

УДК 629.735.3

П.А. Фомичев, д-р техн. наук,
С.Ф. Мандзюк,
В.И. Клепцов (ТАНТК им. Г.М. Бериева)

УТОЧНЕНИЕ ИЗГИБАЮЩИХ МОМЕНТОВ ПО КРЫЛУ САМОЛЕТА С УЧЕТОМ ДАННЫХ ЛЕТНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

Усталостная долговечность крыльев большого удлинения пассажирских и транспортных самолетов в значительной мере определяется нормальными напряжениями в растянутых зонах конструкции. Эти напряжения зависят от распределения изгибающих моментов по крылу на режимах типового полета. Каждый режим характеризуется весом самолета и топлива в крыльевых баках, высотой и скоростью полета. Достоверность результатов проводимых расчетов напрямую зависит от точности определения нагрузок, действующих на рассматриваемый агрегат или самолет в целом. В процессе летных испытаний уточняют как параметры профилей типовых полетов, так и действующие в эксплуатации нагрузки.

В процессе летных испытаний самолета Бе-200ЧС проведены измерения параметров полета по данным МСРП и изгибающих моментов с использованием системы «Регата». Для этого в шести сечениях крыла на элементы силовой конструкции были наклеены тензорезисторы и выполнена их предварительная наземная тарировка. Измерения проведены как в горизонтальном полете, так и при даче рулей высоты: измеряемые перегрузка, скорость полета, высота, изгибающие моменты синхронизированы по времени.

Целью данной работы является уточнение методики расчета изгибающих моментов по крылу в зависимости от параметров типового полета с учетом данных летных измерений.

Поперечные силы от распределенных по размаху крыла воздушных и массовых нагрузок от веса крыла и топлива в крыле получают путем интегрирования суммарной распределенной нагрузки. Изгибающий момент есть интеграл от эпюры поперечных сил. Подъемная сила крыла зависит от скоростного напора и перегрузки, массовые нагрузки определяются перегрузкой.

В отраслевом стандарте «Модель турбулентности атмосферы» ОСТ 1 02514-84 [1] регламентированы зависимости для расчета приращения перегрузки при встрече с восходящими и нисходящими дискретными воздушными порывами в условиях горизонтального полета.

Воздушные нагрузки распределяют по размаху крыла пропорционально коэффициентам подъемной силы сечений или относительной циркуляции. Распределение нагрузки от веса топлива зависит от геометрии баков и порядка выработки топлива.

Изгибающий момент по крылу может быть представлен в виде

$$M_x(z) = \frac{Y_{кр}}{G_{C0}} \cdot a(z) - \frac{G_T}{G_{T0}} \cdot b(z) \cdot n_y - c(z) \cdot n_y, \quad (1)$$

где $a(z)$, $b(z)$, $c(z)$ - изгибающие моменты от воздушных и массовых нагрузок от веса топлива, крыла и размещенных на нем сосредоточенных грузов;

G_{C0} , G_{T0} - вес самолета и топлива, при которых вычислены функции $a(z)$ и $b(z)$;

n_y - коэффициент перегрузки;

$Y_{кр}$, G_T - подъемная сила крыла, и вес топлива в крыле на режиме типового полета.

Величина подъемной силы фюзеляжа самолетов транспортной категории незначительна. Нагрузки, действующие на самолет в горизонтальном полете, показаны на рис. 1. Самолет уравновешен по силам и моментам. Уравнения для расчета подъемной силы крыла в виде суммы проекций сил на вертикальную ось и суммы моментов самолета без горизонтального оперения (БГО) и момента, создаваемого оперением (ГО) относительно центра тяжести имеют вид

$$Y_{кр} + Y_{yp} = n_y \cdot G_c;$$

$$M_z^{go} = M_z^{bgo}.$$

Момент от уравновешивающей нагрузки на ГО

$$M_z^{go} = Y_{yp} \cdot L_{go},$$

момент самолета БГО

$$M_z^{bgo} = m_z \cdot S_{кр} \cdot b_{сах} \cdot q,$$

где Y_{yp} - уравновешивающая (балансирующая) нагрузка на ГО;

G_c - вес самолета на режиме типового полета;

L_{go} - плечо горизонтального оперения относительно центра тяжести самолета;

m_z - коэффициент момента самолета БГО;

$b_{сах}$ - средняя аэродинамическая хорда крыла;

$S_{кр}$ - площадь крыла;

$q = \frac{\rho \cdot V^2}{2}$ - скоростной напор;

ρ - плотность воздуха на рассматриваемой высоте;

V - скорость полета самолета.

В летном диапазоне углов атаки коэффициент m_z практически линейно зависит от коэффициента подъемной силы, в результате чего уравновешивающую нагрузку на ГО можно найти в виде двух слагаемых [2], первое из которых определяется скоростным напором, а второе – перегрузкой:

$$Y_{yp} = m_z^o \cdot S_{кр} \cdot \frac{b_{САХ}}{L_{го}} \cdot q + m_z^{C_y} \cdot \frac{b_{САХ}}{L_{го}} \cdot n_y \cdot G_c, \quad (2)$$

где m_z^o - коэффициент момента самолета при коэффициенте подъемной силы $C_y = 0$;

$m_z^{C_y}$ - производная коэффициента момента по C_y .

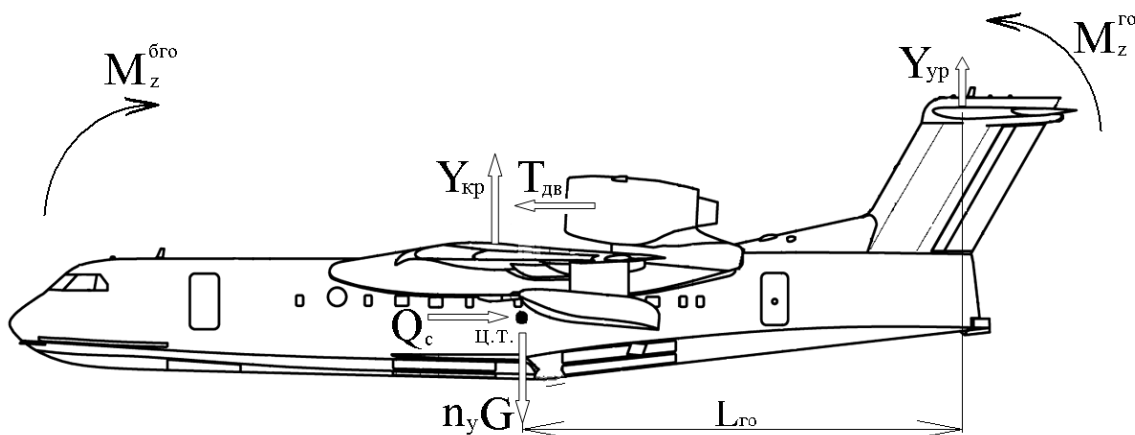


Рисунок 1 – Нагрузки, действующие на самолет в установившемся горизонтальном полете

Введем обозначения

$$A = m_z^o \cdot S_{кр} \cdot \frac{b_{САХ}}{L_{го}}; \quad B = m_z^{C_y} \cdot \frac{b_{САХ}}{L_{го}}.$$

В общем случае параметр B зависит от центровки самолета. Применительно к компоновке Бе-200ЧС в полетах на пожаротушение с заборами и сбросами воды изменение положения центра тяжести незначительно, и параметр B можно принимать постоянным.

С учетом введенных обозначений выражение (2) примет вид

$$Y_{yp} = A \cdot q + B \cdot n_y \cdot G_c. \quad (3)$$

При отклонении руля высоты на горизонтальное оперение помимо уравновешивающей действует и маневренная нагрузка

$$Y_{го} = Y_{yp} + Y_{ман}. \quad (4)$$

Величина маневренной нагрузки пропорциональна приращению перегрузки в центре тяжести самолета [2, 3]

$$Y_{ман} = C \cdot G_c \cdot (n_y - 1). \quad (5)$$

При неизменной центровке параметр C с некоторым приближением можно считать постоянным.

Тогда суммарная нагрузка на горизонтальное оперение

$$Y_{zo} = A \cdot q + B \cdot n_y \cdot G_c + C \cdot G_c \cdot (n_y - 1), \quad (6)$$

величина подъемной силы крыла составит

$$Y_{кр} = n_y \cdot G_c - A \cdot q - B \cdot n_y \cdot G_c - C \cdot G_c \cdot (n_y - 1). \quad (7)$$

Параметры уравнений (6) и (7) A , B , C зависят от геометрических и аэродинамических характеристик крыла и самолета. На этапе проектирования их следует находить по результатам продувок. После начала летных испытаний эти параметры могут быть уточнены с учетом данных летных измерений.

Сотрудниками ТАНТК им. Г.М. Бериева проведены летные испытания самолета Бе-200ЧС в целях исследования закономерностей нагружения конструкции. В сечениях крыла установлены тензорезисторы, выполнен комплекс работ, связанных с тарировкой и наладкой измерительного оборудования. При различных режимах полета проведена запись и обработка исследуемых параметров. По результатам испытаний получены зависимости изгибающих моментов по крылу от перегрузки, положения механизации, скорости, высоты полета, веса самолета, топлива и др.

В соответствии с зависимостью (1) определены значения подъемной силы крыла для каждого полета, которые обеспечивают согласование по изгибающим моментам:

$$Y_{крj}^э = \frac{G_{C0}}{a(z)} \cdot \left[M_{xi}^э(z) + \frac{G_{Ti}}{G_{T0}} b(z) + c(z) \right], \quad (8)$$

где $M_{xi}^э(z)$ - изгибающий момент по препарированным сечениям вдоль размаха крыла для i -го полета по данным летных измерений;

G_{Ti} - вес топлива для рассматриваемого полета.

Согласно методу наименьших квадратов определены значения параметров A , B , C уравнения (7), определяющих нагрузку на горизонтальное оперение как в условиях горизонтального полета, так и при отклонении рулей высоты. Расчеты параметров выполнены в случаях с выпущенной и убранной механизацией. Зависимости для расчета указанных параметров имеют вид

$$\begin{cases} A = a - b \cdot (e + k/l \cdot f) - k/l \cdot c; \\ B = e + k/l \cdot f; \\ C = k/l; \end{cases}$$

$$\text{где } a = \frac{\sum_{i=1}^n n_{y_i} \cdot G_{c_i} \cdot q_i}{\sum_{i=1}^n q_i^2} - \frac{\sum_{i=1}^n Y_{кр_i} \cdot q_i}{\sum_{i=1}^n q_i^2}; \quad b = \frac{\sum_{i=1}^n n_{y_i} \cdot G_{c_i} \cdot q_i}{\sum_{i=1}^n q_i^2};$$

$$c = \frac{\sum_{i=1}^n (n_{y_i} - 1) \cdot G_{c_i} \cdot q_i}{\sum_{i=1}^n q_i^2}; \quad d = \sum_{i=1}^n n_{y_i} \cdot G_{c_i}^2 \cdot (n_{y_i} - 1);$$

$$e = \frac{\sum_{i=1}^n Y_{кр_i} \cdot n_{y_i} \cdot G_{c_i} - \sum_{i=1}^n (n_{y_i} \cdot G_{c_i})^2 + a \cdot \sum_{i=1}^n n_{y_i} \cdot G_{c_i} \cdot q_i}{b \cdot \sum_{i=1}^n n_{y_i} \cdot G_{c_i} \cdot q_i - \sum_{i=1}^n (n_{y_i} \cdot G_{c_i})^2};$$

$$f = \frac{d - c \cdot \sum_{i=1}^n n_{y_i} \cdot G_{c_i} \cdot q_i}{b \cdot \sum_{i=1}^n n_{y_i} \cdot G_{c_i} \cdot q_i - \sum_{i=1}^n (n_{y_i} \cdot G_{c_i})^2};$$

$$k = \sum_{i=1}^n Y_{кр_i} \cdot G_{c_i} \cdot (n_{y_i} - 1) + (e - 1) \cdot d + (a - b \cdot e) \cdot \sum_{i=1}^n q_i \cdot G_{c_i} \cdot (n_{y_i} - 1);$$

$$l = (b \cdot f + c) \cdot \sum_{i=1}^n q_i \cdot G_{c_i} \cdot (n_{y_i} - 1) - f \cdot d - \sum_{i=1}^n [(n_{y_i} - 1) \cdot G_{c_i}]^2;$$

n - количество обрабатываемых полетов.

В качестве примера на рис. 2 приведено сопоставление величин подъемных сил для различных полетов, рассчитанных с учетом нагрузки на горизонтальное оперение и без него. Следует отметить, что неучет нагрузки на ГО приводит к завышенным до 14,1% значениям подъемной силы крыла в области $n_y > 1$ и заниженным до 35,5% $Y_{кр}^3$ при $n_y < 1$.

Расчет изгибающего момента выполнен по формуле (1). На рис. 3 показаны распределения рассчитанных $M_x^p(z)$ и измеренных в полетах изгибающих моментов при отклонениях рулей высоты.

Зарегистрированные значения коэффициентов перегрузки указаны на рисунках.

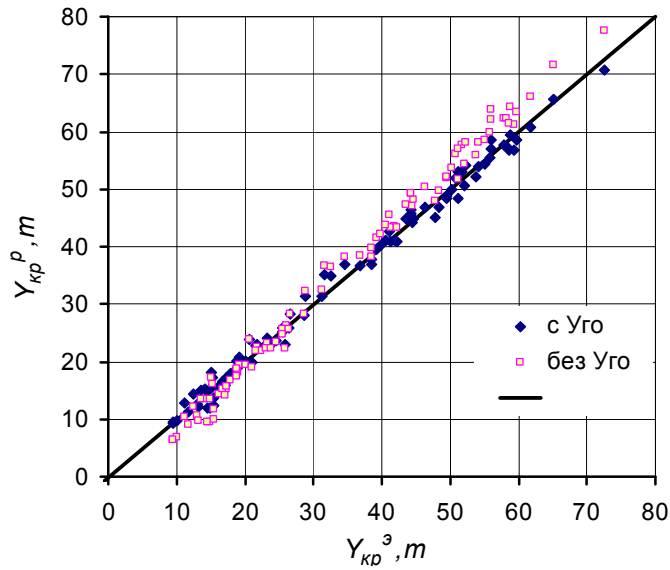


Рисунок 2 - Зависимость расчетной и экспериментальной подъемной силы крыла

Без учета балансировочной нагрузки на горизонтальное оперение

С учетом балансировочной нагрузки на горизонтальное оперение

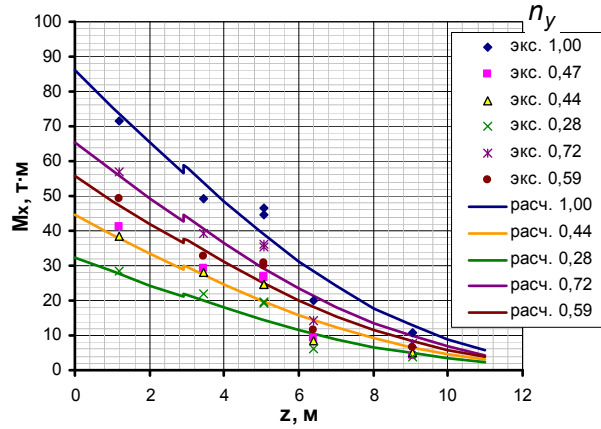
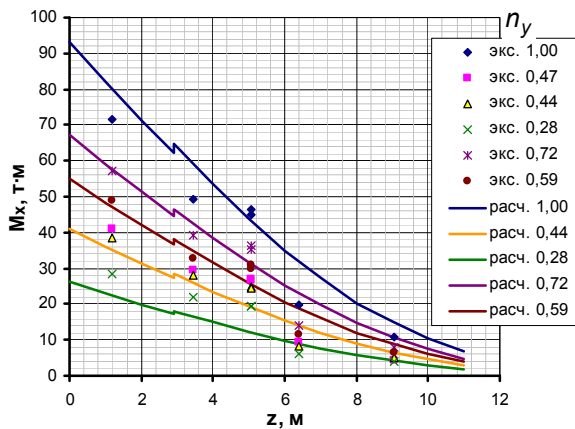
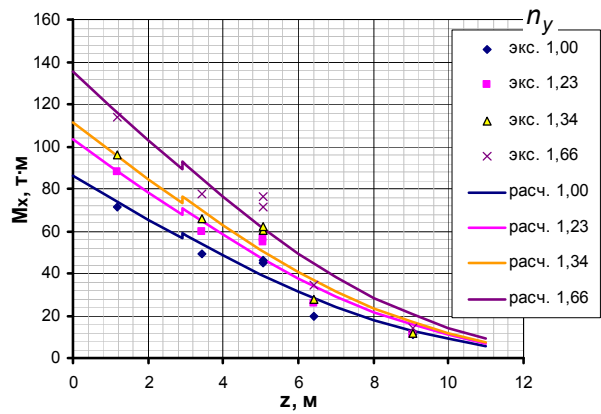
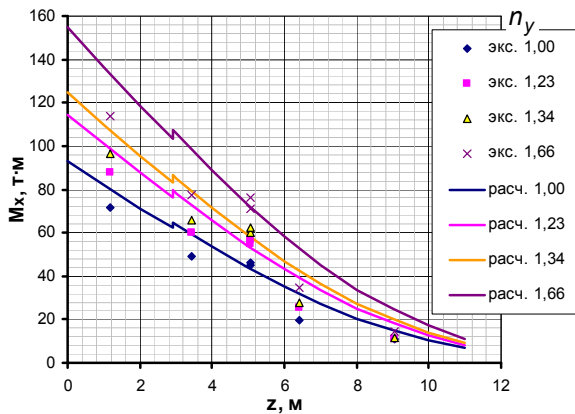
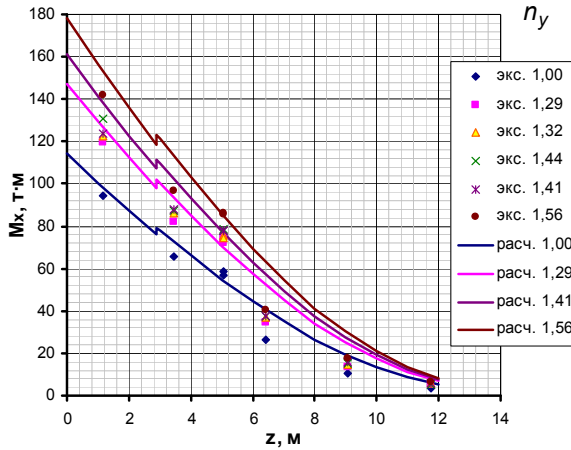


Рисунок 3 – Экспериментальные и расчетные значения изгибающих моментов по размаху крыла в зависимости от перегрузки (H = 2,0 км; V = 440 км/ч; 0°/0°; G_C = 32,4 т)

Также выполнены расчеты $M_x^p(z)$ для полетов с выпущенной механизацией. На рис. 4 показаны распределения рассчитанных и экспериментальных изгибающих моментов по размаху крыла самолета.

Без учета балансировочной нагрузки на горизонтальное оперение



С учетом балансировочной нагрузки на горизонтальное оперение

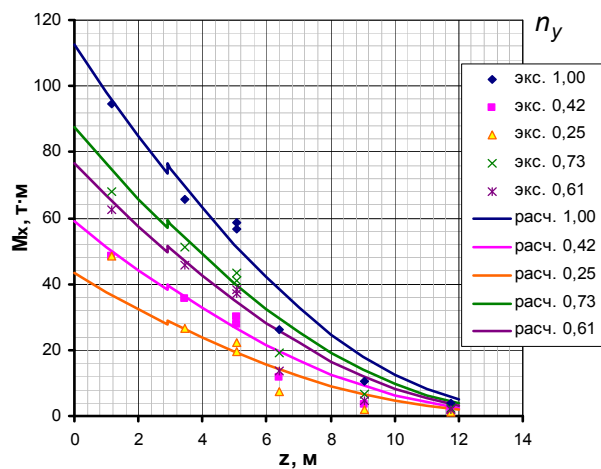
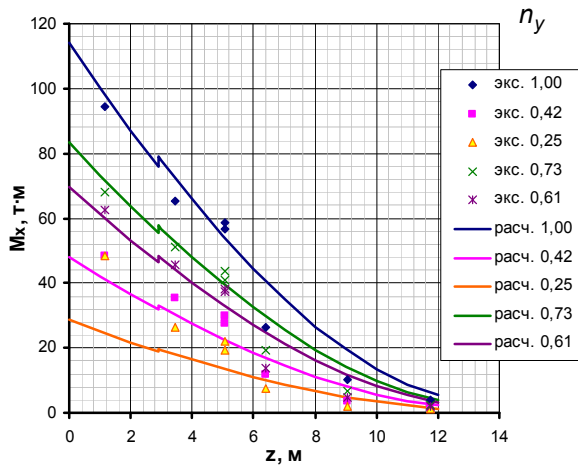
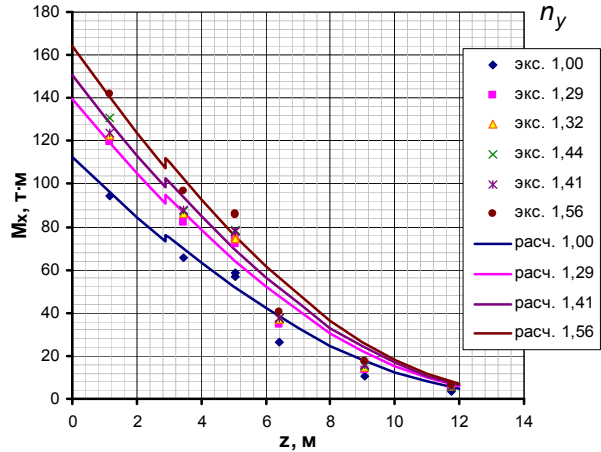


Рисунок 4 – Экспериментальные и расчетные значения изгибающих моментов по размаху крыла при выпущенной механизации ($H = 0,4$ км; $V = 250$ км/ч; $20^\circ/20^\circ$; $G_C = 41,1$ т)

В наиболее нагруженном корневом сечении крыла отношение рассчитанных и экспериментальных изгибающих моментов, найденное без учета балансировочной нагрузки, при различных перегрузках находится в пределах от 0,79 до 1,17; с учетом Y_{20} - от 0,97 до 1,03. Таким образом, можно сделать вывод о значительно лучшем согласовании $M_x^э(z)$ и $M_x^р(z)$ при учете балансировочной нагрузки на горизонтальное оперение.

Выводы

Предложенный подход позволяет по данным летных испытаний уточнить нагрузки на крыло, учесть зависимость изгибающих моментов на режимах полетов от перегрузки, веса самолета и топлива, высоты и скорости полета.

На примере самолета Бе-200ЧС показано, что значения подъемной силы и изгибающих моментов по крылу, найденные с учетом балансировочной нагрузки на горизонтальное оперение, лучше согласуются с экспериментальными данными. Неучет балансировочной нагрузки при расчете изгибающих моментов приводит к завышенным значениям при перегрузках $n_y > 1$ и заниженным - при $n_y < 1$ по сравнению с экспериментальными моментами для полетов как с убранной, так и с выпущенной механизацией.

Список использованных источников

1. ОСТ 1 02514-84 Модель турбулентности атмосферы. – Введ. 01.01.1986. – 13 с.
2. Макаревский, А.И. Основы прочности и аэроупругости летательных аппаратов [Текст] / А.И. Макаревский, В.М. Чижов – М. : Машиностроение, 1982. – 238 с.
3. Гудков, А.И. Внешние нагрузки и прочность летательных аппаратов [Текст] / А.И. Гудков, П.С. Лешаков. – М. : Машиностроение, 1968. – 470 с.

Поступила в редакцию 28.10.2013.

*Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.В. Гайдачук,
Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.*