

В.И.Абрамов, В.Е. Васин, В.А. Зарубин, В.Т. Мишук,
В.П. Пересыпкин

АНАЛИЗ СИЛОВОЙ РАБОТЫ СТЫКА КРЫЛА С ФЮЗЕЛЯЖЕМ САМОЛЕТА- -ВЫСОКОПЛАНА В ПОЛЕТНЫХ СЛУЧАЯХ НАГРУЖЕНИЯ

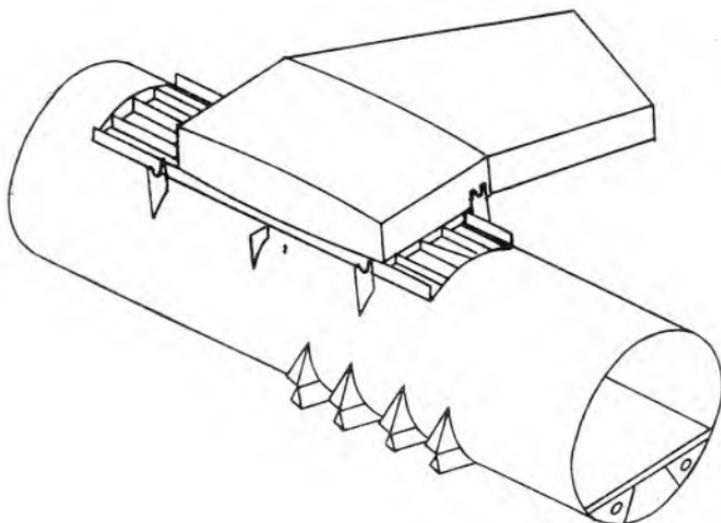
Метод конечных элементов, предоставив расчетчикам большие возможности по анализу силовой работы конструкции, одновременно потребовал больших временных и людских затрат на подготовку исходных данных и анализ полученных результатов.

Часто возникает ситуация, когда расчетчик, стремясь получить максимум информации о работе конструкции, создает очень подробную расчетную модель. В этом случае подготовка исходных данных, отладка и исправление ошибок может отнять существенную часть ресурсов, отведенных на задачу. На анализ результатов — основную цель расчета — остается ограниченное время. В такой ситуации умение анализировать результаты становится весьма важным и в значительной мере определяет успех работы.

В данной статье проводится анализ результатов расчета центральной части планера тяжелого самолета-высокоплана на несколько случаев нагружения. При анализе, кроме компонентов напряжений в декартовой системе координат, широко использовались эквивалентные напряжения, векторы главных напряжений, картины деформированного состояния элементов конструкции.

Рассмотрим зону стыка крыла с фюзеляжем. Крыло и центроплан трехлонжеронные, кессонного типа. Фюзеляж типа полумонокк, цилиндрической формы, с большим вырезом под шассийную нишу основных стоек (рис.1).

Стык крыла с фюзеляжем осуществляется по трем силовым шпангоутам, соответствующим трем лонжеронам крыла. В продольном направлении крыло и фюзеляж связаны двумя бортовыми и тремя верхними балками. Для компенсации шассийного выреза по низу фюзеляжа в плоскости YOX проходит мощная продольная балка. Фюзеляж имеет грузовой пол, опирающийся на нижние балки шпангоутов. Нервюры крыла и шпангоуты фюзеляжа, ограничивающие рассматриваемую часть конструкции, расположены в регулярных зонах.



Р и с.1. Конструктивная схема центральной части планера

При разработке конечноэлементной модели (КЭМ) частота линий сетки конечных элементов и, следовательно, сложность модели и задачи определяются компромиссом между желанием получить решение на модели, максимально приближенной к реальной конструкции, возможностями комплекса программ и временными ресурсами, отведенными на задачу. В данном случае, учитывая симметрию, моделировалась половина конструкции, что позволило разработать довольно подробную модель и сократить время на подготовку и отладку исходных данных.

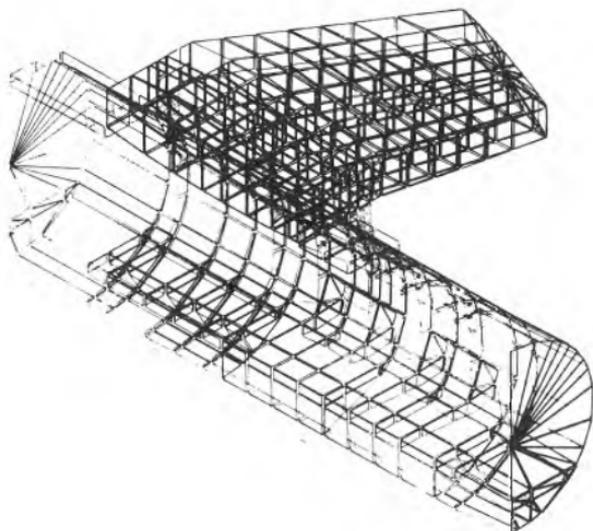
В местах стыков и вырезов, где предполагались концентрации напряжений, сетка конечных элементов существенно измельчена по сравнению с регулярными зонами (рис.2).

Все это позволило получить приемлемые результаты на модели с 914 узлами и 1675 конечными элементами. Конечноэлементная модель набиралась из следующих элементов комплекса Программ РАСчета Авиационных Конструкций (ПРАСАК):

мембранных изотропных четырехугольников произвольной формы (обшивка крыла, обшивка и гермопанели фюзеляжа);

элементов "Двутавр", состоящих из двух поясов и стенки, способной воспринимать сдвиговые и продольные усилия, а также изгиб в своей

плоскости (лонжероны, нервюры, шпангоуты, балки);
сдвиговых четырехугольников (панели грузового пола кабины);
стержней (стрингерный набор фюзеляжа).



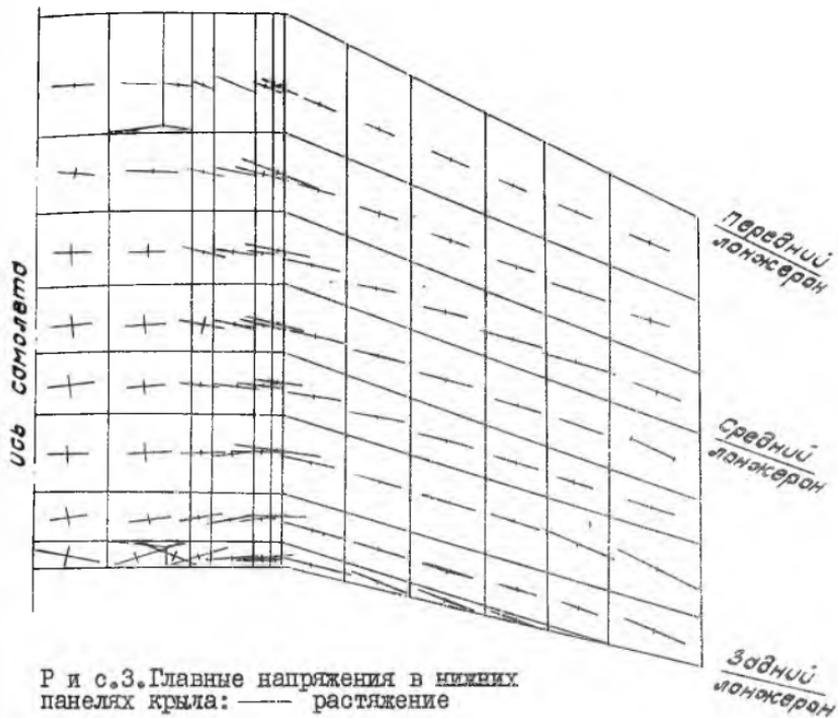
Р и с.2. Расчетная модель. 914 узлов, 1675 конечных элементов

Для различных случаев нагружения нагрузки, прикладываемые в узлах КЭМ, статически соответствовали интегральным характеристикам сил и моментов, распределенных по размаху крыла и фюзеляжу. Действие отсеченных частей заменялось эквивалентной системой узловых сил.

Был выполнен расчет разработанной КЭМ на несколько случаев нагружения. Картины главных и эквивалентных напряжений в обшивке крыла и фюзеляжа для случая нагружения A^I (рис. 3,4,5) характерны и для других полетных случаев тем, что на них хорошо просматриваются зоны концентрации усилий в месте стыка крыла с фюзеляжем по заднему лонжерону, силовому шпангоуту, бортовым и верхним балкам. Рассмотрим эти зоны подробнее.

В зоне стыка заднего лонжерона с силовым шпангоутом к нему подходит перерезывающая сила с крыла, которая складывается с составляющей от крутящего момента (рис.6).

Кроме того, работая совместно с лонжероном, верхняя часть шпангоута догружается изгибающим моментом от общего изгиба крыла, а его



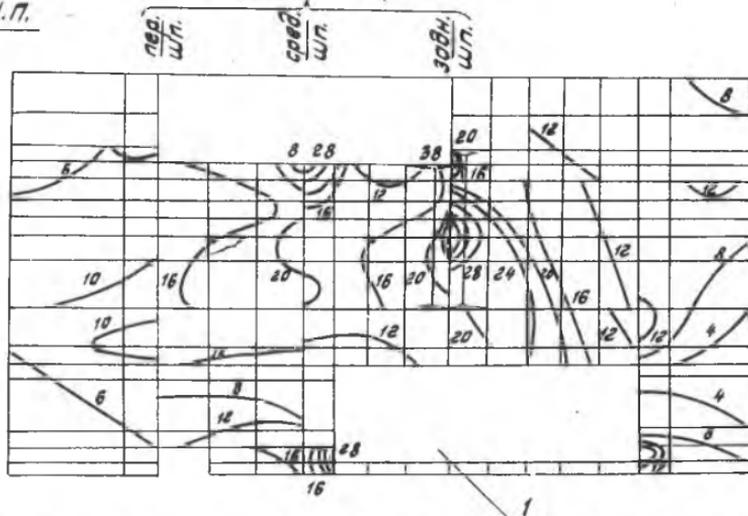
Р и с.3. Главные напряжения в нижних панелях крыла: — — растяжение



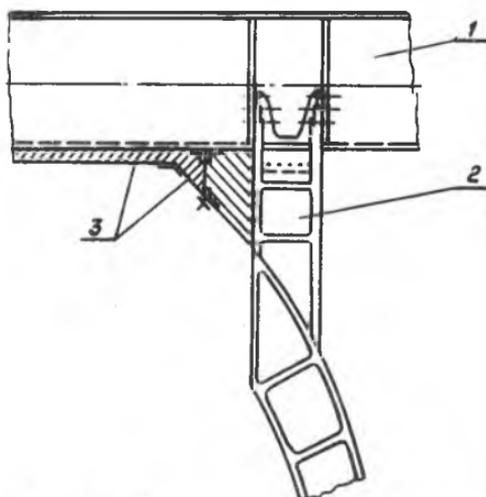
Р и с.4. Главные напряжения в обшивке фюзеляжа: I — вырез под пассажиром; — — растяжение; — — сжатие

зона стыка с крылом

Н.П.



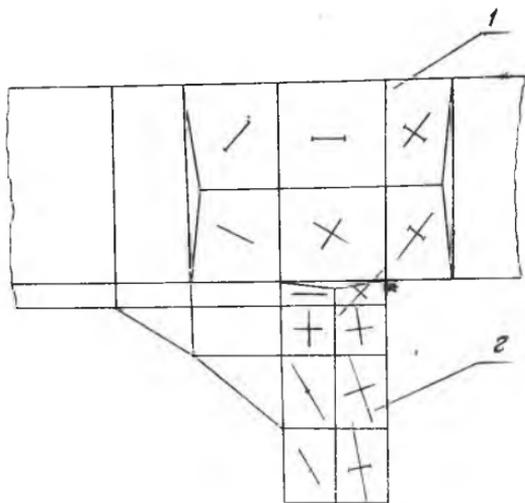
Р и с.5. Линии равного уровня эквивалентных напряжений в обшивке фюзеляжа: I- вырез под шасси



Р и с.6. Конструктивная схема стыка заднего лонжерона с силовым шпангоутом: 1-задний лонжерон; 2-силовой шпангоут; 3-несиловая зашивка

стенка - перерезывающей силой от деформаций нижнего пояса лонжерона (через срез горизонтальной линии болтов).

Такое нагружение вызывает концентрацию напряжений в узле, отмеченном на рис.7 звездочкой. Эквивалентные напряжения здесь в случае $\sigma^I - 470 \text{ МПа}^2$.

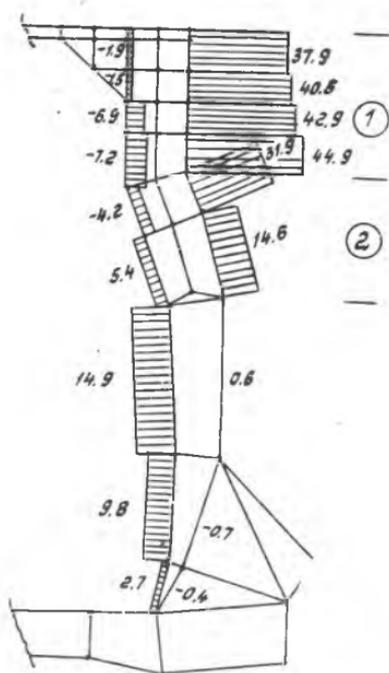


Р и с.7. Главные напряжения в стенках лонжерона и верхней части шпангоута:
1-задний лонжерон; 2-силовой шпангоут

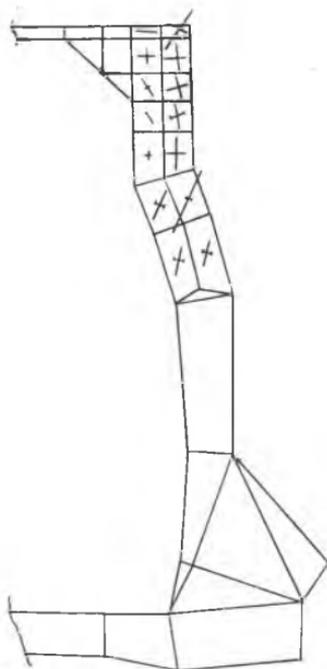
Из эпюры нормальных сил в поясах шпангоута (рис.8) видно, что на участке I вертикальная сила, приходящая на шпангоут с крыла, почти полностью воспринимается внешним поясом шпангоута. На участке

2, в месте излома внешнего пояса, эта сила нагружает обшивку фюзеляжа, растягивает внешний пояс и стенку шпангоута. В этом месте возникают высокие растягивающие напряжения в стенке (рис.9). Эквивалентные напряжения здесь в случае нагружения $\sigma^I - 588 \text{ МПа}$. Для плавного включения стенки в работу на растяжение необходимо в месте излома внешнего пояса шпангоута подкрепить ее стержнем, являющимся продолжением пояса шпангоута (рис.10).

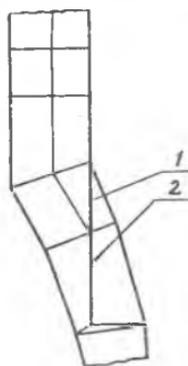
В этой же зоне (стык заднего лонжерона с силовым шпангоутом)находится несилловая зашивка, которая соединяет центроплан с гермопанелями, обшивкой фюзеляжа и верхней частью силового шпангоута (см. рис.6).



Р и с.8. Эпюра нормальных сил N [т] в поясах силового шпангоута



Р и с.9. Главные напряжения в стенке силового шпангоута



Р и с.10. Модификация расчетной модели шпангоута в месте излома: 1, 2 — дополнительные стержни

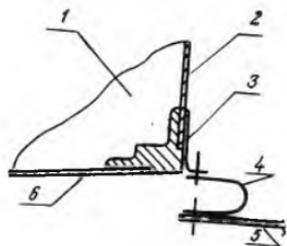
Анализ показал, что несилловая зашивка, работая совместно с центропланом, испытывает разрушающие деформации, так как находится в зоне больших строительных высот, чем пояс лонжерона и соединена с силовым шпангоутом.

Смягчить эффект концентрации деформаций можно конструктивным путем, увеличив податливость зашивки в вертикальном направлении, например, как показано на рис. II.

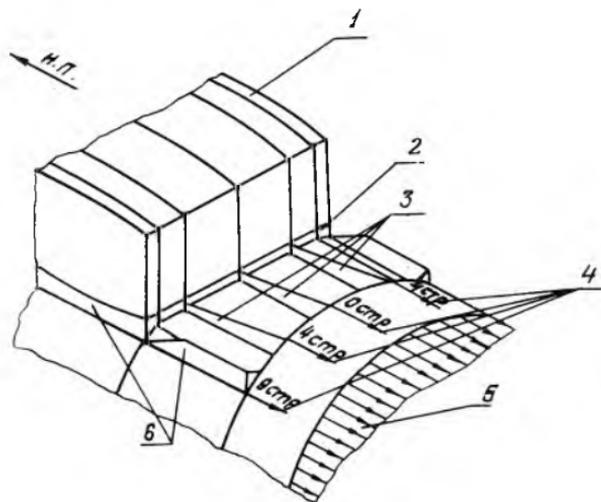
Рассмотрим зону взаимодействия крыла с фюзеляжем в продольном направлении. Стык крыла с фюзеляжем осуществлен с помощью трех продольных и двух бортовых балок (рис.12).

Верхние пояса бортовых балок сразу же за силовым шпангоутом, в зоне больших деформаций, разрезаны. Взаимодействие крыла с фюзеляжем осложняется тем, что крыло находится в зоне максимальных растягивающих усилий от общего изгиба фюзеляжа. При этом значительная часть продольных сил с обшивки фюзеляжа передается на центроплан крыла. Характер этого взаимодействия и величины сил определяются как конструктивным решением стыка, так и соотношением жесткостей системы: фюзеляж - стыковые элементы - крыло.

Сложность учета этих факторов при проектировании привела к ряду недостатков в конструкции стыка, выявленных при анализе.

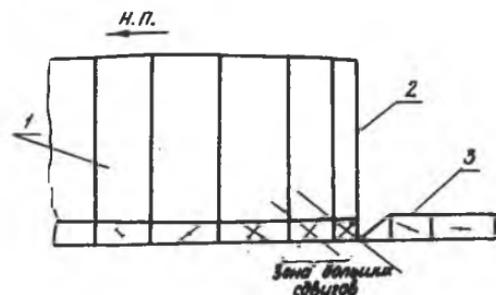


Р и с. 11. Вариант модификации несилевой зашивки: 1-центроплан; 2-стенка лонжерона; 3-пояс лонжерона; 4-несиловая зашивка; 5-гермопанель; 6-нижняя панель центроплана



Р и с. 12. Конструктивная схема стыка крыла с фюзеляжем по заднему лонжерону и передача усилий с фюзеляжа на центроплан: 1-центроплан; 2-несиловая зашивка; 3-продольные балки; 4-нормальные усилия в обшивке балок; 5-нормальные усилия в обшивке фюзеляжа при изгибе; 6-бортовая балка

Во-первых, разрез верхних поясов бортовых балок обусловил передачу растягивающих сил с них на центроплан не напрямую, а двумя путями: сдвигом гермопанелей фюзеляжа на продольные балки и далее на центроплан и большим сдвигом стенок бортовых балок под центропланом (рис.13).



Р и с.13. Главные напряжения в бортовой балке: 1—центроплан; 2—задний лонжерон; 3—бортовая балка

Растягивающиеся продолжения поясов балок, они в случае A^I уменьшаются в I_6 и I_8 раз соответственно.

Объяснить это можно следующим. Соотношение сил от общего изгиба крыла и сил от изгиба фюзеляжа, растягивающих нижнюю панель центроплана, таково, что под влиянием эффекта Пуассона стержневые элементы панели имеют незначительные деформации (рис.14).

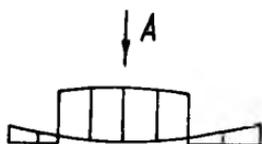
Отсюда следует, что силы от изгиба фюзеляжа уравниваются только нижней обшивкой центроплана. При этом происходит резкое включение панелей в работу через первые же элементы крепежа поясов продольных балок к панелям, что может вызвать разрушение крепежа.

Кроме отмеченных недостатков данная конструкция стыка образует сложную линию герметизации верхней части фюзеляжа. Линия герметизации с цилиндрической части фюзеляжа по зашивке шпангоута переходит на плоскую гермопанель, и, далее, через несилую зашивку на нижнюю панель центроплана (рис.15).

Существенно улучшить работу стыка позволит силовая схема, в которой связь крыла с фюзеляжем в продольном направлении осуществляется гермопанелью, показанной на рис.16.

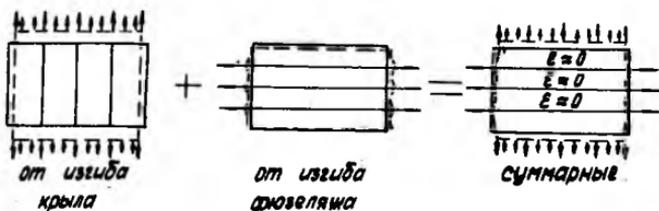
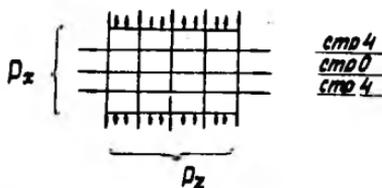
Для прямой передачи сил пояса бортовых балок должны быть сплошными и иметь достаточно большую жесткость.

Во-вторых, расчеты показали, что к центроплану со стороны хвостовой части фюзеляжа по верхним поясам продольных балок (продолжение стрингеров 0 и 4) подходят большие сосредоточенные силы (см. рис.12). Эти силы быстро уменьшаются и на расстоянии 150 мм от стенки заднего лонжерона, в стержнях, являющихся

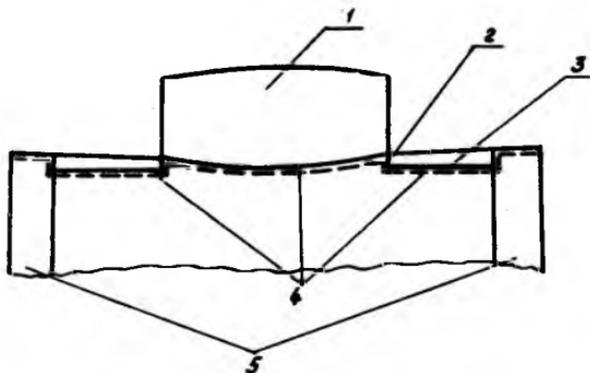


$\frac{D_{x1}}{D_{x2}}$ $\frac{D_{x2}}{D_{x3}}$ $\frac{D_{x3}}{D_{x4}}$

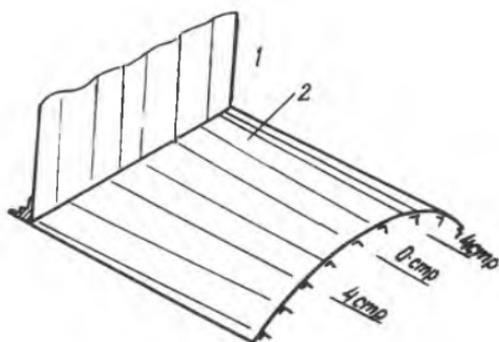
Вид А



Р и с.14. Схема деформаций нижней панели центроплана



Р и с.15. Линия герметизации: 1-центроплан; 2-несиловая заливка; 3-гермопанель; 4-линия герметизации; 5-цилиндрическая часть фюзеляжа



Р и с. 16. Модификация гермопанели:
1-задний лонжерон центроплана; 2-гермопанель

- высокоплана с выявлением их взаимодействия в единой модели.

Достоверность расчетов подтверждена результатами стендовых испытаний, в которых обнаружены все места с концентрациями усилий, напряжений и деформаций, отмеченные в анализе. Были выработаны и проверены на конечноэлементной модели рекомендации по модификации этих мест. Большинство модификаций реализовано в конструкции.

Л и т е р а т у р а

1. Комаров В.А., Пересыпкин В.П. Комплекс программ расчета авиационных конструкций ПРАСАК.-В сб.: Автоматизация проектирования авиационных конструкций. Куйбышев, КуАИ, 1979, с. 3-18.

2. Расчет на прочность конструкций летательных аппаратов с использованием метода конечных элементов. Библиографический список. ЦАГИ, ОНТИ, 1970.

За счет усложнения формы панели обеспечивается:

1) простота конструкции стыка без продольных балок по 0 и 4 стрингерам;

2) отсутствие несилевой зашивки;

3) отсутствие больших сосредоточенных сил по направлению оси X , подводимых продольными балками на нижнюю панель центроплана.

В статье приведен анализ работы элементов стыка крыла с фюзеляжем самолета-