

УДК: 629.7.018.

## ПОВЫШЕНИЕ ЭКВИВАЛЕНТНОСТИ РЕАЛИЗАЦИИ ПРОГРАММЫ НАТУРНЫХ ИСПЫТАНИЙ САМОЛЕТА С УЧЕТОМ ВЛИЯНИЯ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМЫ НАГРУЖЕНИЯ

© 2012 Е. Н. Куликов

Сибирский Научно-исследовательский Институт им. С.А. Чаплыгина, г. Новосибирск

Выделены основные параметры современных систем нагружения при ресурсных испытаниях натуральных конструкций самолетов, определяющие погрешности реализации программ нагружения. Проведено моделирование работы системы нагружения стенда при испытаниях. Показана возможность подбора геометрических параметров нагружающих систем с целью компенсации погрешности, вносимой различными факторами при воспроизведении нагрузок спектра нагружения. Впервые такое моделирование и осознанный подход к подбору углов установки нагружающих устройств был применен на стенде ресурсных сертификационных испытаний самолета SuperJet-100 при создании системы нагружения крыла.

*Ресурсные испытания, усталостная прочность, натурные конструкции, система нагружения, эквивалент.*

Качество проведения усталостных испытаний натуральных конструкций самолетов определяется точностью воспроизведения и интерпретации программы нагружения и точностью представления результатов измерений, проведенных при испытаниях.

На точность воспроизведения силовых факторов в конструкции самолета при прочностных испытаниях влияют:

- отклонение линии действия силы от нормали  $n$  к нейтральной плоскости крыла;
- смещение точки приложения силы от нейтрального слоя крыла;
- трение в шарнирных и болтовых соединениях рычажной системы.

Заранее смоделировав работу стенда при испытаниях, можно так подобрать геометрические параметры нагружающих систем, чтобы компенсировать погрешность, вносимую другими факторами при воспроизведении нагрузок в спектре нагружения. Такое моделирование и осознанный подход к подбору углов установки нагружающих устройств был применен на стенде ресурсных сертификационных испытаний самолета SuperJet-100 при создании системы нагружения крыла (рис. 1). Надо сказать, что такую концепцию удалось реализовать лишь благодаря созданию современной системы одностороннего сервогидравлического нагружения с «независимым» цифровым управлением и использованием

разработанной в СибНИА системы автоматической обработки экспериментальных данных в режиме реального времени.

1. Влияние геометрии приложения сил на точность нагружения

Система нагружения крыла самолета SuperJet-100 включает силовозбудители двустороннего действия, расположенные между силовым полом и нижней поверхностью крыла.

При отклонении линии действия силы силовозбудителя от нормали  $n$  к нейтральной плоскости крыла, нагрузка на крыло, соответствующая полетной, определяется по формуле:

$$P_n = P_d \times \cos f, \quad (1)$$

где  $P_d$  — нагрузка передаваемая на крыло гидроцилиндром;

$f = (b - a)$  — угол отклонения (рис. 2).



Рис. 1. Система нагружения крыла самолета SuperJet-100

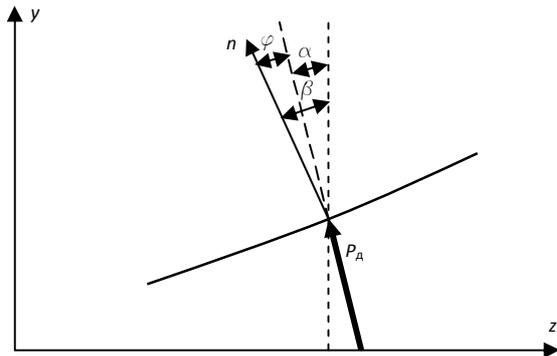


Рис. 2. Отклонение вектора силы от нормали к поверхности крыла

Угол отклонения силы  $P_d$  от вертикали определяется через координаты точки крепления  $(z_0, y_0)$  к силовому полу и точки крепления уха штока гидроцилиндра к нижнему рычагу рычажной системы  $(z_1, y_1)$ :

$$a = \arctg \frac{z_0 - z_1}{y_1 - y_0}.$$

Угол нормали к плоскости крыла определяется через функцию прогиба крыла

$$b = \arctg \frac{dy}{dz} + b_0,$$

где  $b_0$  — угол начального подъема крыла, равный  $5^\circ$ .

Текущие значения координат  $z_1, y_1$  также определяются через функцию прогиба (перемещения точки приложения силы к крылу):

$$z_1 = z_1(0) + \Delta z(P),$$

$$y_1 = y_1(0) + \Delta y(P),$$

где  $z_1(0), y_1(0)$  — координаты точки в ненагруженном состоянии;

$\Delta z(P), \Delta y(P)$  — приращения координат при нагружении крыла нагрузкой  $P$ .

В случае крыла SuperJet-100 имеется 9 каналов нагружения. Координаты точек крепления силовозбудителей на силовом полу и крыле приведены в таблице 1.

Таблица 1 - Координаты точек крепления силовозбудителей на ненагруженном крыле

Канал	На крыле			На силовом полу		
	X	Y от СГ Ф	Z	X	Y от СГ Ф	Z
1	190	30	90	127	15	134
2	177	16	19	105	22	111
3	185	54	12	109	07	115
4	165	25	47	819	0	869
5	176	52	39	846	9	897
6	153	33	71	585	5	626
7	167	49	68	603	1	643
8	137	54	10	318	1	352
9	156	85	11	315	7	350

1	-	90	127	-	-	134
	190		15	193	37	33
	30			43	00	
2	-	-	105	-	-	111
	177	19	22	179	37	54
	16	0		91	00	
3	-	-	109	-	-	115
	185	12	07	188	37	39
	54	5		29	00	
4	-	-	819	-	-	869
	165	47	0	167	37	1
	25	0		44	00	
5	-	-	846	-	-	897
	176	39	9	178	37	0
	52	5		70	00	
6	-	-	585	-	-	626
	153	71	5	155	37	3
	33	0		11	00	
7	-	-	603	-	-	643
	167	68	1	169	37	9
	49	0		27	00	
8	-	-	318	-	-	352
	137	10	1	139	37	7
	54	45		04	00	
9	-	-	315	-	-	350
	156	11	7	158	37	3
	85	50		36	00	

Таким образом, для определения текущего значения координат используются величины  $\Delta z(P), \Delta y(P)$  для данного сегмента нагружения. Значения удлинений штоков всех девяти каналов для сегмента, соответствующего крейсерскому режиму при перегрузке равной 1, приведены в таблице 2. По этим данным определялись прогибы (приращения координат приложения сил)  $\Delta z(1), \Delta y(1), \Delta x(1)$ , также приведенные в таблице 2.

Таблица 2 - Приращения координат (мм) для крейсерского режима при  $n_y = 1$

Канал	Удл. штока	$\Delta y(1)$	$\Delta x(1)$	$\Delta z(1)$
1	545	540,0	10,4	-79,0
2	332	330,0	3,4	-45,9
3	381,5	378,0	5,0	-53,7
4	164	163,0	-0,7	-21,9
5	198	196,0	0,4	-28,3

6	57,5	57,0	-0,3	-8,3
7	77	77,0	-0,1	-11,5
8	4,5	4,0	0,4	-0,8
9	11	11,0	0,0	0,0

Из таблицы видно, что смещения по оси  $x$  незначительны, и их влиянием на изменение направления сил можно пренебречь. На рисунке 3 представлены кривые прогибов  $\Delta y(1)$  крейсерского режима.

Здесь к первому лонжерону относятся каналы 2, 4, 6, 8, ко второму относятся каналы 3, 5, 7, 9.

Функция прогиба  $\Delta y(1)$  аппроксимировалась полиномом 3-ей степени. Соответственно производные, необходимые для вычисления угла  $b$ , имели следующий вид для канала 1:

$$y'(1) = -0,01892 + 8,7 \times 10^{-3}z + 8,355 \times 10^{-5}z^2.$$

Для каналов по первому лонжерону:

$$y'(1) = -0,01533 + 6,424 \times 10^{-3}z + 3,069 \times 10^{-4}z^2.$$

Для каналов по второму лонжерону:

$$y'(1) = -0,008126 + 5,304 \times 10^{-3}z + 3,36 \times 10^{-4}z^2.$$

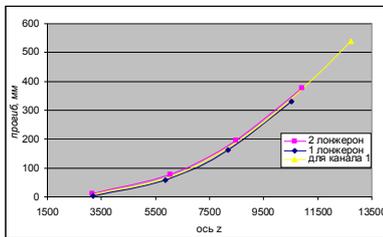


Рис. 3. Прогибы крыла в точках приложения сил

Для вычисления прогибов и смещений координат для других сегментов нагружения (режимов полета) было принято, что их величины линейно зависят от изгибающего момента. Таким образом:

$$\Delta z(P) = k_M \times \Delta z(1),$$

$$\Delta y(P) = k_M \times \Delta y(1),$$

$$y'(P) = k_M \times y'(1),$$

где  $k_M = M(P)/M(1)$  — отношение величины изгибающего момента текущего сегмента к величине изгибающего момента крейсерского режима при единичной перегрузке. Изгибающий момент определяется не по бортовой нервюре, а в сечении на расстоянии 1,2 м от борта, чтобы исключить вклад в момент от шасси на наземных режимах. На наземных режимах

учитывалась постоянная добавка к  $y'$  от воздействия нагрузки стойки шасси  $P_{ш}$ :

$$y' = y' + 1,77 \times 10^{-7}P_{ш}.$$

В таблице 3 приведены углы отклонения  $f$ , полученные для отдельных режимов.

Таблица 3 - Углы отклонения  $f$  линии действия сил от нормали к поверхности крыла

Режим	Пе ре гру зка	Номера каналов нагружения								
		1	2	3	4	5	6	7	8	9
Сни же ние	2,1	6,9	5,1	5,7	3	3,5	1	1,5	-1,5	-1,3
Кре йсер ский	1	-0,5	-1,0	-0,6	-1	-0,7	-1,2	-1,1	-2	-2,1
Сни же ние	-0,1	-7,1	-6,3	-6,2	-4,5	-4,4	-3,2	-3,1	-2,5	-2,9
Наб ор	0,59	-3,2	-3,2	-2,9	-2,5	-2,2	-2,2	-1,9	-2,2	-2,4
Наб ор	1,41	2,7	1,6	2,1	0,7	1,1	-0,3	0,8	-1,8	-1,8
Назе м ный	1	-7,3	-6,5	-6,3	-4,6	-4,4	-3,1	-3,1	-2,4	-2,7
Назе м ный	1,29	-7,4	-6,5	-6,4	-4,6	-4,4	-3,1	-3,1	-2,3	-2,7

Вторым геометрическим фактором, влияющим на точность нагружения, является смещение  $h$  точки приложения силы от нейтрального слоя крыла (рис. 4).

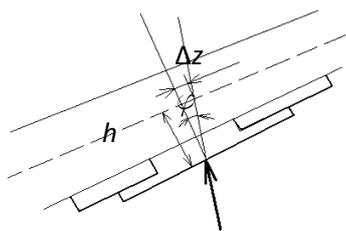


Рис. 4. К влиянию смещения  $h$  на величину изгибающего момента

В таблице 4 приведены значения  $h$  для каналов крыла.

Таблица 4 - Смещения точки приложения силы от нейтрального слоя крыла

Канал	1	2	3	4	5	6	7	8	9
$h$ , мм	27	34	34	38	37	41	41	5	53

Смещение  $h$  приводит к увеличению либо уменьшению (в зависимости от угла  $f$ ) плеча силы на величину  $\Delta z = h \times \sin f$ . Данный фактор оказался определяющим для системы нагружения крыла.

На рисунках 5–9 приведены графики распределения ошибок воспроизведения изгибающего момента по размаху крыла для различных режимов. На этих графиках кривые, обозначенные как «ошибка от cos», показывают вклад от угла отклонения, а кривые, обозначенные как «сумм. ошибка», - суммарный вклад от угла отклонения и смещения  $h$ .

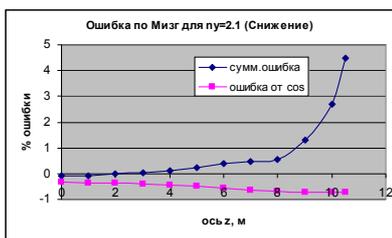


Рис. 5. Ошибка по  $M_{изг}$  для режима «Снижение»,  $n_y = 2,1$

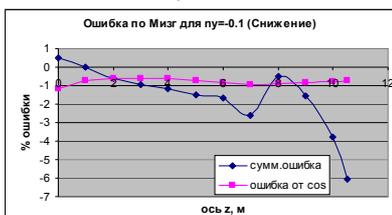


Рис. 6 Ошибка по  $M_{изг}$  для режима «Снижение»,  $n_y = -0,1$

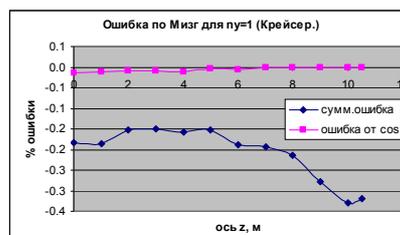


Рис. 7. Ошибка по  $M_{изг}$  для крейсерского режима,  $n_y = 1$

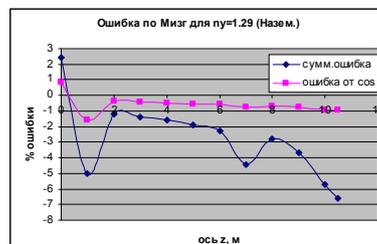


Рис. 8. Ошибка по  $M_{изг}$  для наземного режима,  $n_y = 1,29$

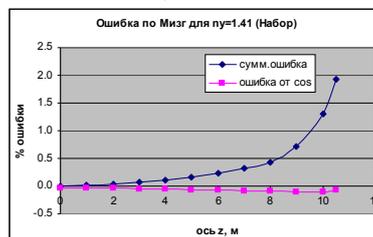


Рис. 9. Ошибка по  $M_{изг}$  для режима «Набор высоты»,  $n_y = 1,41$

Как видно из графиков, наибольшая погрешность имеет место на концевой части крыла. Но и сами значения  $M_{изг}$  здесь невелики. Значения  $M_{изг}$  приведены в таблице 5.

Таблица 5 - Значения  $M_{изг}$  (тс × м) для отдельных режимов

$z$ , м	Снижение $n_y = 2,1$	Снижение $n_y = -0,1$	Крейсер. $n_y = 1$	Назем. $n_y = 1,29$	Набор $n_y = 1,41$
0	165,228	-	70,641	10,368	110,746
1	144,03	-	59,164	4,446	95,065
2	124,853	-	49,678	14,927	81,122
3	98,922	-	38,764	11,193	65,864
4	76,0	-	29	-	50,13

	43	11,298		7,56 3	5
5	55,9 13	- 8,596	20,9 52	- 4,96	36,52
6	38,4 7	- 5,877	14,3 48	3,05 9	24,94 9
7	25,5 53	- 4,526	9,32 4	1,78 4	16,37 2
8	16,6 7	- 4,409	5,59 4	1,00 1	10,33
9	10,1 84	- 4,052	2,87 7	0,51 9	5,87
10	4,96 3	- 2,313	1,21 8	0,20 9	2,687
10,5	2,61 6	- 1,238	0,62 8	0,10 6	1,402

2. Влияние трения в шарнирных и болтовых соединениях рычажной системы на точность нагружения крыла SuperJet-100

Для рычажной системы типа «линейка», которая используется для всех каналов кроме первого, схема сил имеет вид, изображенный на рисунке 10.

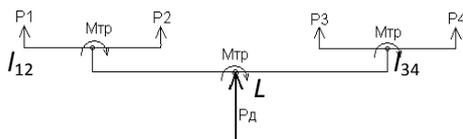


Рис. 10 Моменты сил трения в рычажной системе «линейка»

Здесь  $l_{12}$ ,  $l_{34}$  и  $L$  — длины рычагов,  $P_d$  — нагрузка по динамометру.

Вопросы интерпретации влияния трения в шарнирных и болтовых соединениях рычажной системы рассмотрены в [1].

Направление моментов от сил трения определяется направлением угла поворота фрагмента крыла, или знаком угловой скорости  $\text{sign}\omega$  вращения крыла при выходе на программный экстремум нагружения. Применительно к стенду  $\text{sign}\omega$  равен 1 при подъеме крыла (выходе на верхний

экстремум) и -1 при выходе на нижний экстремум.

Нагрузки  $P_i$ , непосредственно воздействующие на крыло через опорные пяты, определяются по следующим формулам:

$$P_{1,2} = \frac{P_d}{4} \left( 1 + \text{sign}\omega \frac{\eta d_0}{2L} \right) \left( 1 \pm \text{sign}\omega \frac{\eta d_1}{2l_{12}} \right),$$

$$P_{3,4} = \frac{P_d}{4} \left( 1 - \text{sign}\omega \frac{\eta d_0}{2L} \right) \left( 1 \pm \text{sign}\omega \frac{\eta d_1}{2l_{3,4}} \right),$$

где  $\eta$  — коэффициент трения шарового соединения;

$d_0$ ,  $d_1$  — диаметры шарового соединения в рычагах 1-го и 2-го уровней.

Для рычажной системы типа «площадка», которая применена для первого канала, схема сил имеет вид, изображенный на рисунке 11. Определяющими силовую схему здесь являются одно шаровое соединение (в центре) и два болтовых соединения. Для шарового соединения коэффициент трения был принят равным 0,08, для болтового соединения 0,2.

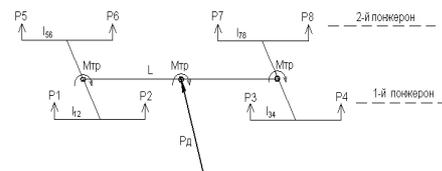


Рис. 11. Моменты сил трения в рычажной системе «площадка»

Нагрузки  $P_i$  воздействующие на крыло через опорные пяты, определяются по следующим формулам:

$$P_{1,2} = \frac{P_d}{8} \left( 1 + \text{sign}\omega \frac{\eta D}{2L} \right) \left( 1 \pm \text{sign}\omega \frac{\eta_6 d_6}{2l_{12}} \right),$$

$$P_{3,4} = \frac{P_d}{8} \left( 1 - \text{sign}\omega \frac{\eta D}{2L} \right) \left( 1 \pm \text{sign}\omega \frac{\eta_6 d_6}{2l_{34}} \right),$$

$$P_{5,6} = \frac{P_d}{8} \left( 1 + \text{sign}\omega \frac{\eta D}{2L} \right) \left( 1 \pm \text{sign}\omega \frac{\eta_6 d_6}{2l_{56}} \right),$$

$$P_{7,8} = \frac{P_d}{8} \left( 1 - \text{sign}\omega \frac{\eta D}{2L} \right) \left( 1 \pm \text{sign}\omega \frac{\eta_6 d_6}{2l_{78}} \right),$$

где  $\eta_6$  — коэффициент трения болтового соединения,  $D$ ,  $d_6$  — диаметры шарового и болтовых соединений.

На рисунке 12 приведены погрешности по  $M_{изг}$  для 5 режимов.

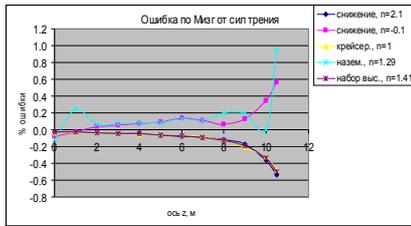


Рис. 12. Распределение ошибки по  $M_{изг}$  обусловленной силами трения для отдельных режимов полета

При моделировании учитывалось то, что в отличие от статических испытаний при испытаниях ресурсных происходит компенсация ошибки с точки зрения вносимой повреждаемости, из-за того, что знак ошибки различен в верхнем и нижнем экстремуме цикла.

Геометрические параметры выбирались таким образом, чтобы снизить влияние трения в шарнирах на точность воспроизведения нагрузки в сегментах нагружения, которые вносят наибольшую повреждаемость в конструкцию при испытаниях.

На рисунке 13 приведены погрешности по  $M_{изг}$  для 5 режимов от совместного действия обоих факторов, то есть геометрии приложения сил и трения в соединениях рычажной системы, воплощенные в стенде ресурсных испытаний самолета SuperJet-100.

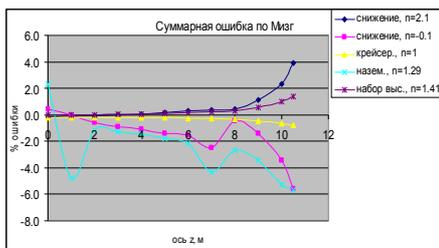


Рис. 13. Суммарные погрешности по  $M_{изг}$

При проведении ресурсных испытаний для оценки их качества по имеющимся записям реализованных нагрузок рассчитывается эквивалент по повреждаемости, представляющий собой отношение повреждаемости, фактически внесенной в конструкцию, к повреждаемости, которая была бы внесена при отсутствии ошибок, вызванных отклонением сил и наличием трения в рычажной системе. Расчет эквивалентов осуществлялся на основе теории линейного

суммирования усталостных повреждений, методом полных циклов [2]. Согласно гипотезе, суммарное повреждение определяется в виде:

$$P = \sum_i n_i (S_i)^m / A ,$$

где  $n_i$  - число циклов нагрузки  $S_i$   $i$ -го уровня,  $m$  и  $A$  - константы кривой усталости, аппроксимируемой степенной функцией:

$$N = A/S^m ,$$

$N$  - число циклов до разрушения.

Здесь под  $S_i$  понимается напряжение в конструкции, определяющее ее усталостные характеристики, либо интегральный силовой фактор.

Значение эквивалентного отнулевого цикла определяется по формулам Одингга [3]:

$$S_p = \begin{cases} \sqrt{S_{max}(S_{max} - S_{min})}, & S_m \geq 0 \\ \sqrt{2(0,6S_{max} - 0,4S_{min})}, & S_m < 0, S_{max} > 0 \\ 0, & S_{max} \leq 0 \end{cases} ,$$

где  $S_{max}$  и  $S_{min}$  - экстремальные значения асимметричных циклов циклограммы нагружения,  $S_m$  - среднее значение цикла.

В рассматриваемом случае параметр  $S$  - это изгибающий момент в предположении, что зависимость между моментом и напряжением линейна.

При реализации полета типа  $D$  значения эквивалента по размаху крыла представлены в таблице 6. На рисунке 14 приведена циклограмма изгибающего момента полета  $D$  в сечении  $z = 2$  м от борта.

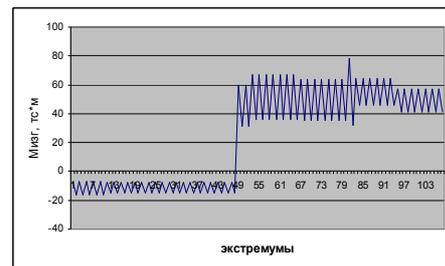


Рис. 14 Циклограмма изгибающего момента полета  $D$  в сечении  $z=2$  м

На рисунке 15 приведены разности между изгибающими моментами, вычисленными с учетом и без учета трения, и отклонения в геометрии приложения сил.

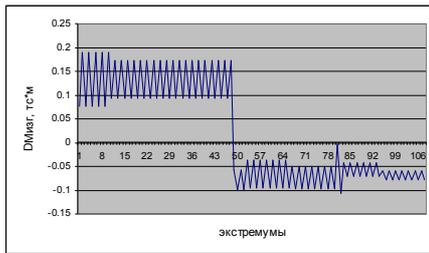
Рис. 15 Разности  $M_{изз}$  для полета  $D$  в сечении  $z = 2$  м

Таблица 6 - Эквиваленты в сечениях крыла

Координата $z$ от борта, м	Эквивалент
0,000	1,0003
1,000	0,9994
2,000	0,9994
3,000	0,9996
4,000	1,0006
5,000	1,0021
6,000	1,0041
7,000	1,0056
8,000	1,0098
9,000	1,0139
10,000	1,0179
10,500	1,0225

Как видно из таблицы 6, при вышеописанном подходе к моделированию нагружения в стенде, несмотря на отклонения сил от нормали и трение в шарнирах рычажной системы, эквивалент в сечениях крыла близок к 1. Это достигается компенсирующим влиянием второго фактора — наличием смещения  $h$  (рис. 4), приводящего к увеличению момента при соответствующем знаке угла отклонения  $f$ .

При ресурсных испытаниях по сравнению со статическими возрастает влияние геометрических параметров и трения в шарнирах на воспроизведение условий испытаний в процессе реализации сложных спектров нагружения вследствие их

возрастающей сложности и большого объема одного повторяющегося блока испытаний.

Это влияние проявляется при расчете эквивалентов по внесенной повреждаемости реализованного спектра к заданному программой испытаний.

Учет взаимовлияния геометрических факторов системы нагружения и возникающих в процессе нагружения моментов от сил трения в шарнирах позволяет уже на этапе проектирования рычажных систем, заранее смоделировав работу стенда при испытаниях, так подобрать геометрические параметры нагружающих систем, чтобы компенсировать погрешность, вносимую другими факторами при воспроизведении нагрузок в спектре нагружения.

Такое моделирование и осознанный подход к подбору углов установки нагружающих устройств был применен на стенде ресурсных сертификационных испытаний самолета SuperJet-100 при создании системы нагружения крыла. Это позволило, несмотря на отклонения сил от нормали и трение в шарнирах рычажной системы, получить эквивалент в сечениях крыла, близкий к 1.

#### Библиографический список

1. Баранов, А.Н. Статические и теплопрочностные испытания летательных аппаратов [Текст] / А.Н. Баранов - Жуковский, Московской обл.: ЦАГИ, 2009.
2. Райхер, В.Л. Усталостная повреждаемость [Текст] / В.Л. Райхер - М.: учеб. пособие – МАТИ, 2006.
3. Стрижиус, В.Е. К расчету эквивалентов программ усталостных испытаний крыльев транспортных самолетов [Текст] / В.Е. Стрижиус - Жуковский, Московской обл.: Ученые записки ЦАГИ, 2000.

## INCREASING THE EQUIVALENCE OF REALIZE FULL SCALE TESTS WITH THE INFLUENCE OF GEOMETRICS PARAMETERS OF THE LOAD SYSTEM

© 2012 E. N. Kulikov

Siberian Aeronautical Research Institute after S.A. Chaplygin

The main characteristics of modern loading systems for fatigue tests of full-scale aircraft, determining the error of programs loading, were shown. The simulation of the loading system of the stand at tests was conducted. The possibility of selecting the geometric parameters of load the system to compensate for errors introduced by various factors when playing loads spectrum loading was found. Such a simulation and an informed approach to the selection of setting angles loading devices were used on a stand of fatigue certification test SuperJet-100 in establishing a system of loading of the wing.

*Fatigue test; fatigue strength; full-scale; loading system; equivalent.*

### **Информация об авторе**

**Куликов Евгений Николаевич**, главный специалист по статической и усталостной прочности ФГУП «СибНИА им. С.А. Чаплыгина». E-mail: [kent@sibmail.ru](mailto:kent@sibmail.ru). Область научных интересов: методы испытаний материалов, образцов и элементов конструкций, натурные испытания конструкций самолетов.

**Kulikov Evgeny Nikolaevich**, Head specialist of Static & Fatigue Strength Research, Siberian Aeronautical Research Institute. E-mail: [kent@sibmail.ru](mailto:kent@sibmail.ru). Area of research: methods of tests of materials, specimens, units of constructions. Full scale tests of aircraft constructions.