При необходимости подобрать дифференциацию элеронов испытания следует проводить при отклонении только одного (обычно левого) элерона.

Испытания на боковую устойчивость и управляемость, в результате которых должны быть получены:

Кривые $m_z = f(\beta)$, $m_y = f(\beta)$ и $c_z = f(\beta)$ при значениях $\alpha = 0, 5^\circ, 10^\circ$ и $(\alpha_{c_{y_{\max}}} - 3^\circ)$, при $\delta_n = +5^\circ, 0, -5^\circ, -15^\circ$ и -25° . Испытание повторяется при открытых посадочных приспособлениях при $(\alpha_{c_{y_{\max}}} - 3^\circ)$.

Кривые $m_x = f(\beta)$, $m_y = f(\beta)$ и $c_z = f(\beta)$ при отсутствии вертикального оперения и с открытыми посадочными приспособлениями и без них при значениях $\alpha = 0, 5^\circ, 10^\circ$ и $(\alpha_{c_{y_{\max}}} - 3^\circ)$.

ПРИМЕЧАНИЕ. Необходимо предусмотреть съёмность вертикального оперения.

В зависимости от специфических особенностей модели приведенная в 11221 нормальная программа может быть соответственно изменена или дополнена, в некоторых особых случаях, еще следующими испытаниями: 11222

Испытаниями на продольную устойчивость $m_z = f(\alpha)$ при свободных рулях высоты (рули должны быть сбалансированы).

Испытаниями на боковую устойчивость $m_x = f(\beta)$, $m_y = f(\beta)$ и $c_z = f(\beta)$ при свободном руле направления (руль должен быть сбалансирован).

ПРИМЕЧАНИЕ. Вследствие недостаточной точности испытаний малых моделей со свободными рулями в трубах типа Т-1Н и Т-5 подобные испытания проводить не следует.

Определением шарнирных моментов органов управления.
 Исследованием распределения давления по крылу, фюзеляжу и т. д.
 Исследованием с помощью фото- или киносъемок спектров обтекания.
 Исследованием изолированного горизонтального оперения.

ПРИМЕЧАНИЕ. Для исследования изолированного горизонтального оперения должна быть изготовлена специальная модель в большем по сравнению с полной моделью масштабе. Фюзеляж моделируется в виде короткой обтекаемой болванки. В результате испытаний изолированного горизонтального оперения должны быть получены при различных углах атаки стабилизатора $\alpha_{ст}$ кривые:

$$c_{y_{г.о}} = f(\delta_B); \quad c_{z_{в.о}} = f(\delta_H);$$

$$m_{ш.в} = f(\delta_B); \quad m_{ш.н} = f(\delta_H).$$

Определением величины скорости и скоса потока в зоне оперения.
 Исследованием интерференции частей самолета (в этом случае должна быть обеспечена возможность расчленения модели).

11230

ДАННЫЕ О ТОЧНОСТИ ИСПЫТАНИЙ В МАЛЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБАХ

11231

При обработке материалов испытаний в аэродинамической трубе необходимо вносить целый ряд поправок для приведения результатов опыта к условиям полета в свободной атмосфере (поправки на сопротивление и момент подвески, поправки на влияние индукции трубы и косизны потока, поправки на влияние индукции трубы на оперение при определении момента тангажа модели самолета, поправки на градиент статического давления и пр.).

Существующие в настоящее время методы исправлений результатов опытов в аэродинамических трубах не обеспечивают полной сходимости результатов испытаний геометрически подобных объектов, проводимых в разных трубах.

Кроме указанных систематических ошибок, на точность испытаний в данной трубе оказывают большое влияние случайные ошибки, источниками которых являются:

- субъективные ошибки экспериментатора;
- ошибки измерительного прибора, т. е. весов;
- различия в состоянии поверхности испытываемых моделей;
- возможная неустойчивость процесса обтекания;
- ошибки в замере величины скоростного напора по показаниям контрольного микроманометра и т. д.

11232

Проведенные исследования показывают, что точность измерений в малых аэродинамических трубах ЦАГИ и КАИ примерно одинакова и может быть характеризована следующими средними значениями квадратических ошибок единичного измерения для основных аэродинамических характеристик модели самолета или изолированного крыла:

$$\text{для } c_{x \min} \pm 0,0006;$$

$$\text{для } c_{y \max} \pm 0,015;$$

$$\text{для } c_{m_0} \pm 0,003;$$

$$\text{для } \alpha_0 \pm 0^\circ,1.$$

Указанная точность определения $c_{x \min}$ при единичном испытании во многих случаях может явиться недостаточной, например, для количественной оценки эффекта небольшой модификации модели. В этом случае необходимо применять многократные (три-четыре) испытания.

11233

Во всех случаях, когда характер поставленной при испытании задачи требует определенной и достаточно высокой точности измерений, следует предварительно консультироваться с аэродинамической лабораторией для установления правильной методики испытаний.