

УДК 629.735

Я.С. Карпов, д-р техн. наук,
Я.О. Головченко,
А.С. Волоцкова

НАУЧНЫЕ ОСНОВЫ СИНТЕЗА КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВЫХ СХЕМ ДИСКРЕТНО-ОПЕРТЫХ АГРЕГАТОВ САМОЛЕТА ИЗ КОМПОЗИТОВ

На сегодняшний день фирмы-самолетостроители имеют большой опыт по проектированию агрегатов самолета из полимерных композиционных материалов (ПКМ): разработано множество армирующих и связующих материалов, постоянно совершенствуются технологические процессы изготовления композитных деталей, разрабатывается и внедряется новое оборудование, существует достаточное количество методик прочностного расчета, проверенных и скорректированных длительной эксплуатацией. Практика применения ПКМ показала, что прямая замена металлов в готовой конструкции нецелесообразна ввиду того, что не дает возможности полностью раскрыть преимущества композитов и ведет к заведомому увеличению массы и стоимости конструкции по причине нерационального проектирования и использования материалов [1].

Несмотря на достигнутые значительные объемы применения ПКМ в конструкции транспортных и пассажирских самолетов, а также на высокие показатели снижения массы, жесткости, долговечности, повышения коррозионной стойкости и снижения трудоемкости изготовления, все еще существуют резервы дальнейшего применения композитов в высоконагруженных конструкциях самолета, что и было показано в работах [1, 2].

Таким образом, большая доля агрегатов самолетов как отечественных (ГП «Антонов»), так и зарубежных фирм (Airbus, Boeing и т.п.) выполнена из композитов, но в литературе и других источниках отсутствует информация о применении ПКМ для изготовления рампы и трапов грузолюка транспортного самолета. Эта задача является следующим этапом проектирования высоконагруженных конструкций из ПКМ и примером, на котором будет проиллюстрирован подход для синтеза рациональной конструктивно-силовой схемы (КСС), первые же попытки анализа последних были сделаны в работах [3, 4].

Важными элементами грузового люка любого транспортного самолета являются рампа и трапы (рис. 1), которые служат для погрузки, разгрузки и швартовки грузов, транспортируемых самолетом. Наличие рампы, трапов, а также погрузочно-разгрузочного оборудования, установленного на самолете, позволяет загружать и выгружать самоходную гусеничную и колёсную технику, несамоходную колёсную технику, платформы с грузами, а также осуществлять погрузку и выгрузку поддонов различных контейнеров и других видов грузов.

В зависимости от типа и массы техника и грузы размещаются на полу грузовой кабины и на рампе самолета в один или два ряда согласно допустимым нагрузкам, определяемым для каждого самолета индивидуально.



а

б

Рисунок 1 – Рампа и трапы самолетов Ан-70 (а) и А400М (б)

Погрузка и разгрузка должны происходить для каждого типа груза в соответствии с поставленными задачами и требованиями по скорости, сохранности и безопасности для обслуживающего персонала, не нагружая при этом основную конструкцию самолета, в частности, фюзеляж, непредусмотренными расчетными случаями нагрузками. Например, при движении колес автомобиля по трапу (рис. 2) он прогибается и в результате появляются дополнительные силы вследствие движения по криволинейной поверхности (центробежные силы) и изменение направления действия силы трения (тяги). Эти дополнительные силы догружают сам трап, увеличивая тем самым прогиб, а значит и силовой пол самолета или рампу грузолюка из-за увеличения опорной реакции.

В недеформированном (неизогнутом) состоянии трап изгибается силой $mg \cos \alpha$, где m – масса транспортного средства, приходящаяся на одну ось; g – ускорение свободного падения; α – угол установки трапа (см. рис. 2). Центробежная сила, появляющаяся вместе с прогибом

$$F_{ц} = \frac{mV^2}{\rho} = mV^2 \frac{M}{EI}, \quad (1)$$

где V – скорость движения; M – изгибающий момент; ρ – радиус кривизны оси балки; EI – изгибная жесткость балки трапа.

Радиус кривизны имеет минимальное значение в точке, где изгибающий момент максимальный, т.е. в точке приложения силы, причем когда она приложена в середине пролета. Тогда приращение изгибающего момента составит

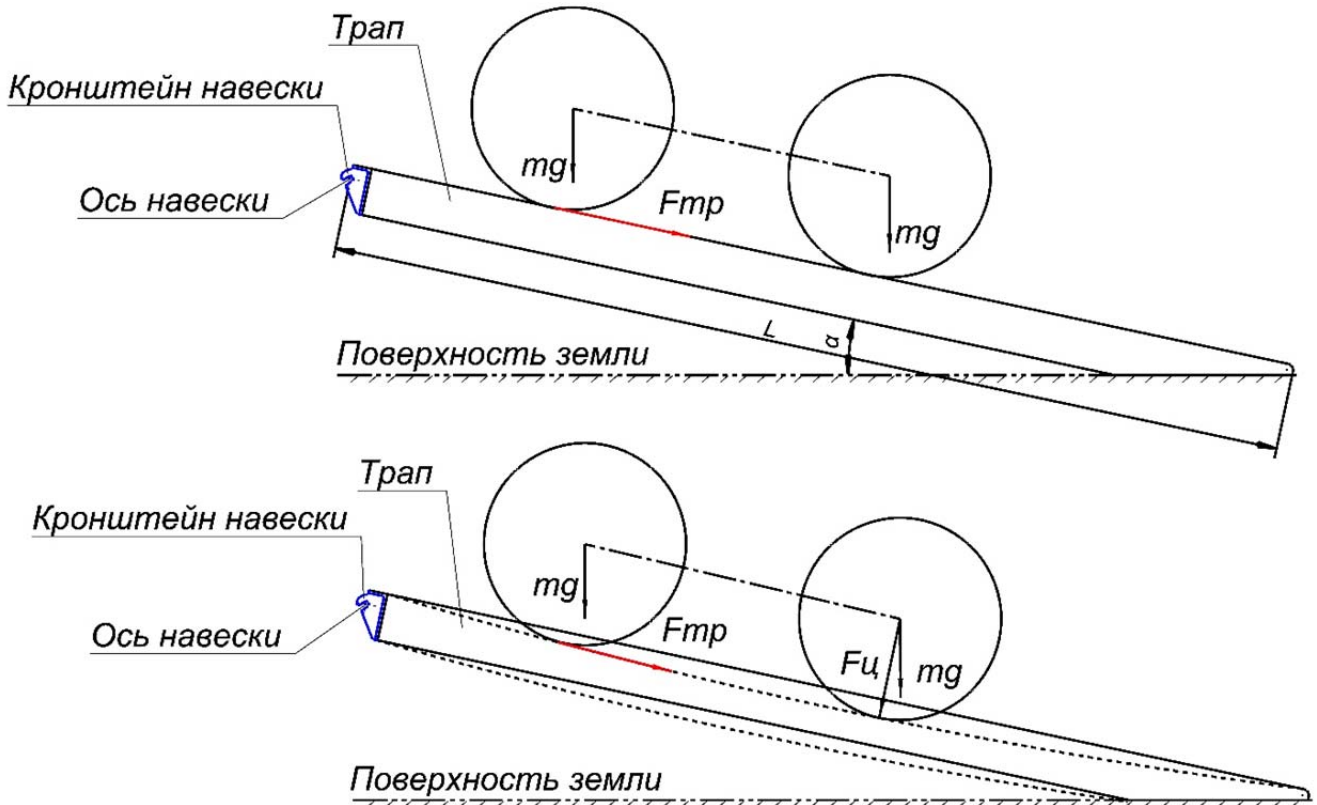


Рисунок 2 – Схема появления дополнительных нагрузок при прогибе трапа

$$\Delta M = \frac{F_u}{2} \cdot \frac{L}{2} = F_u \cdot \frac{L}{4} = mV^2 \frac{ML}{4EI}. \quad (2)$$

Принимая допущение о том, что этот дополнительный момент приводит к увеличению напряжений изгиба не более, чем на 5%, получим следующее ограничение на изгибную жесткость трапа:

$$\frac{\Delta M}{M} \leq 0.05 \text{ или } EI \geq 5mV^2L. \quad (3)$$

Это неравенство позволяет определить минимальное требуемое значение изгибной жесткости трапа в целом или же его составных балок, на которых находятся колеса транспортного средства. Если трап имеется в наличии и известна масса груза, то из условия (3) можно найти предельную скорость колеса, допускаемую при погрузке-разгрузке:

$$V \leq \sqrt{\frac{EI}{5mL}}. \quad (4)$$

Зависимость предельной скорости движения колеса при погрузке грузов определенной массы по уже находящемуся в эксплуатации трапу показана на рис. 3. Таким образом, с увеличением массы груза скорость его погрузки должна быть уменьшена, а более легкая техника может погружаться с большей скоростью.

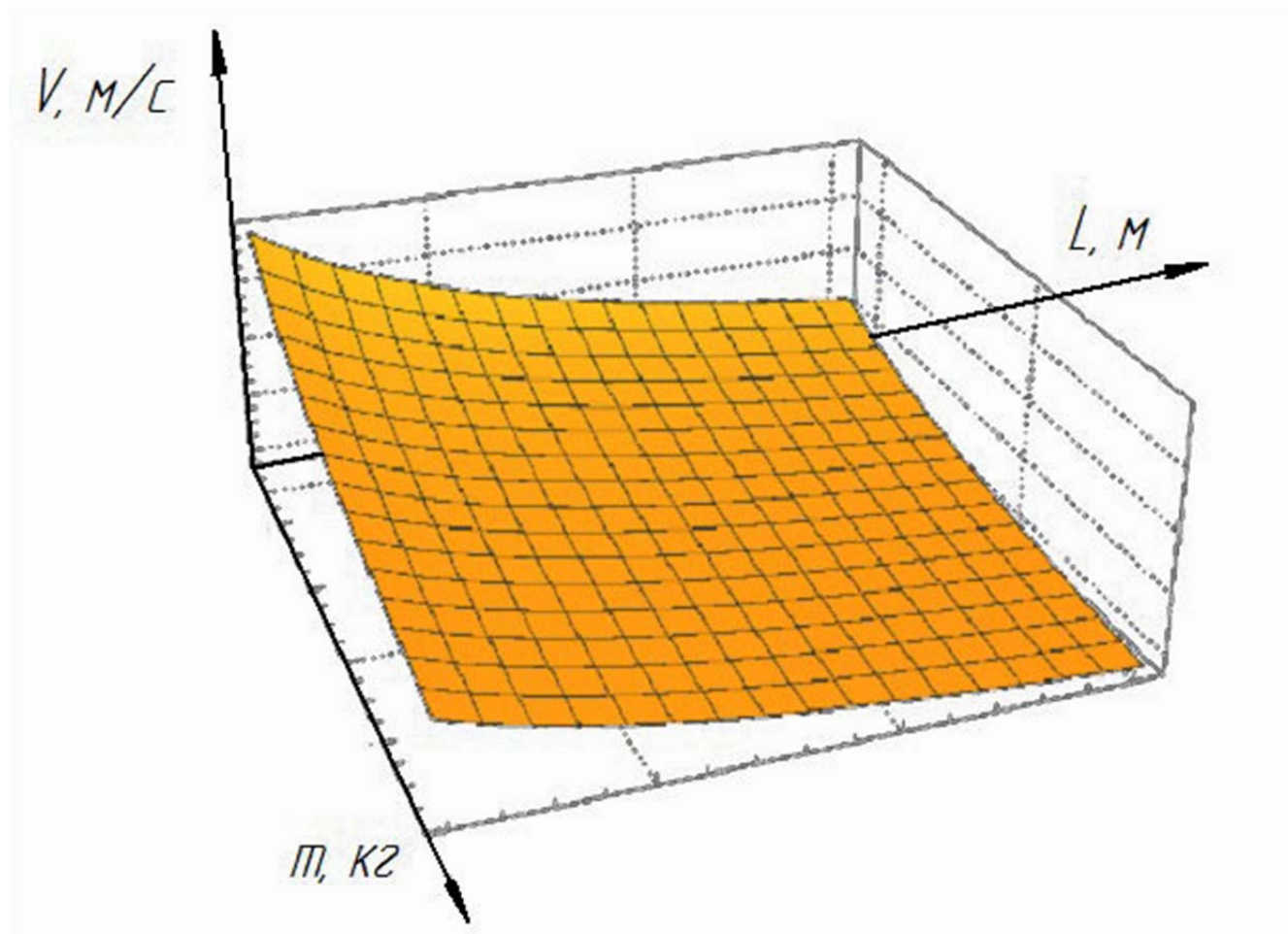


Рисунок 3 – Зависимость изменения предельной скорости движения колеса по трапу при погрузке

Трап относится к конструкциям с высокой вероятностью повреждаемости, в связи с этим важнейшим требованием к трапу является обеспечение его ремонтпригодности. В общем максимально ремонтпригодными являются конструкции с четким разделением функций основных силовых элементов, не требующие для композитов проектирования новой структуры для восприятия сложного напряженного состояния в области с концентратором напряжений около поверхности.

Трап является агрегатом с дискретным опиранием. С одной стороны расположены два кронштейна навески (крюка) на рампу грузолюка, другой стороной он опирается на поверхность аэродрома (см. рис. 1, 2), опирание также происходит по двум точкам (при большом деформировании могут появиться дополнительные точки опоры). Отсюда следует, что КСС трапа должна передать опорные реакции на силовой каркас без каких-либо преобразований напряженного состояния, потому что это связано с появлением касательных напряжений, практически всегда являющихся первопричиной разрушения материалов. Наиболее приспособленными конструктивными элементами являются балки и стержни при соответствующем оформлении законцовок.

Следует отметить, что трап эксплуатируется в широком диапазоне температур, вследствие чего из-за коэффициентов линейного температурного расширения возникают температурные деформации. Так как от термоупругих деформаций избавиться невозможно, то следует стремиться к минимизации температурных напряжений, что реально применением статически определимых систем или близких к ним. Учет перечисленных выше основных отличительных факторов эксплуатации съемных трапов наряду с требованиями по прочности, эргономике и дизайну, переработке и утилизации позволили синтезировать работоспособные конструкции минимальной массы.

Из проведенного выше анализа эксплуатационных факторов следует, что конструктивно-силовую схему дискретно-опертых агрегатов целесообразно формировать из балок и стержней, причем их количество и взаимодействие должны быть статически определимыми.

В конструкции любого самолета практически все агрегаты являются дискретно-опертыми – лонжеронное крыло или оперение, крышки люков, двери, створки, рули, закрылки, элероны и многое другое. Формально любой из этих агрегатов можно представить в виде системы балок и ферм. Передача осевых и перерезывающих сил легко реализуется с помощью балки, для восприятия крутящего момента необходима система из минимум двух балок.

Балочная система представляет собой каркасные силовые балки, непосредственно взаимодействующие с опорами, и рядовые балки, воспринимающие эксплуатационные нагрузки и передающие их на каркасные (рис. 4 – 5). Форма поперечного сечения каркасных и рядовых балок может быть самой разнообразной.

Рассмотрим процесс восприятия давления рядовыми балками и передачи его на каркасные балки и далее на опоры. Рядовая балка представляет собой балку на двух опорах в виде каркасных балок (рис. 6 – 7, соответственно для КСС – рис. 4 и 5).

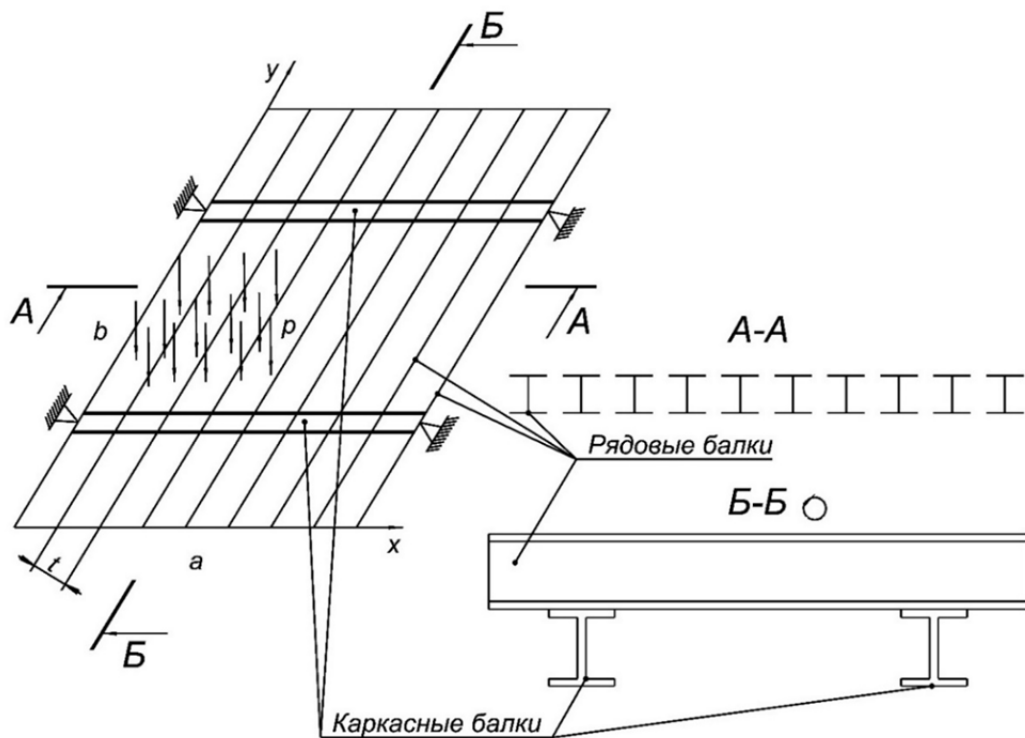


Рисунок 4 – Синтез КСС № 1 дискретно-опертого агрегата

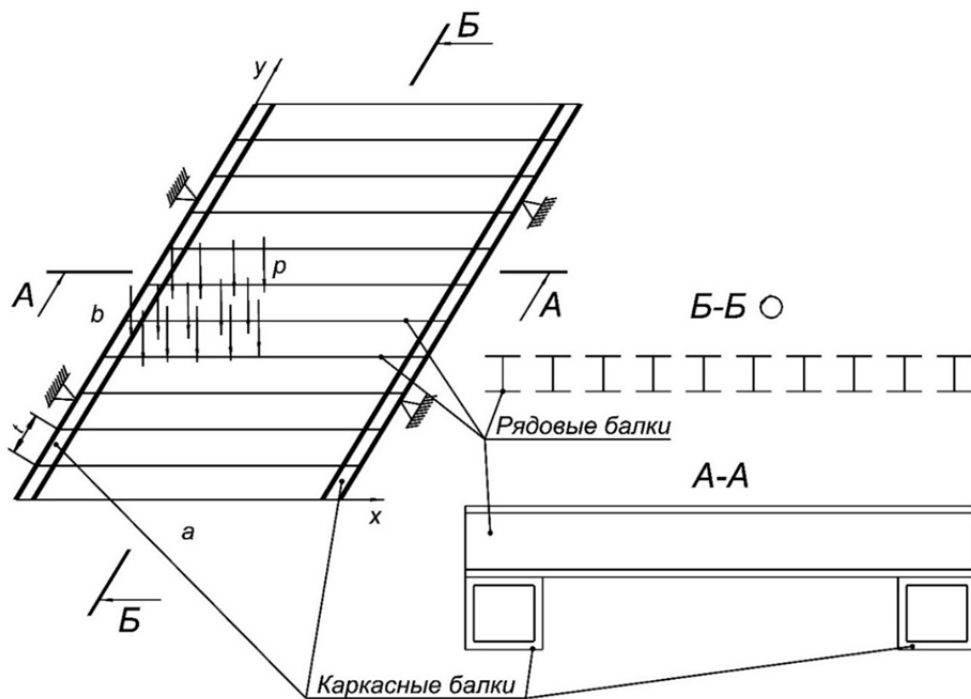


Рисунок 5 – Синтез КСС № 2 дискретно-опертого агрегата

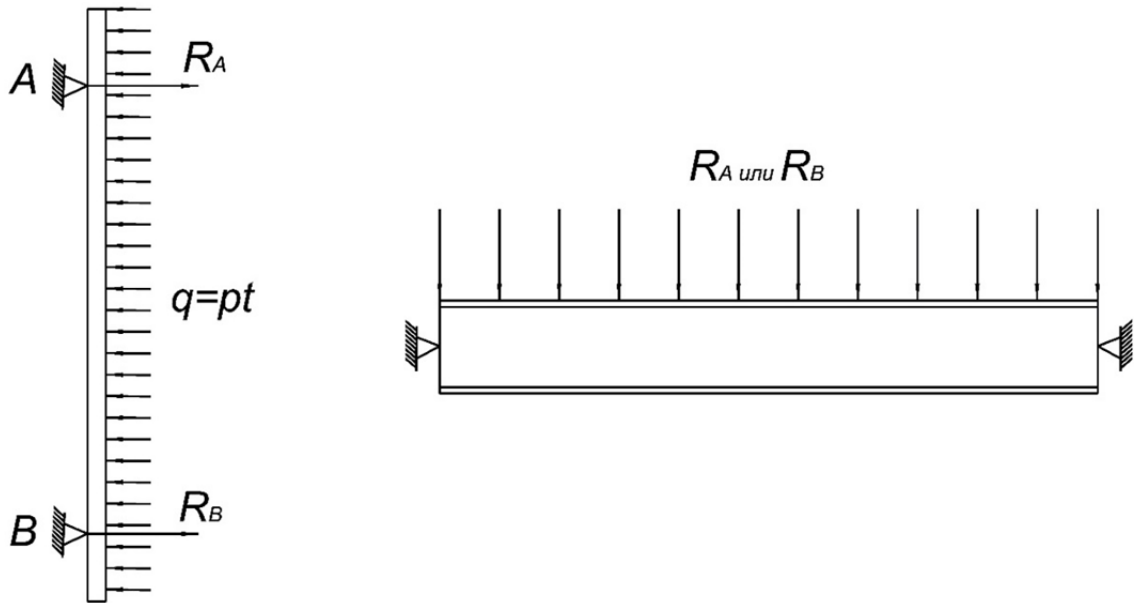


Рисунок 6 – Схема нагружения балок КСС № 1

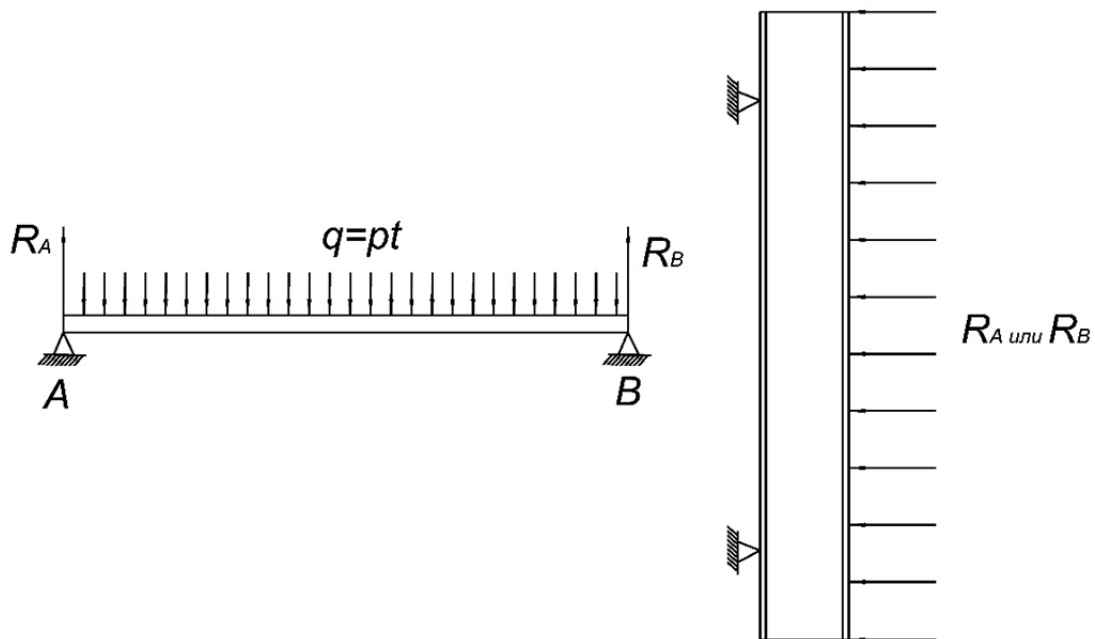


Рисунок 7 – Схема нагружения балок КСС № 2

Для определения массы полок примем, что эффективная высота балки незначительно отличается от строительной. Тогда для КСС, изображенной на рис. 4, получим

$$G_{пр} = \frac{a}{t} \int_0^b (\rho_{вр} f_в + \rho_{нр} f_н) dy = \frac{a}{t} \int_0^b \left(\rho_{вр} \frac{M_p(y)}{H_p F_{вр}} + \rho_{нр} \frac{M_p(y)}{H_p F_{нр}} \right) dy =$$

$$= \frac{a}{t} \frac{1}{H_p} \left(\frac{\rho_{ep}}{F_{ep}} + \frac{\rho_{np}}{F_{np}} \right) \int_0^b M_p(y) dy = \frac{a}{H_p t} \left(\frac{1}{\frac{F_{ep}}{\rho_{ep}}} + \frac{1}{\frac{F_{np}}{\rho_{np}}} \right) \int_0^b M_p(y) dy, \quad (5)$$

где ρ_{ep} , ρ_{np} – плотность материала верхней и нижней полок; f_e , f_n – площадь поперечного сечения полок; F_{ep} , F_{np} – предел прочности материала полок; a, b – размеры агрегата; H_p – высота рядовых балок.

Аналогично найдем массу стенок рядовых балок, полагая, что они на изгиб не работают, например, при армировании КМ под углами $\pm 45^\circ$ это вполне оправдано

$$\begin{aligned} G_{СТр} &= \frac{a}{t} \int_0^b \rho_{СТр} H_p \delta_{СТр} dy = \frac{a}{t} \int_0^b \rho_{СТр} H_p \frac{Q_p(y)}{H_p F_{СТр}} dy = \\ &= \frac{a}{t} \frac{\rho_{СТр}}{F_{СТр}} \int_0^b Q_p(y) dy = \frac{a}{t} \frac{1}{\frac{F_{СТр}}{\rho_{СТр}}} \int_0^b Q_p(y) dy. \end{aligned} \quad (6)$$

Здесь $\rho_{СТр}$, $\delta_{СТр}$, $F_{СТр}$ – соответственно плотность материала, толщина стенки и предел прочности стенки.

Формулы (5) и (6) свидетельствуют о том, что теоретическая масса полок пропорциональна площади эпюры моментов, а стенки – площади эпюры перерезывающих сил. Заметим, что в этих формулах F_{ep}/ρ_e , F_n/ρ_n , $F_{СТ}/\rho_{СТ}$ – это значения удельной прочности соответствующих материалов.

Масса двух каркасных балок (см. рис. 4) равна

$$G_{пк} = \frac{2}{H_k} \left(\frac{1}{\frac{F_{eki}}{\rho_{eki}}} + \frac{1}{\frac{F_{hki}}{\rho_{hki}}} \right) \int_0^a M_k(x) dx \text{ и } G_{СТк} = \frac{2}{\frac{F_{СТki}}{\rho_{СТki}}} \int_0^a Q_k(x) dx, \quad (7)$$

где индекс «i» указывает на материалы элементов каркасной балки.

Суммарная масса конструкции определяется формулой

$$G_{\Sigma 1} = G_{пр} + G_{СТр} + G_{пк} + G_{СТк}. \quad (8)$$

Аналогичные зависимости можно записать для второй КСС (рис. 5)

$$G_{\Sigma 2} = G_{пр} + G_{СТр} + G_{пк} + G_{СТк}. \quad (9)$$

Сравнение результатов расчетов по формулам (8) и (9) позволяет определить, какая из двух КСС (рис. 4 и 5) имеет меньшую массу. Проектирование по этим зависимостям, хотя и представляет теоретический интерес (это нижний предел массы конструкции), мало продуктивно в инженерном деле, потому что изготовление полок и стенок балки в строгом соответствии с законом изменения моментов и сил практически невозможно как из-за размеров (толщины) имеющихся полуфабрикатов, так и из-за технологической целесообразности. Кроме того, использование балок с переменными параметрами значительно усложняет расчеты прогибов, так как необходимо интегрировать функции зависимости жесткости от координаты, что особенно важно на этапе проектирования, когда определяются параметры элементов балок.

В связи с этим имеет смысл применить балки (каркасные и рядовые) постоянного сечения по длине, проектируемые, естественно, по максимальным нагрузкам. Тогда формулы (8) и (9) после записи в полном виде, интегрирования и перехода к погонным моментам и силам преобразуются к следующему виду:

$$G_{\Sigma 1} = \frac{ab}{H_p} \bar{M}_{pmax}(y) \left(\frac{1}{\frac{F_{вр}}{\rho_{вр}}} + \frac{1}{\frac{F_{нр}}{\rho_{нр}}} \right) + \frac{ab}{F_{СТр}} \bar{Q}_{pmax}(y) +$$

$$+ \frac{2a}{H_k} M_{kmax}(x) \left(\frac{1}{\frac{F_{вкi}}{\rho_{вкi}}} + \frac{1}{\frac{F_{нкi}}{\rho_{нкi}}} \right) + \frac{2a}{F_{СТкi}} Q_{kmax}(x); \quad (10)$$

$$\begin{aligned}
G_{\Sigma 2} = & \frac{ab}{H_p} \bar{M}_{pmax}(x) \left(\frac{1}{\frac{F_{\text{вр}}}{\rho_{\text{вр}}}} + \frac{1}{\frac{F_{\text{нр}}}{\rho_{\text{нр}}}} \right) + \frac{ab}{F_{\text{СТр}}} \bar{Q}_{pmax}(x) + \\
& + \frac{2b}{H_k} M_{kmax}(y) \left(\frac{1}{\frac{F_{\text{вкi}}}{\rho_{\text{вкi}}}} + \frac{1}{\frac{F_{\text{нкi}}}{\rho_{\text{нкi}}}} \right) + \frac{2b}{F_{\text{СТки}}} Q_{kmax}(y). \quad (11)
\end{aligned}$$

Здесь

$$\begin{aligned}
\bar{M}_{pmax}(y) &= \frac{1}{t} M_{pmax}(y); \quad \bar{Q}_{pmax}(y) = \frac{1}{t} Q_{pmax}(y); \\
\bar{M}_{pmax}(x) &= \frac{1}{t} M_{pmax}(x); \quad \bar{Q}_{pmax}(x) = \frac{1}{t} Q_{pmax}(x), \quad (12)
\end{aligned}$$

где $M_{pmax}(y)$, $M_{pmax}(x)$, $Q_{pmax}(y)$, $Q_{pmax}(x)$ – максимальные значения изгибающих моментов и перерезывающих сил по длине соответствующих рядовых балок.

Зависимости типа (10) и (11) позволяют при необходимости управлять расположением опор А и В (см. рис. 6 и 7), чтобы максимальные значения моментов были минимальными (в первом случае – для рядовых балок, а во втором – для каркасных).

Результаты сравнения двух КСС по предложенному методу с использованием формул (8) - (11) приведены рис. 8. Из полученных графиков видно, что выигрыш в массе обеспечивает КСС №1, изображенная на рис. 4.

Во всех представленных КСС и в других аналогичных целиком реализуется обоснованный в работе [3] принцип – обеспечение монотонно изменяющегося простого напряженного состояния во всех элементах КСС.

Таким образом, суть разработанного и предложенного метода синтеза КСС дискретно-опертых агрегатов самолета на основе указанного принципа заключается в следующем:

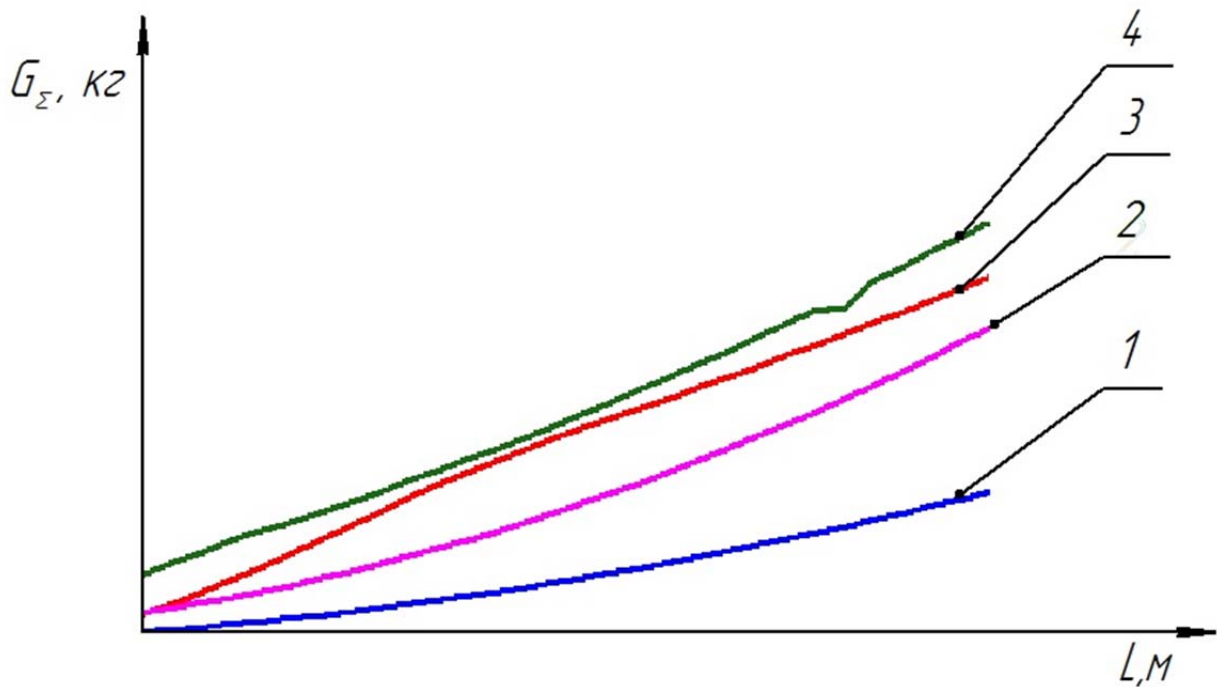


Рисунок 8 – Сравнение массы конструкции КСС № 1 и КСС № 2:

- 1 – КСС № 1 (балки с переменными параметрами);
- 2 – КСС № 1, (балки с постоянными параметрами),
- 3 – КСС № 2, (балки с переменными параметрами);
- 4 – КСС № 2, (балки с постоянными параметрами)

а) с учетом инженерного опыта на основе анализа эксплуатационных факторов, технологических особенностей, наличия соответствующего оборудования, материалов и полуфабрикатов синтезируются реализуемые варианты КСС на базе системы каркасных балок, обеспечивающих восприятие управляющих усилий и передачу всех воздействий на опоры, и рядовых балок, служащих для сбора и передачи распределенных внешних усилий на каркасные балки, причем каждая из балок (каркасных и рядовых) должна быть статически определимой;

б) составляются расчетные схемы (модели) каркасных и рядовых балок, строятся эпюры изгибающих моментов, осевых и поперечных сил и определяются проектные параметры полок и стенок для принятой концепции изготовления – с постоянными или переменными конструктивными размерами и формой;

в) сравниваются и анализируются показатели эффективности рассматриваемых вариантов и выбирается оптимальная КСС.

Практическая реализация этого метода осуществляется на основе математических и физических моделей рядовых и каркасных балок, а также структуры и конфигурации КСС.

Универсальность метода подтверждает тот факт, что дискретно-оперные агрегаты присущи не только конструкции самолетов, но и широко используются в космической отрасли, автомобилестроении и

т.п., в которых композиты также занимают значительную долю среди применяемых материалов.

Следует отметить, что данный метод целесообразно применять не только при проектировании новых конструкций из композитов, а и для проверки рациональности выбора КСС агрегатов, уже спроектированных и находящихся в эксплуатации.

Список использованных источников

1. Кива, Д.С. Этапы становления и начала развернутого применения полимерных композиционных материалов в конструкциях пассажирских и транспортных самолетов (1970 - 1995 гг.) [Текст] / Д.С. Кива // *Авиационно-космическая техника и технология*. – Х., 2014. – № 6 (113). – С. 5 – 16.

2. Головченко, Я.О. Проектирование агрегатов самолета из композитов [Текст] / Я.О. Головченко // *Отраслевое машиностроение, строительство: сб. науч. тр. Нац. техн. ун-та им. Юрия Кондратюка*. – Полтава, 2014. – Вып. 2 (41). – С. 245 – 251.

3. Карпов, Я.С. Общий подход к проектированию конструктивно-силовой схемы дискретно-опертых агрегатов самолетов из композитов [Текст] / Я.С. Карпов, Я.О. Головченко // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*. – Х., 2013. – Вып. 3 (75). – С. 7 – 12.

4. Головченко, Я.О. Выбор рациональных конструктивно-силовых схем агрегатов самолета из композитов [Текст] / Я.О. Головченко // *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*. – Х., 2014. – Вып. 63. – С. 5 – 11.

Поступила в редакцию 29.01.2015.

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