

УДК 629.735.33.01

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МАСС ЧАСТЕЙ САМОЛЁТА НА ОСНОВЕ ПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ 3D МОДЕЛИ НА ЭТАПЕ ТЕХНИЧЕСКИХ ПРЕДЛОЖЕНИЙ

© 2013 Н. М. Боргест¹, А. А. Громов¹, А. И. Тарабаева²¹Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)²ООО «НИК-Самара», г. Самара

Разработана компьютерная 3D модель масс основных агрегатов самолёта на этапе технических предложений в системе автоматизированного проектирования (САПР) CATIA. Проведено сравнительное исследование моделей масс частей самолёта. На основе разработанной 3D модели предложен алгоритм автоматической центровки самолёта.

Расчёт масс, метод множественных вычислений, схема самолёта, центровка, САПР CATIA.

Введение

Расчёт масс частей самолёта является одной из важнейших задач его проектирования. На начальном этапе проектирования, как правило, используют статистические формулы, которые позволяют оценить массы агрегатов и самолёта в целом. Формулы расчёта масс обычно учитывают геометрические параметры, схему размещения двигателей, топлива, целевой нагрузки, свойства конструкционных материалов и содержат ряд статистических коэффициентов, зависящих от типа и назначения самолёта [1–3].

Расчёт по статистическим формулам даёт приближённое прогнозируемое значение массы, и при использовании формул различных авторов возможен большой разброс результатов. С целью минимизации неизбежной погрешности В.М. Шейнин [3] предложил метод множественных вычислений, который позволяет повысить достоверность получаемых результатов расчёта масс.

Постоянно повышающиеся требования к эффективности самолётов обуславливают необходимость высокой точности весовых расчётов уже на самой ранней стадии проектирования. Повышение точности весовых расчётов, снижение временных и финансовых затрат формируют

новые требования к методическому и программному обеспечению весового проектирования. От точности весовых расчётов зависит выбор параметров самолёта, выполнение технических требований к нему, а зачастую и решение о дальнейшем проектировании самолёта.

Модели масс частей самолёта

В рамках разрабатываемого на кафедре конструкции и проектирования летательных аппаратов Самарского государственного аэрокосмического университета программного комплекса автоматизированного проектирования самолётов («Робот-конструктор самолётов» [4]) был разработан алгоритм автоматизированного расчёта масс частей и центровочного расчёта самолёта.

Оценить массу частей проектируемого самолёта на ранней стадии можно на основе регрессионного анализа, оценивающего зависимость между геометрическими параметрами и фактическими значениями масс частей самолётов-аналогов. Наличие параметрической 3D модели самолёта позволяет получить абсолютные значения площадей и объёмов конструкции уже на ранней стадии проектирования с точностью, сопоставимой с результатами более поздних этапов проектирования.

В данной работе объёмы и площади агрегатов самолёта как пространственных геометрических объектов определяются на основе разработанной параметрической

3D модели с помощью штатных средств САПР CATIA. На рис. 1 и 2 приведены примеры расчёта объёма и площади крыла и фюзеляжа в системе CATIA.

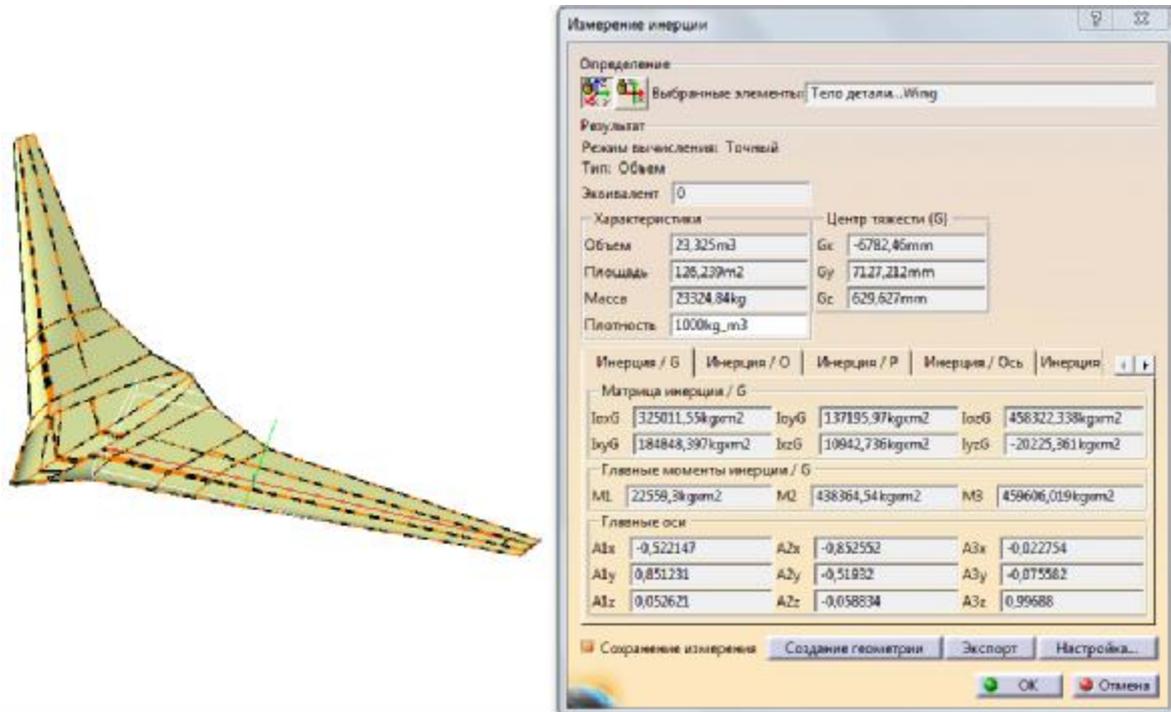


Рис. 1. Результат расчета объёма, площади и моментов инерции крыла, полученный на основе разработанной параметрической 3D модели крыла

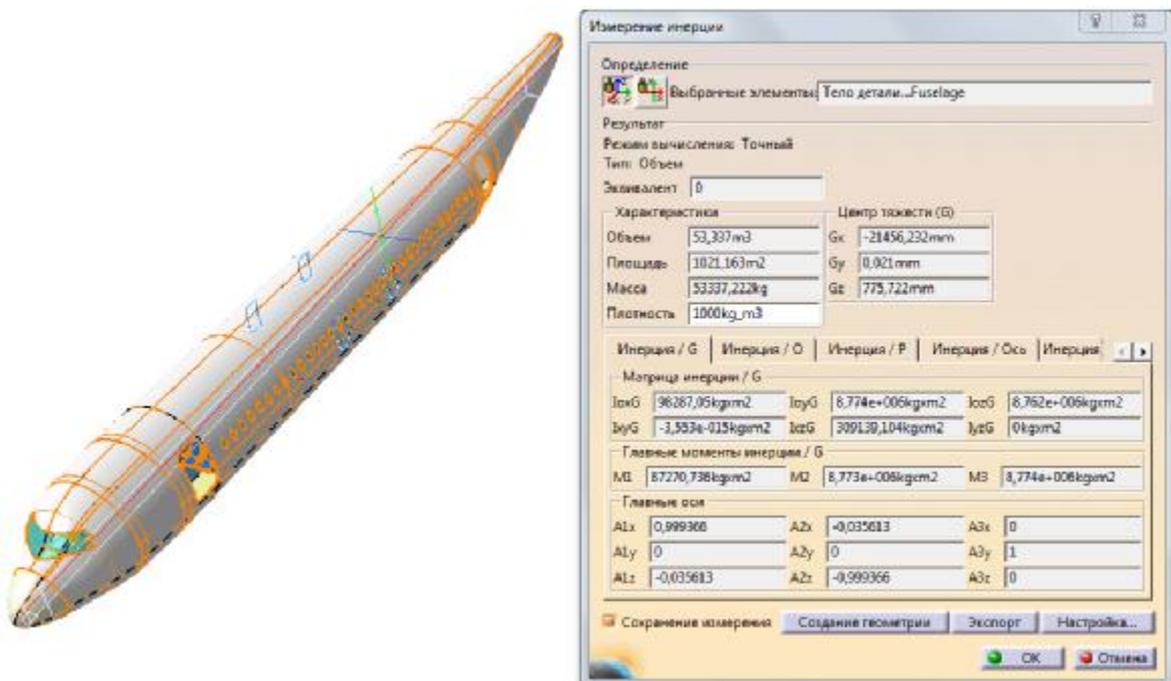


Рис. 2. Результат расчёт объёма, площади и моментов инерции фюзеляжа, полученный на основе разработанной параметрической 3D модели фюзеляжа

Для построения моделей масс частей самолёта использовались статистические данные по массам агрегатов самолётов. Эти данные представлены в таблицах 1 и 2, при этом расчёты геометрических характеристик проводились на основе обмера опубликованных проекций самолёта [5]. В табл. 1 представлены данные по геометрии крыла, где:

\bar{C}_0 – относительная толщина корневой части крыла;

\bar{C}_k – относительная толщина концевой части крыла;

λ – удлинение крыла; η – сужение крыла;

χ^0 – стреловидность крыла, град.;

$S_{\text{расч}}$ – расчётная площадь крыла в плане, м^2 ;

$m_{\text{кр}}$ – фактическая масса крыла, кг;

$V_{\text{кр}}$ – объём крыла, м^3 .

В результате проведённого анализа статистических данных выявлена и построена зависимость массы крыла ($m_{\text{кр}}$) от его объёма ($V_{\text{кр}}$), дающая наибольшую значимость уравнения регрессии (рис. 3).

Таблица 1. Статистические данные по геометрии и массе крыла самолётов

Марка самолёта	\bar{C}_0	\bar{C}_k	λ	η	χ^0	$S_{\text{кр}}, \text{м}^2$	$m_{\text{кр}}, \text{кг}$	$V_{\text{кр}}, \text{м}^3$
Ту-154	0,12	0,1	7	5,1	35	202	9200	73
Ту-204	0,14	0,09	9,1	2,2	28	184	11090	59
В-707-320	0,14	0,11	7,7	3,3	35,4	283	13510	137
В-720	0,15	0,09	7	3	35	229	10672	101
В-727	0,15	0,09	7,7	3,8	32	147	8101	48
В-737	0,12	0,112	8,2	4,6	25	93	4848	18
DC-8	0,12	0,10	7,5	5,1	31	272	16025	109
CV-880	0,12	0,10	6,6	5	34,3	204	11090	71
F-28	0,10	0,09	7,9	3,2	19	79	3330	11
ВАС 1-11-200	0,12	0,09	7,9	3,2	19,6	95	4380	18
VC-10-1101	0,14	0,12	7,5	3,7	32,8	264	15740	125
HS-121	0,11	0,10	6,1	3,7	34,3	135	6110	34
MD-83	0,13	0,12	9,6	6,4	24	118	7184	29
CV-990	0,12	0,1	6,4	3,8	35,4	209	12200	76
DC-9	0,12	0,10	8,7	4	23,4	93	4530	18
Ан-148	0,15	0,12	9,6	3,5	28	87	4468	19

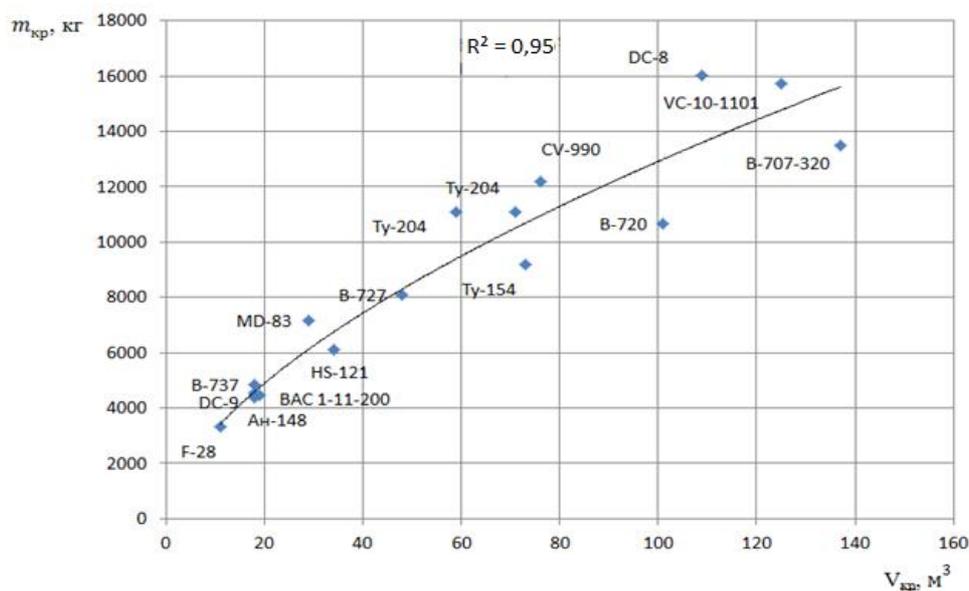


Рис.3. Зависимость массы крыла самолёта от объёма крыла

Уравнение регрессии зависимости определено методом наименьших квадратов:

$$m_{кр} = 806,85 \cdot V_{кр}^{0,6}. \quad (1)$$

В табл. 2 представлены исходные статистические данные по геометрии и массе фюзеляжей самолетов, где:

$L_{ф}$ – длина фюзеляжа, м;

$D_{ф}$ – диаметр фюзеляжа, м;

$\lambda_{ф}$ – удлинение фюзеляжа;

$S_{ф}$ – площадь оmyаемой поверхности фюзеляжа, м²;

$m_{ф}$ – фактическая масса фюзеляжа, кг.

На рис. 4 представлена зависимость $m_{ф}$ от $S_{ф}$, показывающая влияние площади оmyаемой поверхности на величину массы фюзеляжа.

Уравнение регрессии зависимости определено методом наименьших квадратов:

$$m_{ф} = 33,21 \cdot S_{ф} - 4375. \quad (2)$$

Таблица 2. Статистические данные по геометрии и массе фюзеляжа самолётов

Марка самолёта	$L_{ф}$, м	$D_{ф}$, м	$\lambda_{ф}$	$S_{ф}$, м ²	$m_{ф}$, кг
Ту-154	42,568	3,800	11,5	408,5	9490
Ту- 204	46,000	3,900	11,2	489,0	11689
В-707-320	44,000	3,960	11,7	440,0	9230
В-720	41,250	4,019	10,9	418,6	8792
В-727	40,320	3,680	10,9	374,7	7977
В-737	28,650	3,760	9,9	272,0	5366
DC-8	45,870	3,900	11,5	451,7	11288
F-28	26,346	3,577	7,4	238	3200
ВАС 1-11-200	26,346	3,493	7,6	238,0	4410
HS-121	28,500	3,860	8,8	251,4	7453
MD-11	58,575	6,083	9,6	899,7	24919
MD-83	35,000	3,500	11,9	341,1	7453
В-747	58,575	7,400	9	899,7	32958
L-1011	41,864	6,500	8,3	370,0	23736
Ил 96-300	51,150	6,080	8,4	785,3	19865
CV 990	58,000	3,483	11,8	1083,8	7570
DC-9	50,000	3,418	10,8	820,7	5090
Ан-148	51,150	3,588	7,2	785,3	3990

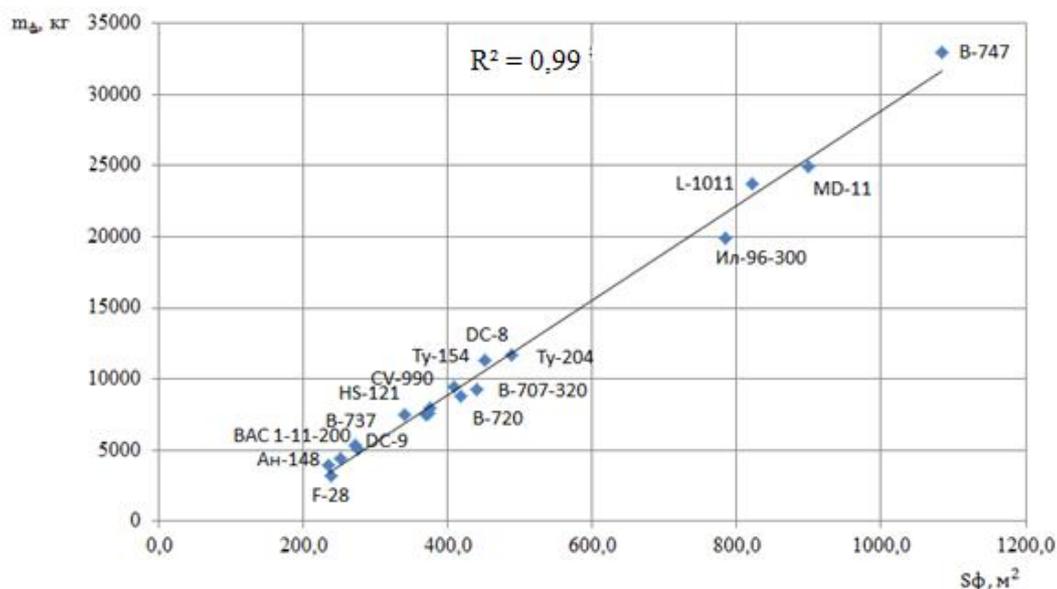


Рис.4. Зависимость массы фюзеляжа от площади его оmyаемой поверхности

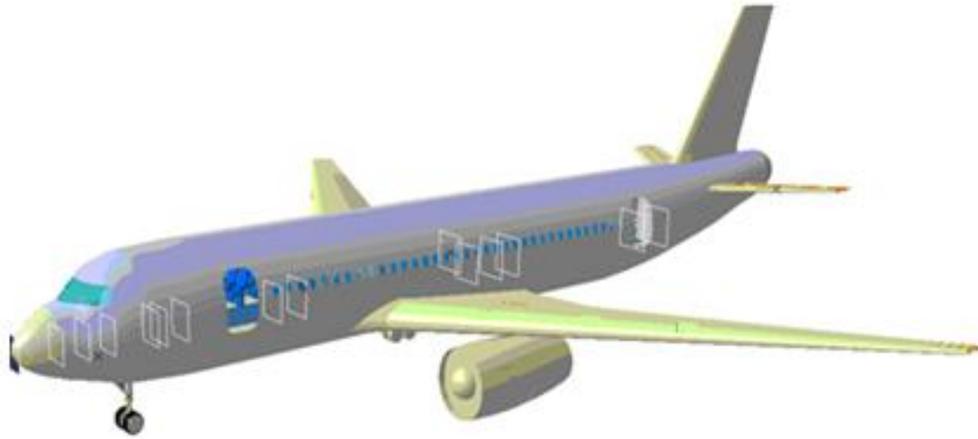


Рис.5. Положения плоскостей центров масс весовых точек по оси OX

Центровка самолёта

Центровочный расчёт 3D модели самолета ведётся согласно методике, изложенной в [1, 6]. Суть центровки состоит в определении положения центра масс самолёта относительно средней аэродинамической хорды крыла, что оценивается относительной координатой:

$$\bar{X}_M = \frac{x_M - x_A}{b_A}, \quad (3)$$

где X_M – координата центра масс самолета по оси OX (продольная ось самолёта); X_A – координата носка средней аэродинамической хорды (b_A).

Центровочный расчёт, сопровождающийся определением центра масс самолёта, должен обеспечить его положение в строго заданных пределах по отношению к фокусу самолёта. Допустимый диапазон центровок (в процентах от b_A) обычно выбирается на основе статистических данных.

На раннем этапе проектирования все массы частей самолёта (включая грузы), определённые в массовом расчёте, представляются в виде весовых точек, имеющих соответствующую массу m_i каждая. Весовые точки позиционируются в модели относительно осей системы координат, привязанной к носку фюзеляжа.

Координаты центра масс самолета по осям OX и OY для всех возможных в

эксплуатации вариантов загрузки самолёта определяются по формулам:

$$X_M = \frac{\sum m_i X_i}{\sum m_i}, \quad (4)$$

$$Y_M = \frac{\sum m_i Y_i}{\sum m_i}, \quad (5)$$

где X_i – координата i -й весовой точки по оси OX; Y_i – координата i -й весовой точки по оси OY; $m_i X_i$, $m_i Y_i$ – статические моменты.

Автоматизированный центровочный расчёт самолёта на основе построенной 3D модели в CATIA может быть выполнен по следующей схеме.

1. Определение положения весовых точек самолёта.

В массовом расчёте автоматически вычисляются массы основных агрегатов самолёта и определяются координаты их центров масс. Для этого за плоскость отсчёта принимается плоскость, перпендикулярная базовой плоскости и проходящая через носок фюзеляжа (плоскость YOZ). На рис. 5 показано положение плоскостей центров масс весовых точек по оси X.

За плоскость отсчёта положения центров масс по оси OY берётся плоскость, параллельная плоскости XOY в нижней точке касания передней опоры шасси.

2. Автоматическое определение положения центра масс самолета относительно средней аэродинамической хорды крыла для обязательных вариантов загрузки.

В модели расчёта рассматриваются следующие центровочные условия:

- взлётная масса самолёта – шасси выпущено (ШВ); – шасси убрано (ШУ);
- посадочная масса самолёта – ШВ; – ШУ;
- перегоночный вариант самолёта – ШВ; – ШУ;
- посадочная масса перегоночного варианта самолёта – ШВ; – ШУ;
- пустой самолёт на стоянке – ШВ;
- проверка самолёта на опрокидывание – ШВ;
- крайняя передняя центровка – ШВ; – ШУ;
- крайняя задняя центровка – ШВ; – ШУ.

При помощи инструментов работы с базами знаний в среде САТИА используются формулы, зависимости и отношения для расчёта X_T, \bar{X}_T для каждого варианта загрузки.

3. Сравнение с принятым диапазоном центровок.

Если полученные значения положения центра масс самолёта \bar{x}_T относительно средней аэродинамической хорды не входят в допустимый диапазон, то проектантом в автоматизированном режиме или же на основе формализованных условий самой моделью в автоматическом режиме осуществляется пересчёт центровки путём выбора одного или нескольких способов, заложенных в модель:

- перекомпоновка грузов и агрегатов;
- перемещение груза или агрегата массой m_i из начального положения $X_{i\text{нач}}$ в новое $X_{i\text{нов}}$, что смещает центровку самолета $\bar{\Delta X}_M$ на величину

$$\bar{\Delta X}_M = \frac{m_i}{m_0} \cdot \frac{X_{i\text{нач}} - X_{i\text{нов}}}{b_A}. \quad (6)$$

При этом в модели используются не только приоритеты по перекомпоновке конкретных грузов и агрегатов, но и допустимый диапазон их перемещений в соответствии с компоновочными решениями в проектируемом самолёте.

В качестве примера показана отцентрированная модель среднемагистрального самолёта по осям ОХ и ОУ (рис. 6 и 7).

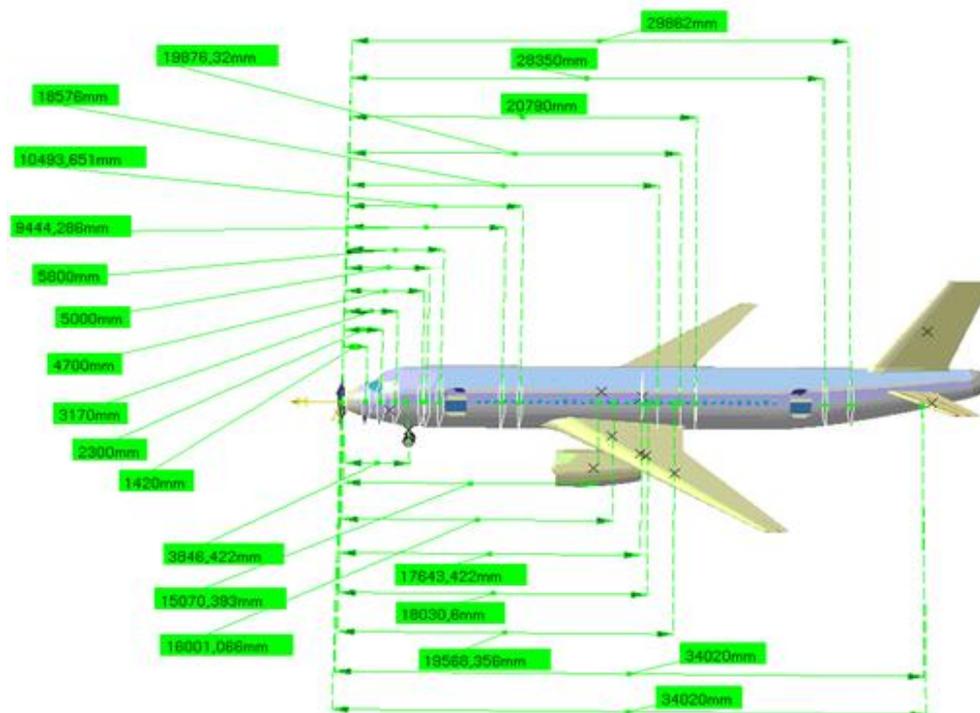


Рис.6. Отцентрированная по оси ОХ модель самолёта

DETERMINATION OF AIRCRAFT PART MASSES BASED ON A PARAMETRIC 3D MODEL AT THE STAGE OF TECHNICAL PROPOSALS

© 2013 N. M. Borgest¹, A. A. Gromov¹, A. I. Tarabaeva²

¹Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov
(National Research University)
²«НИК – Самара» plc, Samara

The paper presents a computer model of masses of the basic aircraft units at the stage of technical proposals in a 3D CAD system CATIA. Comparative analysis of the models of aircraft part masses is carried out. An algorithm of automatic aircraft plane balance is proposed on the basis of the 3D model developed.

Mass calculation, method of multiple calculations, aircraft configuration, CAD CATIA.

Информация об авторах

Боргест Николай Михайлович, кандидат технических наук, профессор кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: borgest@yandex.ru. Область научных интересов: онтология проектирования, искусственный интеллект, системы автоматизированного проектирования.

Громов Андрей Александрович, студент, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: gomer191@mail.ru. Область научных интересов: системы автоматизированного проектирования.

Тарабаева Анна Ивановна, инженер-конструктор ООО «НИК-Самара». E-mail: anna_tarabaeva@list.ru. Область научных интересов: системы автоматизированного проектирования.

Borgest Nikolay Mikhaylovich, candidate of technical science, professor of the aircraft design department, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: borgest@yandex.ru. Area of research: ontology of designing, artificial intelligence, CAD systems.

Gromov Andrey Aleksandrovich, undergraduate student, aircraft design faculty, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: gomer191@mail.ru. Area of research: CAD systems.

Tarabaeva Anna Ivanovna, design engineer, «NIK-Samara» plc. E-mail: anna_tarabaeva@list.ru. Area of research: CAD systems.