

Учёт влияния рядовых нервюр при оценке прочности обшивки крыла

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»

Приведен алгоритм для оценки прочности обшивки крыла с учётом влияния изгиба рядовых нервюр. Предложен закон распределения нагрузки вдоль нервюры для использования при практических расчётах. Предусмотрена возможность оценки прочности, если обшивка потеряла устойчивость от сдвига и работает как диагонально растянутое поле. Рассмотренный пример расчёта свидетельствует о том, что при учёте влияния изгиба рядовых нервюр в обшивке появляется дополнительный небольшой избыток прочности. Алгоритм основан на методике расчёта крыла, используемой в учебном процессе.

Ключевые слова: прочность, крыло, обшивка, нервюра, стрингер.

Рядовые нервюры крыла обеспечивают главным образом аэродинамическую форму профиля крыла. Являясь поперечным силовым набором, они передают нагрузку с обшивки на лонжероны. При этом сами нервюры работают на изгиб. В теории тонкостенного стержня напряжения σ_x в обшивке не учитываются. Однако обшивка (точнее присоединённая обшивка) входит в состав поясов нервюр. При изгибе рядовой нервюры в её поясах появляются нормальные напряжения. Значит, при деформировании нервюры в обшивке появляются напряжения σ_x , направленные вдоль хорды крыла.

Общие соображения по методике расчёта рядовых нервюр приведены в учебнике [1]. Однако в нём отсутствует четкий алгоритм расчёта, например, приведен рисунок изменения воздушной нагрузки вдоль хорды крыла, но отсутствуют уравнения, задающие закон изменения этой нагрузки. При работе обшивки после потери ею устойчивости от сдвига и возникновения в ней диагонально растянутого поля появляются дополнительные напряжения сжатия поясов рядовой нервюры [2]. Суммарные напряжения в поясах нервюры (в обшивке – напряжения σ_x) оказываются существенными, что заметно влияет на прочность обшивки.

Целью данной статьи является разработка уточнённой методики для оценки прочности обшивки. При этом учитываем влияние рядовых нервюр при изгибе их внешней нагрузкой и при дополнительном сжатии поясов нервюр от воздействия диагональных волн растяжения (если таковые имеются). Предполагается также получить вариант уравнений, задающих закон распределения вдоль хорды воздушной и массовой погонных нагрузок, которые нагружают рядовую нервюру. Приведенная ниже методика оценки прочности обшивки использована в дипломном проекте, посвященном расчету на прочность самолета типа Ан – 148.

Рассмотрим алгоритм оценки прочности в расчётном сечении крыла на участке между стрингерами. В обшивке возникают нормальные и касательные напряжения σ_{zmc} и $\tau = q/\delta$, полученные по теории тонкостенного стержня, где q , δ – поток касательных усилий и толщина обшивки. Вследствие изгиба рядовых нервюр в обшивке появляются также нормальные напряжения $\sigma_{x нер}$.

Если обшивка потеряла устойчивость от сдвига ($\tau > \tau_{кр}$) и работает как диагонально растянутое поле растяжения, то в ней возникают дополнительные растя-

гивающие нормальные напряжения [2, 3], которые в координатной системе XZ определяем по формулам

$$\sigma_x \partial p = (\tau - \tau_{кр}) \operatorname{tg} \alpha, \quad \sigma_z \partial p = (\tau - \tau_{кр}) \operatorname{ctg} \alpha, \quad (1)$$

где α – угол наклона диагональных волн. Для реальных конструкций $\alpha = 35 \dots 40^\circ$.

Условие прочности, соответствующее критерию энергии формоизменения, имеет вид

$$\sigma_0 \leq \sigma_p, \quad (2)$$

где σ_p – расчётное (допускаемое) напряжение,

$$y_0 = \sqrt{(y_{хнер} + y_{хдр})^2 + (y_{zmc} + y_{zдр})^2 - (y_{хнер} + y_{хдр})(y_{zmc} + y_{zдр}) + 3\phi_{кр}^2}, \quad (3)$$

если $\tau > \tau_{кр}$ и

$$y_0 = \sqrt{y_{хнер}^2 + y_{zmc}^2 - y_{хнер} y_{zmc} + 3\phi^2} \quad (4)$$

при $\tau \leq \tau_{кр}$.

Вначале был выполнен расчёт поперечного сечения крыла самолёта Ан – 148 по теории тонкостенного стержня согласно алгоритму, изложенному в учебном пособии [3]. Расчёт крыла проведен при эксплуатационных нагрузках в сечении, расположенном на расстоянии, равном 10% от полуразмаха крыла и отсчитываемом от оси фюзеляжа. В работе рассматривался расчётный случай А. Материал обшивки, продольных элементов и нервюр – дюраль Д16Т. Влияние рядовых нервюр на напряженное состояние в обшивке не учитывалось. Параметр σ_p получен из условия работы на длительную прочность. Результаты расчета занесены во второй, третий, восьмой и девятый столбцы табл. 1. Каждая строка таблицы соответствует одному участку обшивки, расположенному между стрингерами в межлонжеронной части крыла. Величины σ_{zH} и σ_{zK} – напряжения в обшивке, присоединяемой к n - му и $n+1$ -му продольным элементам.

Таблица 1

Оценка прочности обшивки без учёта влияния изгиба рядовых нервюр

n	q_n	τ	$\tau_{кр}$	$\sigma_{zкр}$	$\sigma_x \partial p$	$\sigma_z \partial p$	σ_{zH}	σ_{zK}	σ_{oH}	σ_{oK}
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
1	-59.28	-14,82	6,14	110,6	6,78	11,11	-268,2	-268.7	-260,7	-261.3
2	-27.39	-6,85	–	110,9	0	0	-268.7	-267.8	-269.0	-268.0
3	4.82	1,13	–	110,9	0	0	-267.8	-266.2	-267.8	-266.2
4	36.23	9,06	3,79	110,8	4,11	6,74	-266.2	-263.7	-259.5	-259.1
5	67.69	16,92	7,16	111,0	7,62	12,49	-263.7	-261.4	-255.4	-253.1
6	98.78	24,69	10,71	112,0	10,92	17,89	-261.4	-255.3	-249.8	-243.8
7	129.4	32,35	14,18	110,4	14,19	23,25	-255.3	-248.4	-240.7	-233.9
8	159.4	39,85	18,27	110,3	16,85	27,62	-248.4	-232.6	-231.8	-216.2
9	188.2	47,05	22,84	109,9	18,90	30,99	-232.6	-220.0	-215.4	-203.0
10	214,4	53,60	27,90	109,3	20,10	32,90	-220.0	-200.0	-203.7	-184.4
n	q_n	τ	$\tau_{кр}$	$\sigma_{zкр}$	$\sigma_x \partial p$	$\sigma_z \partial p$	σ_{zH}	σ_{zK}	σ_{oH}	σ_{oK}
12	198.2	56,62	–		0	0	112,0	127.4	148.9	160.8

Окончание табл. 1

13	175.5	50,14	–		0	0	127.4	140.8	154.2	165.4
14	150.5	43,00	–		0	0	140.8	150.7	159.3	168.1
15	124.0	35,43	–		0	0	150.7	159.5	162.7	170.9
16	95.97	27,42	–		0	0	159.5	168.3	166.4	174.9
17	66.58	19,00	–		0	0	168.3	173.7	171.5	176.8
18	36.37	10,39	–		0	0	173.7	176.7	174.6	177.6
19	5.74	1,64	–		0	0	176.7	176.2	176.7	176.2
20	-24.62	-7,03	–		0	0	176.2	170.3	176.7	170.8
21	-53.90	-15,40	–		0	0	170.3	158.0	172.4	160.2

Примечания к таблице 1:

1. Размерность потоков касательных усилий – $кН/м$, напряжений – $МПа$.
2. Нумерация участков обшивки проводится по часовой стрелке, начиная с участка, расположенного после верхнего пояса переднего лонжерона.
3. Участки с номерами 1 – 10 соответствуют сжатой зоне, с номерами 12 – 21 соответствуют растянутой зоне.

Критические напряжения в обшивке при воздействии только сжатия или только сдвига определяют по формулам

$$y_{кpo} = \frac{3,6E}{(b/d)^2}; \quad \phi_{кpo} = \frac{kE}{(b/d)^2}, \quad (5)$$

коэффициент k , учитывающий условия опирания на контуре, – по формуле

$$k = 4,83 + 3,62\lambda^2, \quad (6)$$

где $E = 0,71 \cdot 10^5$ – модуль упругости;

$a = 0,22$ м – расстояние между нервюрами;

$b = 0,192$ м – расстояние между стрингерами в сжатой и растянутой зонах;

$$\lambda = b/a \quad (\lambda \leq 1).$$

Используя формулы (5), (6), получим в сжатой зоне при $\delta = 4$ мм:

$$k = 7,59; \quad \sigma_{кpo} = 110,9 \text{ МПа}; \quad \tau_{кpo} = 233,8 \text{ МПа},$$

в растянутой зоне при $\delta = 3,5$ мм –

$$k = 7,59; \quad \sigma_{кpo} = 84,9 \text{ МПа}; \quad \tau_{кpo} = 179,0 \text{ МПа}.$$

Используя методику определения критических напряжений при совместном действии сжатия и сдвига [2, 4], находим значения напряжений $\tau_{кp}$ и σ_z в обшивке сжатой и растянутой зон крыла (четвёртый и пятый столбцы в табл. 1). Оказывается, что в растянутой зоне и на втором и третьем участках сжатой зоны обшивка не теряет устойчивость от сдвига. Поэтому диагонально растянутое поле на указанных участках не возникает. Для углов наклона диагональных волн на остальных участках принято среднее значение $\alpha = 38^\circ$.

Переходим к задаче определения напряженного состояния в нервюре. Рассмотрим участок крыла самолёта, ограниченный сечениями $Z = Z_1 = Z_{pc} - a/2$ и $Z = Z_2 = Z_{pc} + a/2$, где a – расстояние между нервюрами, Z_{pc} – координата расчётного сечения, в плоскости которого расположена рядовая нервюра. На участок воздействует распределённая нагрузка p с размерностью давления, равная сумме воздушной нагрузки и массовой нагрузки от веса крыла и от веса топлива.

Нервюра нагружена погонной нагрузкой $q_{нер} = \rho \cdot a$, равнодействующая которой равна приращению поперечной силы $\Delta Q = Q(z_2) - Q(z_1)$.

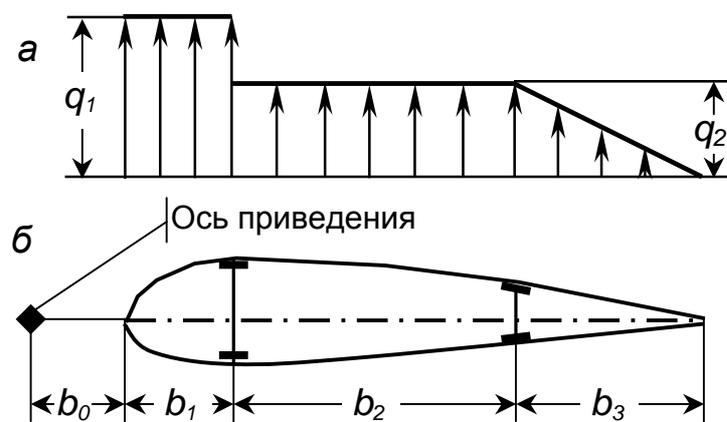


Рис. 1. Нагрузка на нервюру

Распределение силы ΔQ по хорде крыла, т.е. эпюру погонных усилий $q_{нер}$, принимаем в виде, показанном на рис. 1,а, где q_1 и q_2 – параметры.

Для определения этих параметров необходимо составить два уравнения. Первое – площадь эпюры равна ΔQ . Второе – приращение приведенного момента $\Delta M_{пр} = M_{пр}(z_2) - M_{пр}(z_1)$ равно моменту относительно оси приведения (рис. 1,б) от нагрузок, показанных на рис. 1,а.

Величины ΔQ и $\Delta M_{пр}$ можно выразить также через суммарную погонную нагрузку q и погонный момент $m_{пр}$ в расчётном сечении по формулам

$$\Delta Q = qa, \quad \Delta M_{пр} = m_{пр} a. \quad (7)$$

Величины Q , $M_{пр}$, q и $m_{пр}$ следует брать из эпюр или таблиц в проведенном ранее расчёте нагрузок на крыло. Таким образом, алгебраические уравнения (7) являются условиями эквивалентности распределённой нагрузки $q_{нер}$ (рис. 1,а) равнодействующим ΔQ и $\Delta M_{пр}$ и имеют вид

$$q_1 b_1 + q_2 b_2 + q_2 b_3 / 2 = \Delta Q;$$

$$q_1 b_1 (b_0 + b_1 / 2) + q_2 b_2 (b_0 + b_1 + b_2 / 2) + q_2 b_3 (b_0 + b_1 + b_2 + b_3 / 3) / 2 = \Delta M_{пр}.$$

Решением этой системы является

$$q_1 = (\Delta Q - q_2 (b_2 + b_3 / 2)) / b_1; \quad q_2 = (\Delta M_{пр} - (b_0 + b_1 / 2) \Delta Q) / c, \quad (8)$$

где $c = b_2 (b_1 + b_2) / 2 + b_3 (b_1 + 2b_2 + 2b_3 / 3) / 4$.

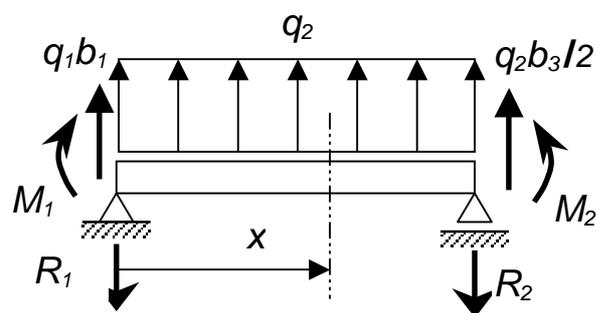


Рис. 2. Расчётная схема нервюры

Считаем, что нервюра свободно опирается на лонжероны. Тогда для неё принимаем расчётную схему: балка на двух опорах (рис. 2). Балка нагружена распределённой нагрузкой q_2 , а также силами и моментами, которые приходят на балку со стороны консольных участков. Для моментов имеем формулы

$$M_1 = q_1 b_1^2 / 2, \quad M_2 = q_2 b_3^2 / 6. \quad (9)$$

Для реакций R_1 и R_2 в опорах балки получим выражения

$$R_1 = (M_1 - M_2 + q_1 b_1 b_2 + q_2 b_2 b_2 / 2) / b_2; \quad R_2 = \Delta Q - R_1. \quad (10)$$

Уравнение для изгибающего момента в расчётном сечении имеют вид

$$M_z = M_1 + (q_1 b_1 - R_1) x + q_2 x^2 / 2. \quad (11)$$

В качестве рядовой нервюры выступает обычно гнутый профиль, изготовленный из листа толщиной $0,6 \leq \delta_{нерв} \leq 2$ мм. В местах пересечения со стрингером гнутый профиль обычно имеет вырезы под стрингеры. Поэтому считаем, что гнутый профиль не воспринимает осевую нагрузку. Тогда в качестве поясов нервюры выступает обшивка шириной $2d_{верх}$ в сжатой зоне и шириной $2d_{нижн}$ в растянутой зоне.

Если в сжатой зоне обшивка теряет устойчивость при совместном действии сжатия и сдвига и в ней возникают диагональные волны растяжения, то ширину обшивки, присоединяемой к сжатому поясу, определяют, согласно методике Куна [2] по формулам

$$2d_{верх} = 0,5a(1 - K_{др}); \quad K_{др} = th(0,5lg(\tau/\tau_{кр})), \quad (12)$$

где τ , $\tau_{кр}$ – действующее в обшивке касательное напряжение и критическое касательное напряжения; a – расстояние между нервюрами.

Если обшивка в сжатой зоне не теряет устойчивость от сдвига, то в формулах (12) достаточно положить $K_{др} = 0$. В растянутой зоне $2d_{нижн} = a$. На рис. 3 показано типичное поперечное сечение рядовой нервюры, где через $y_в$ и $y_н$ обозначены координаты центров тяжести поперечных сечений поясов нервюры:

$$y_в = y_{верх} + e_{верх}; \quad y_н = -|y_{нижн}| - e_{нижн}. \quad (13)$$

В формулах (13) принято:

$y_{верх}$, $y_{нижн}$ – координаты центров тяжести сечений стрингеров с присоединенной обшивкой в координатной системе y^*z , которые вводились в ЭВМ при проведении проверочного расчёта;

$e_{верх}$, $e_{нижн}$ – расстояния от центров тяжести сечений стрингеров с присоединенной обшивкой до центров тяжести сечений поясов нервюр с присоединенной обшивкой (последние лежат в срединной поверхности обшивки).

Переходим к определению характеристик поперечного сечения нервюры. Вертикальная координата центра тяжести поперечного сечения нервюры

$$y_{цт} = (2d_{верх} \delta_{верх} y_в + a \delta_{нижн} y_н) / (2d_{верх} \delta_{верх} + a \delta_{нижн}). \quad (14)$$

Вертикальные координаты центров тяжести поперечных сечений поясов в главных центральных осях (на рис.3 оси y, z):

$$y_{вл} = y_в - y_{цт}, \quad y_{нп} = y_н - y_{цт}. \quad (15)$$

Момент инерции относительно центральной горизонтальной оси

$$I_z = 2d_{верх} \delta_{верх} y_{вл}^2 + a \delta_{нижн} y_{нп}^2. \quad (16)$$

Нормальные напряжения в сжатом поясе и в растянутом поясе можно найти по формулам

$$\sigma_x = -\frac{M_z}{I_z} y_{вл}; \quad \sigma_x = -\frac{M_z}{I_z} y_{нп}. \quad (17)$$

Последовательность вычислений

1. Выпишем из расчётно-пояснительной записки к дипломному проекту следующие данные:

расстояние между нервюрами $a = 0,22$ м; хорда крыла: $b = 4,14$ м;

размеры на рис. 1: $b_0 = 0,17 \text{ м}$; $b_1 = 0,827 \text{ м}$; $b_2 = 1,863 \text{ м}$; $b_3 = 1,45 \text{ м}$;
толщины обшивки и данные о расположении стрингеров относительно обшивки:
 $\delta_{\text{верх}} = 4 \text{ мм}$; $\delta_{\text{нижн}} = 3,5 \text{ мм}$; $e_{\text{верх}} = 0,0149 \text{ м}$; $e_{\text{нижн}} = 0,0202 \text{ м}$;

$$\Delta Q = 6450 \text{ Н}; \quad \Delta M_{\text{пр}} = 8130 \text{ Нм};$$

2. Найдем величины, определяемые по формулам (8) – (10):

$$q_1 = 476,5 \text{ Н/м}; \quad q_2 = 969,5 \text{ Н/м}; \quad M_1 = 1629 \text{ Нм}; \quad M_2 = 339,7 \text{ Нм};$$

$$R_1 = 5536 \text{ Н}; \quad R_2 = 914 \text{ Н}.$$

3. Вычислим по формуле (11) значения изгибающего момента M_z в ряде точек и занесем эти данные в табл. 2.

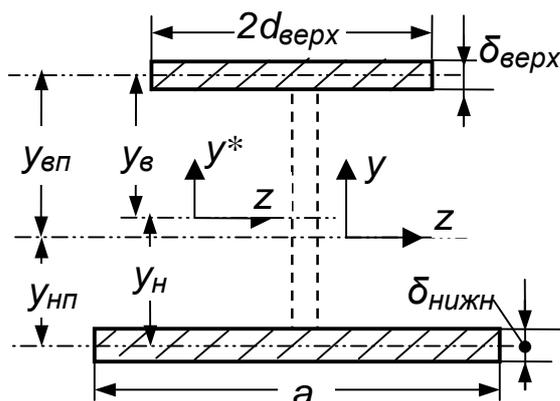


Рис. 3. Поперечное сечение рядовой нервюры

4. Вычислим и запишем в табл. 2 значения $\tau/\tau_{кр}$, затем вычислим по формулам (12) и запишем в табл. 2 коэффициент диагонального поля растяжения $K_{\partial p}$ и значения ширины присоединённой обшивки $2d_{\text{верх}}$.

5. Запишем в табл. 2 координаты $U_{\text{верх}}$, $U_{\text{нижн}}$ для ряда поперечных сечений рядовой нервюры и найдём для этих сечений координаты $y_в$ и $y_н$ по формулам (13).

6. Вычислим по формуле (14) координаты $U_{цт}$ во всех рассматриваемых поперечных сечениях рядовой нервюры.

7. Вычислим по формулам (15) и занесём в табл. 2 координаты $U_{вп}$ и $U_{нр}$ для расчётных сечений в поясах нервюры.

8. Найдём по формуле (16) моменты инерции I_z для рассматриваемых поперечных сечений нервюры.

9. Вычислим по формулам (17) напряжения в поясах нервюры

10. Найдём по формулам (3) и (4) эквивалентные напряжения σ_0 во всех рассматриваемых поперечных сечениях поясов и занесем эти данные в табл. 2.

Таблица 2

Напряженное состояние в поясах рядовой нервюры
(напряжения σ_x в обшивке)

x/b	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,65
$M_z, \text{ Нм}$	1628	1052	640,5	395,6	316,7	339,6
$U_{цт}, \text{ м}$	0,0218	0,0051	0,145	0,0171	0,0213	0,0220
$I_z, \text{ м}^4$	$5,34 \times 10^{-5}$	$5,45 \times 10^{-5}$	$5,34 \times 10^{-5}$	$4,38 \times 10^{-5}$	$3,20 \times 10^{-5}$	$2,44 \times 10^{-5}$
в сжатой зоне крыла						
x/b	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,65
$\tau/\tau_{кр}$	2,33	–	2,36	2,28	2,06	1,92
$K_{\partial p}$	0,182	0,188	0,184	0,177	0,156	0,147
$2d, \text{ м}$	0,090	0,083	0,090	0,091	0,093	0,094

Окончание табл. 1

$U_{\text{верх}}, \text{м}$	0,325	0,329	0,317	0,288	0,247	0,216
$U_{\text{вп}}, \text{м}$	0,318	0,339	0,318	0,286	0,241	0,209
$\sigma_x, \text{МПа}$	- 9,69	- 6,53	- 3,81	- 2,58	- 2,37	- 2,34
$\sigma_0, \text{МПа}$	- 255,9	- 264,6	- 253,4	- 239,2	- 214,2	- 202,1
в растянутой зоне крыла						
$2d, \text{м}$	0,22	0,22	0,22	0,22	0,22	0,22
$U_{\text{нижн}}, \text{м}$	- 0,107	- 0,121	- 0,114	- 0,098	- 0,075	- 0,060
$U_{\text{нп}}, \text{м}$	- 0,1488	- 0,1461	- 0,1485	- 0,1351	- 0,1163	- 0,1020
$\sigma_x, \text{МПа}$	4,53	2,81	1,78	1,22	1,13	1,42
$\sigma_0, \text{МПа}$	158,1	175,3	174,3	168,6	159,2	148,3

Выводы

1. Приведен алгоритм для оценки прочности обшивки крыла с учётом влияния изгиба рядовых нервюр. Учтено также влияние диагонального поля растяжения, которое появляется после потери обшивкой устойчивости при совместном действии сжатия и сдвига
2. Предложен закон распределения нагрузки на рядовую нервюру. При этом предполагается, что для крыла имеются эпюры поперечной силы, изгибающего и приведенного моментов. В существующих документах нагрузка на рядовые нервюры не нормируется.
3. Из рассмотренного примера следует, что условия (2) выполняются с небольшим запасом для обшивки в растянутой зоне и для обшивки в сжатой зоне крыла, если диагональное поле растяжения выражено слабо. Численные расчёты проведены для сечения крыла, в котором имеется топливный бак. Если в сечении массовая нагрузка на рядовую нервюру от топлива отсутствует, то в этом случае коэффициент избытка прочности увеличивается.
4. Алгоритм привязан к методике расчёта крыла на прочность, используемой в учебном процессе университета.

Список литературы

1. Стригунов В.М. Расчет самолета на прочность: учебник для авиационных вузов / В.М. Стригунов. – М.: Машиностроение, 1984. – 376 с.
2. Кун П. Расчет на прочность оболочек в самолетостроении / П. Кун. – М.: Оборонгиз, 1961. – 306 с.
3. Евсеев Л.А. Расчет на прочность крыла большого удлинения: учеб. пособие / Л.А. Евсеев. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1985. – 106 с.
4. Вольмир А.С. Устойчивость деформируемых систем / А.С. Вольмир. – М.: Наука, 1967. – 984 с.

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. П. А. Фомичев, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.

Поступила в редакцию 23.03.10

Урахування впливу рядових нервюр при оцінюванні міцності обшивки крила

Наведено алгоритм для оцінювання міцності обшивки крила з урахуванням впливу згину рядових нервюр. Запропоновано закон розподілу навантаження уздовж нервюри для використання в практичних розрахунках. Передбачено також можливість оцінювання міцності, якщо обшивка втратила стійкість від зсуву та працює як діагонально розтягнуте поле. Розглянутий приклад розрахунку свідчить, що при урахуванні впливу згину рядових нервюр в обшивці виникає додатковий невеликий надлишок міцності. Алгоритм оснований на методиці розрахунку крила, що використовується в навчальному процесі.

Ключові слова: міцність, крило, обшивка, нервюра, стрингер.

Account of influence of normal ribs upon estimation of strength for wing's skin

In this article, the algorithm for the skin's strength estimation with account of influence of normal ribs bending is considered. The distribution law of load proposed for using in practical accounts. The possibility of strength estimation is also foreside, if the skin has collapsed stability from influence of the displacement and works as a diagonal tension field. The example of calculation testify that when the influence bending of the normal rib's take place in the skin, then additional small abundance of strength is appeared. This algorithm based on the method of wing's analysis using in training.

Keywords: strength, wing, skin, rib, stringer.