

## ВЕСОВАЯ МОДЕЛЬ КОНСТРУКЦИИ ФЮЗЕЛЯЖА, КРЫЛА И ОПЕРЕНИЯ САМОЛЕТА НА ОСНОВЕ РЕГРЕССИОННОГО АНАЛИЗА

Ресулкулыева Г., Серебрянский С.А.

Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет),  
Россия, г. Москва, Волоколамское шоссе, д. 4  
gresulkulyyeva@gmail.com, s-s-alex@mail.ru

*Аннотация:* В работе рассматриваются вопросы определения массы некоторых основных агрегатов самолета: крыла, фюзеляжа, оперения. Изложен способ прогнозирования массы агрегатов на основе регрессионного анализа. Используется зависимость массы конструкции агрегатов от геометрических параметров.

Ключевые слова: весовое проектирование, прогнозирование веса летательного аппарата, регрессионный анализ, геометрические параметры, весовой анализ.

### Введение

С целью обеспечения конкурентоспособности авиационной техники на внутреннем и внешних рынках [1], необходимо вести поиск определённых проектных компромиссов. Задача заключается в разрешении противоречиях требований к составным частям и агрегатам в частности, а также к летательному аппарату (ЛА) в целом.

Проблема компромисса - состоит в том, что одновременное достижение оптимума по всем частным и общим параметрам практически неосуществимо и для их сравнения необходим выбор такого принципа, который делает оптимизацию условной, это, в свою очередь, влияет на массу составных частей самолёта [2, 3].

Определение массы самолета и массы его отдельных агрегатов является важнейшей задачей процесса проектирования. В процессе весового проектирования определяется масса самолета в нескольких приближениях, формируются весовые сводки, контролируется неизбежный рост массы, определяется центровка и моменты инерции самолёта. От точности определения массы самолета на ранних стадиях проектирования зависит успешность проекта в целом. Снижение массы самолета позволит снизить динамические нагрузки и уменьшить количество необходимого для полета топлива. Более того, надежное прогнозирование весовых данных основных агрегатов самолета при использовании автоматизированных цифровых платформ проектирования создает основу для весового планирования с учётом конфигурации ЛА, что во многом способствует увеличению весовой эффективности самолета. [4, 5]

### Решение задачи

Для решения задачи оценки массы самолета, в большинстве случаев, пользуются весовыми формулами. Весовые формулы можно разделить по сложности и точности оценки массы на четыре уровня:

- формулы для предварительных расчетов;
- формулы первого уровня;
- формулы второго уровня;
- формулы третьего уровня.

Формулы для предварительного расчета являются самыми простыми и выражают зависимость небольшого количества входных параметров. К формулам первого уровня относятся некоторые формулы Шенли, Егера и Шейнина. [6] При выполнении расчетов первого уровня определяются весовые характеристики безразмерного самолета, основные размеры и параметры. Производится расчет взлетной массы самолета в первом приближении. К формулам второго уровня относятся формулы Дриггса, Бадягина. [7] При проведении расчетов второго уровня определяется масса отдельных агрегатов самолета: крыла, фюзеляжа, оперения, шасси, двигателя, механизации. И наконец, при помощи формул третьего уровня производится подетальный расчет элементов конструкции планера самолета: лонжеронов, стрингеров, шпангоутов, нервюр, стенок, обшивки и т.д.

Весовые формулы учитывают различные связи и факторы, влияющие на величину массы конструкции самолета. По степени влияния на точность массы конструкции, некоторые факторы удобно группировать по уровням: факторы первого уровня, факторы второго уровня, факторы третьего уровня. [1]. Алгоритм решения задачи показан на рисунке 1.

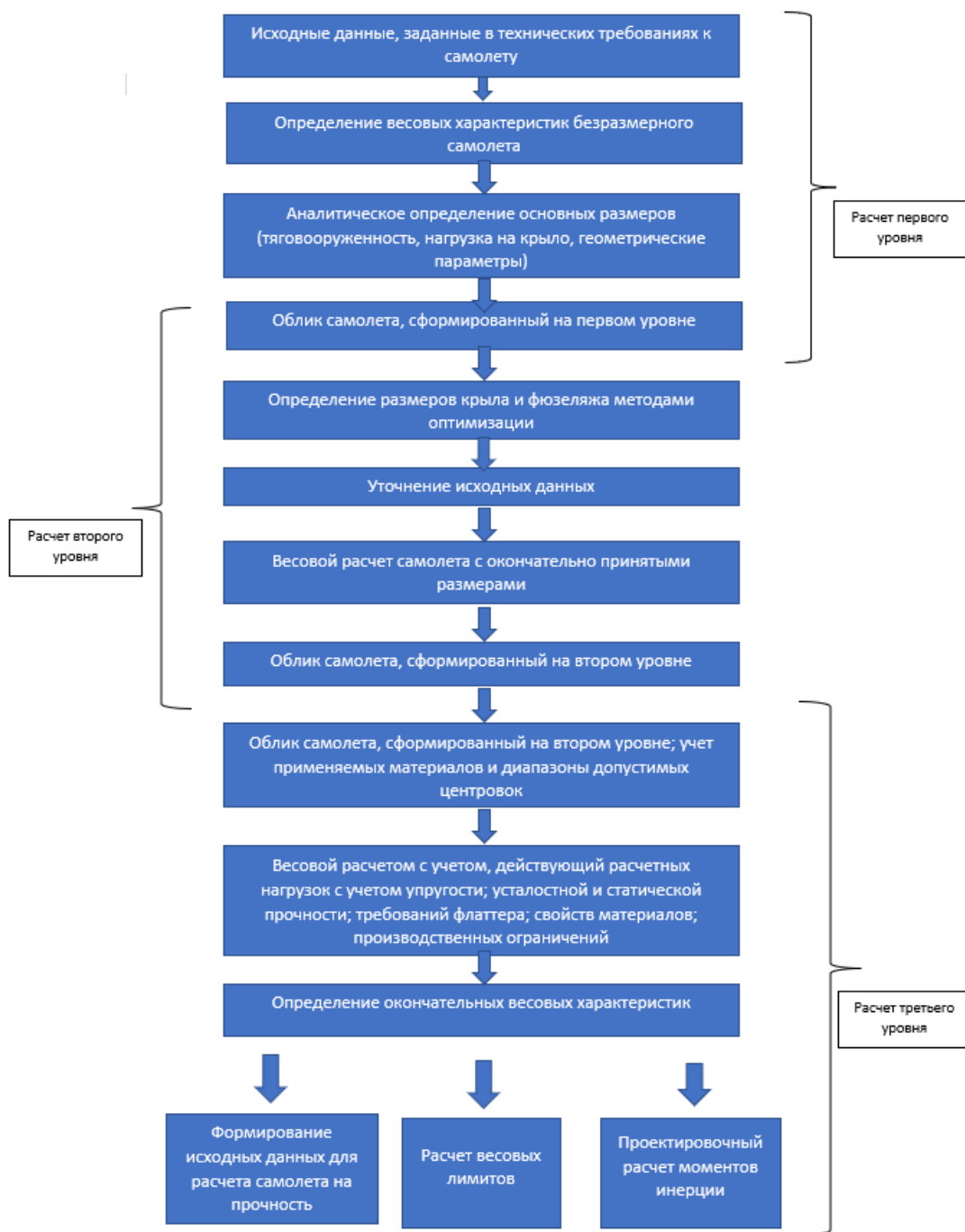


Рис. 1. Алгоритм использования весовых формул

Факторы первого уровня напрямую влияют на величину массы конструкции самолета. К ним следует отнести:

- характеристики материалов (удельный вес материала, предел прочности, плотность и т.д.),
- геометрические параметры агрегатов планера (длина фюзеляжа, размах крыла, площадь оперения и т.д.),
- внешние нагрузки (аэродинамическая нагрузка, массовые нагрузки, внутреннее давление фюзеляжа и т.д.),
- внутренние силы,
- конструктивно-силовая схема агрегата (количество и взаимное расположение элементов конструкции агрегатов).

Факторы второго уровня косвенно (через факторы первого уровня) влияют на массу конструкции. Они следующие:

- аэродинамические требования,

- схема самолета (взаимное расположение крыла, фюзеляжа, оперения),
- основные параметры самолета (высота полета, крейсерская скорость, дальность полета и т.д.),
- требования прочности,
- технологические требования,
- эксплуатационные и организационные требования.

Факторы третьего уровня, наиболее сложные по составу и влияют на массу конструкции опосредствованно.

В работе рассматриваются три наиболее значимых по массе агрегата самолета: крыло, фюзеляж и оперение. На долю крыла и оперения приходится до 20% взлетной массы самолета; доля фюзеляжа может достигать до 40%.

### Весовая модель фюзеляжа

Фюзеляж является конструктивной основой, связывающей между собой все агрегаты самолета. Так же в фюзеляже располагается до 70% полезной нагрузки; на него могут крепиться двигатели. Для определения массы фюзеляжа в первом приближении используются прикидочные формулы, в которых масса фюзеляжа выражена в функции одного-двух параметров с использованием минимального числа коэффициентов [8]. Для определения массы фюзеляжа во втором приближении используют формулы, связывающие величину массы фюзеляжа с его основными элементами: масса продольного набора, шпангоутов, пола, фонаря экипажа и т.д.

В работе предлагается рассмотреть зависимость массы фюзеляжа от его геометрических параметров. Данные параметры обязательно используются почти во всех весовых формулах. В качестве исходных данных используется статистика [9] по группе самолетов со следующими параметрами:

- $G_0$  – вес конструкции фюзеляжа,  $H$
- $L_\phi$  – длина фюзеляжа,  $m$
- $H_\phi$  – высота сечения фюзеляжа,  $m$
- $B_\phi$  – ширина сечения фюзеляжа,  $m$ .

Для прогнозирования массы конструкции фюзеляжа была построена следующая регрессионная модель, где вес фюзеляжа выражен в функции параметров, перечисленных выше:

$$\ln G_\phi = a \ln L_\phi + b \ln H_\phi + c \ln B_\phi + d + w, \quad (1)$$

где  $a, b, c, d$  – искомые коэффициенты регрессии,  $w$  – случайная ошибка.

Полученную модель можно записать в общем виде:

$$Y = A\theta + W \quad (2)$$

где

$$Y = \begin{pmatrix} \ln G_{\phi 1} \\ \vdots \\ \vdots \\ \ln G_{\phi n} \end{pmatrix}, A = \begin{pmatrix} \ln L_{\phi 1} & \ln H_{\phi 1} & \ln B_{\phi 1} & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \ln L_{\phi n} & \ln H_{\phi n} & \ln B_{\phi n} & 1 \end{pmatrix}, \theta = \begin{pmatrix} a \\ b \\ c \\ d \end{pmatrix},$$

$W$  – вектор ошибок.

Для оценки вектора неизвестных параметров  $\theta$  будем использовать метод наименьших квадратов. Согласно этому методу, оценка  $\theta$ , обозначаемая  $\hat{\theta} = (\hat{a}, \hat{b}, \hat{c}, \hat{d})^T$ , определяется как решение задачи оптимизации:

$$(Y - A\theta)^T(Y - A\theta) \rightarrow \min_\theta. \quad (3)$$

Решение этой задачи известно [6]:

$$\hat{\theta} = (A^T A)^{-1} A^T Y. \quad (4)$$

Получаем значения коэффициентов регрессии:

$$\begin{aligned} \hat{a} &= 1,7028, \\ \hat{b} &= -0,1391, \\ \hat{c} &= 1,2259, \\ \hat{d} &= 1,2526. \end{aligned}$$

Проводим оценку веса фюзеляжей и сводим полученные значения в таблицу 1:

Таблица 1. Сравнение фактического и расчетного веса конструкции фюзеляжа

№	Самолет	L <sub>ф</sub> , м	H <sub>ф</sub> , м	B <sub>ф</sub> , м	G <sub>ф</sub> фактическое, даН	G <sub>ф</sub> расчетное, даН	Ошибка, %
1	И-1Л	5,4	1,05	1,25	110	80.93194	-26.425507
2	АН-14	11,36	2,14	1,65	330	365.40592	10.729066
3	De Havilland "Dav"	11,5	1,66	1,66	340	389.39534	14.528041
4	L-410	12,89	2,38	2,38	621	699.29656	12.608141
5	EMB110P2	14,6	2,05	1,67	615	571.93022	-7.003215
6	Бе-30	14,9	2	1,7	565	607.22190	7.472903
7	HS "DH114 Heron Mk2"	14	2	2	540	666.38309	23.404277
8	Nord 262	19,28	2,45	2,45	1668	1432.43028	-14.122885
9	Fokker F27-100	25,1	2,7	2,7	1871	2494.45332	33.321930
10	АН-24	23,53	2,5	2,9	2270	2465.30119	8.603577
11	Ил-114	26,2	2,86	2,86	2450	2856.54503	16.593675
12	Cessna Citation II	15,66	1,84	1,84	485	736.66712	51.890127
13	AK 1121	14,5	1,65	1,65	655	545.23225	-16.758436
14	HS-125	13,23	1,89	1,89	739	758.70117	2.665923
15	Як-48	18,3	2,29	2,29	1780	1218.00400	31.572809
16	Fokker F28-1000	26,76	3,3	3,3	3198	3459.06589	8.163411
17	Ту-134	30,6	2,9	2,9	4720	3777.40910	-19.970146
18	DC-9-30	32,28	3,63	3,38	5067	4837.63057	-4.526730
19	Boeing 737-200	29,54	3,73	3,73	5497	4675.28216	-14.948478
20	Boeing 707-320C	44,35	3,76	3,76	12229	9421.11786	-22.960848
21	DC-10-10	51,97	6,02	6,02	20335	20572.88871	1.169849
22	Ил-96-300	51,15	6,08	6,08	19856	20239.99037	1.933876
23	Boeing 747-100	68,63	7,8	6,5	32618	35001.71245	7.307966

### Весовая модель крыла

Крыло самолета является основной несущей поверхностью, создающей подъемную силу. На крыле могут крепиться двигатели, основные стойки шасси; располагаться топливо и оборудование. На величину массы крыла влияют большое число параметров и расчетных величин, в том числе степень механизации крыла. Весовые формулы крыла имеют некоторые особенности: многие весовые формулы не учитывают величину массы, связанную с устройством топливной системы; не учитываются конструктивные особенности крыла и наплывы крыла. Поэтому значение массы крыла уточняют в каждом новом расчетном приближении добавлением дополнительных коэффициентов. Знание массы конструкции крыла является ключевым фактором в расчетах центровок и нагрузок.

В данной работе, для прогнозирования массы крыла рассматривается зависимость массы конструкции крыла от следующих параметров:

- $S_{кр}$  – площадь крыла, м<sup>2</sup>
- $\lambda$  – удлинение крыла,
- $\bar{c}_0$  – относительная толщина профиля,
- $\eta$  – сужение крыла.

Предложенная регрессионная модель конструкции крыла самолёта имеет следующий вид:

$$\ln G_{кр} = e \ln S_{кр} + f \ln \lambda + g \ln \bar{c}_0 + h \ln \eta + i + w, \quad (5)$$

где  $G_{кр}$  – вес конструкции крыла.

Действуя аналогично, определим оценку коэффициентов регрессии для модели конструкции крыла:

$$\begin{aligned} \hat{e} &= 1,7521, \\ \hat{f} &= 0,4536, \\ \hat{g} &= -1,3351, \\ \hat{h} &= 0,4422, \\ \hat{i} &= -3,6105, \end{aligned}$$

Для сравнения, спрогнозированные и фактические значения веса конструкции крыла сводим в таблицу 2.

Таблица 2. Сравнение фактического и расчетного веса конструкции крыла

№	Самолет	S <sub>кр</sub> , м <sup>2</sup>	λ	c <sub>0</sub>	η	G <sub>кр</sub> , факт., даН	G <sub>кр</sub> , расчет., даН	Ошибка, %
1	Cessna 150A	14,86	6,69	0,12	1,46	100	145.19467	45.194668
2	И-1Л	12,5	8	0,15	1	100	73.03164	-26.968363
3	Cessna 172	16,26	7,33	0,12	1,49	110	178.79979	62.545260
4	Cessna 182D	16,16	7,38	0,12	1,48	120	176.89619	47.413491
5	Cessna 210A	16,35	7,67	0,15	1,38	119	132.24790	11.132688
6	Cessna 185	16,16	7,38	0,12	1,48	120	176.89619	47.413491
7	Beechcraft V35B	16,8	6,21	0,165	2,19	117	136.11090	16.334101
8	Cessna 210J	16,35	7,67	0,15	1,38	152	132.24790	-12.994804
9	Beagle B.206	19,88	9,77	0,15	2,5	347	270.36256	-22.085717
10	Beechcraft G-65	25,73	7,6	0,18	2	305	269.26336	-11.716932
11	De Havilland "Dov"	31,1	9,7	0,19	3,3	424	486.75840	14.801509
12	EMB110P2	29,08	8,08	0,14	1,88	682	466.88033	-31.542474
13	Short Skyvan	34,65	11,01	0,16	1	550	462.21107	-15.961623
14	Бе-30	32	9,03	0,17	2,5	620	508.26028	-18.022535
15	Scottish Aviation	62,24	8,74	0,15	1	963	1266.07786	31.472260
16	HS "DH 114 Heron Mk2"	46,4	10,24	0,2	3	650	900.29950	38.507616
17	Nord 262	55	8,72	0,16	1,72	1220	1187.55119	2.659739
18	ATR42-200	54,5	11,08	0,18	1,92	1700	1168.75862	-31.249493
19	Fokker F27-100	70	12	0,18	2,44	2000	2088.97357	4.448678
20	Ан-24	75	11,37	0,18	2,92	2379	2490.59035	4.690641
21	Cessna Citation II	25,9	8,3	0,12	3,1	585	591.30660	1.078052
22	AK 1121	28,2	6,19	0,12	3	505	592.20496	17.268309
23	Learjet 25D	21,6	5,02	0,09	2	666	414.22097	-37.804659
24	Learjet 28	24,6	7,25	0,09	2	880	614.61859	-30.156978
25	HS - 125	32,8	6,25	0,14	3,33	894	660.72865	-26.092992
26	Lockheed Jetstar	48,4	5,47	0,12	3	1284	1442.63902	12.355064
27	VWF 614	64	7,22	0,15	2,5	2618	1828.25049	-30.166139
28	Fokker F28-100	76,4	7,27	0,132	2,8	3328	3119.20628	-6.273850
29	BAC 1-11/30	93,2	8	0,125	3	4378	5116.66702	16.872248
30	Ту-134	115	7,3	0,13	3,14	5840	6869.22174	17.623660
31	DC-9-30	93	8,72	0,134	4,4	5176	5722.41651	10.556733
32	Boeing 737-200	91	8,83	0,129	3,73	4818	5417.82593	12.449687

### Весовая модель оперения

Горизонтальное и вертикальное оперение самолета обеспечивает устойчивость и управляемость самолета. Расчет массы оперения на начальных этапах проектирования является весьма сложной задачей. Это связано с тем, что внешние нагрузки в большой степени зависят от внешней компоновки самолета; масса элементов конструкции определяется требованиями усталостной прочности, а не статической; расположение горизонтального оперения существенно влияет на массу оперения в целом (нормальное, Т-образное и т.д.). Поэтому прогнозируемые в данной работе величины могут быть использованы только для предварительного расчёта массы оперения.

- S<sub>го</sub> – площадь горизонтального оперения, м<sup>2</sup>,
- S<sub>во</sub> – площадь вертикального оперения, м<sup>2</sup>.

Регрессионная модель для конструкции оперения имеет вид:

$$G_{\text{оп}} = j S_{\text{го}}^{\frac{3}{2}} + k S_{\text{го}} + l S_{\text{во}}^{\frac{3}{2}} + m S_{\text{во}} + n S_{\text{го}} S_{\text{во}} + o + w, \quad (6)$$

где  $j, k, l, m, n, o$  – искомые коэффициенты регрессии,  $w$  – ошибка.

Действуя аналогично, определяем значение оценок коэффициентов регрессии:

$$\begin{aligned} \hat{j} &= 9,938381, \\ \hat{k} &= 11,181157, \\ \hat{l} &= 19,234284, \\ \hat{m} &= -73,997169, \\ \hat{n} &= -1,835721, \end{aligned}$$

$$\hat{\delta} = 111.427452.$$

Полученные расчетные значения веса оперения сводим в таблицу 3.

Таблица 3. Сравнение фактического и расчетного веса конструкции оперения

№	Самолет	$S_{го}, м^2$	$S_{во}, м^2$	$G_{опр},$ факт., даН	$G_{опр},$ расчет., даН	Ошибка, %
1	Rockwell 690B	5,43	4,14	94	112.3006	19.468682
2	L-410	9,3	6,52	140	223.7234	59.802428
3	EMB110P2	9,75	5,48	206	266.1685	29.208010
4	Short Skyvan	7,9	7,7	170	149.9619	-11.787094
5	Бе-30	9	5,16	150	238.7680	59.178688
6	Scottish Aviation	15,5	15,5	262	476.9671	82.048514
7	Nord 262	15,7	10,1	366	484.1491	32.281187
8	Геральд	23,4	17,9	448	861.2242	92.237549
9	Fokker F27-100	16	14,2	444	487.7674	9.857526
10	Ан-24	17,23	13,26	571	542.9970	-4.904197
11	Cessna Citation II	6,56	4,73	134	142.6561	6.459778
12	AK 1121	6,43	4,6	145	140.4456	-3.140989
13	Learjet 28	5,02	3,47	164	114.9197	-29.927002
14	HS-125	9,29	4,76	276	263.0572	-4.689426
15	Lockheed Jetstar	13,8	10,2	399	388.6282	-2.599458
16	VWF 614	17,93	9,5	509	613.9899	20.626706
17	Gulfstream GII	16,9	14,4	892	529.6013	-40.627660
18	Fokker F28-1000	19,5	12,3	741	664.5118	-10.322291
19	BAC 1-11/300	23,9	10,9	1076	947.2536	-11.965281
20	Ту-134	30,68	20,03	1580	1257.3323	-20.422007
21	DC-9-30	25,6	15	1262	987.4891	-21.752055
22	Boeing 737-200	29,8	21,6	1234	1212.2955	-1.758876
23	Boeing 727-100	34,9	33,1	1876	1643.6329	-12.386306
24	A300-B2	69,5	45,2	2697	3380.3803	25.338534
25	Boeing 707-320C	58,1	30,5	2799	2892.2940	3.333120
26	DC-10-10	124,3	56,2	6202	6395.3285	3.117196
27	Ил-96-300	96,5	61	4877	4455.5144	-8.642313
28	DC-10-30	124,3	56,2	6663	6395.3285	-4.017282
29	Boeing 747-100	136,6	77,1	5380	5488.3139	2.013270

Из приведенных в таблице 3 значений ошибок видно, что построенная модель работает хуже для самолетов, у которых при сравнительно большой площади вертикального и горизонтального оперения, их масса меньше прототипа, с близкими по значению параметрами площади. Это можно объяснить применением материалов с более удачным соотношением прочности и массы. Для уточнения модели можно учесть параметры используемых материалов.

## Заключение

В работе была обработана статистика по различным самолетам и предложена модель оценки веса крыла, фюзеляжа и оперения на основе регрессионного анализа. С помощью метода наименьших квадратов были построены оценки неизвестных параметров модели (коэффициентов при задаваемых параметрах). Были выявлены незначимые факторы модели. После исключения незначимых факторов, построенные оценки были скорректированы. Выявлены наиболее удачные значения характеристик с точки зрения ожидаемой массы фюзеляжа. Произведен анализ взаимосвязи геометрических параметров и агрегатов самолета. Приведены сравнения фактических и расчетных значений весов фюзеляжа, крыла оперения и посчитана ошибка.

## Литература

1. Братухин А.Г., Серебрянский С.А., Стрелец Д.Ю. и др. Цифровые технологии в жизненном цикле Россий-

- ской конкурентоспособной авиационной техники. – М.: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2020. – 448 с.
2. *Barabanov A.V., Serebryansky S.A.* Substantiation of choosing rational appearance of nose of aircraft with the use of mathematical modeling // *Aerospace Systems*. Vol. 4. 2021, No 2. – P. 171-177.
  3. *Барабанов А.В., Серебрянский С.А.* Сокращение жизненного цикла изделия за счет применения методов многокритериальной оптимизации его параметров // *Управление развитием крупномасштабных систем mlSD'2020* : Труды Тринадцатой международной конференции, Москва, 28–30 сентября 2020 года / Под общей редакцией С.Н. Васильева, А.Д. Цвиркуна. – М.: Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, 2020. – С. 1167-1179.
  4. *Настас К.Г., Серебрянский С.А.* К вопросу использования цифровых технологий в управлении конфигурацией воздушного судна на этапе разработки и сертификации // *Избранные научные труды двадцатой Международной научно-практической конференции "Управление качеством"*, Москва, 11–12 марта 2021 года. – М.: Издательство «Пробел-2000», 2021. – С. 261-265.
  5. *Кантимиров С.А., Серебрянский С.А.* Весовое проектирование летательного аппарата на цифровой платформе в едином информационном пространстве жизненного цикла изделия // *Управление развитием крупномасштабных систем (MLSD'2021)* : Труды Четырнадцатой международной конференции, Москва, 27–29 сентября 2021 года / Под общей редакцией С.Н. Васильева, А.Д. Цвиркуна. – М.: Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, 2021. – С. 1151-1161.
  6. *Шейнин В.М., Козловский В.И.* Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов Т. 1. – М., «Машиностроение», 1977. – 344с.
  7. *Бадягин А.А. и др.*, Проектирование самолетов. – М.: Машиностроение, 1972. – 516 с.
  8. *Егер С.М., Мишин В.Ф., Лисейцев Н.К. и др.* Проектирование самолетов: учебник для вузов / под ред. С.М. Егера. 4-е изд. – М.: Логос, 2005. – 648 с.
  9. *Кибзун А.И., Горяинова Е.Р., Наумов А.В.* Теория вероятностей и математическая статистика. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2013. – 232с.