



Конкурс научно-технических работ

Название работы	Методика расчета нагрузок на планер пассажирского самолета при заклинивании органов управления
Секция	Проектирование
Авторы	Новокрещенных Михаил Юрьевич, начальник бригады
Предприятие (служба КЦ)	КБ ИЦ им. А.С. Яковлева)

1 Предмет проекта

1.1 Наименование проекта

Методика расчета нагрузок на планер пассажирского самолета при заклинивании органов управления.

1.2 Заявитель проекта

Новокрещенных Михаил Юрьевич, начальник бригады нагрузок отдела нагрузок и аэроупругости КБ ИЦ.

1.3 Цель проекта

Расчет нагрузок на планер пассажирского самолета в случае заклинивания органов управления с продолжением безопасного полета. Демонстрация возможностей используемой методики для обеспечения достоверного расчета нагрузок на планер при заклинивании органов управления.

1.4 Актуальность проблемы, предлагаемой к решению в рамках проекта

В настоящее время при расчете нагрузок на планер самолета в случае заклинивания органов управления предъявляются требования Методов определения соответствия (МОС) п.671 в части прочности, согласно которым конструкция самолета должна быть спроектирована таким образом, чтобы продолженный безопасный полет и посадка обеспечивались после любого единичного заклинивания в обычно встречающемся положении. Расчет нагрузок на планер самолета при заклинивании органов управления является актуальной задачей повышенной трудности, требующей учета динамики самолета при маневрировании с одним заклинившим органом управления, учета характеристик системы управления и приводов органов управления. Применение предлагаемой методики расчета позволяет существенно упростить решение задачи и обеспечить оперативную и достоверную оценку расчета нагрузок на планер при заклинивании органов управления.

1.5 Описание задач, предлагаемых к решению в рамках проекта

Расчет нагрузок на планер при заклинивании органов управления с помощью математического моделирования в программной среде IMAD. Применение методики расчета нагрузок при заклинивании органов управления для оперативного расчета

упругой модели с системой управления с одним заклинившим органом управления.

2 Конкурентный анализ

Для расчета нагрузок на планер самолета в настоящее время активно используются такие МКЭ программы, как MSC Nastran, NX Nastran (с модулем Femap) и ANSYS. Они обладают широкими возможностями по выбору различных опций расчета (расчет собственных форм и частот колебаний модели, решение нестационарных и нелинейных задач и т.д.). Существенной сложностью в использовании этих программ является невозможность расчета нагрузок с учетом работы системы управления.

3 Предлагаемое решение проблемы

В настоящей работе представлена методика расчета нагрузок на планер самолета МС-21 в случае заклинивания органов управления с помощью программного комплекса IMAD.

В IMAD модель самолета формируется с помощью подконструкций двух типов: упругая балка – балочная расчетная модель и тонкая несущая поверхность – аэродинамическая модель (Рисунок 1).

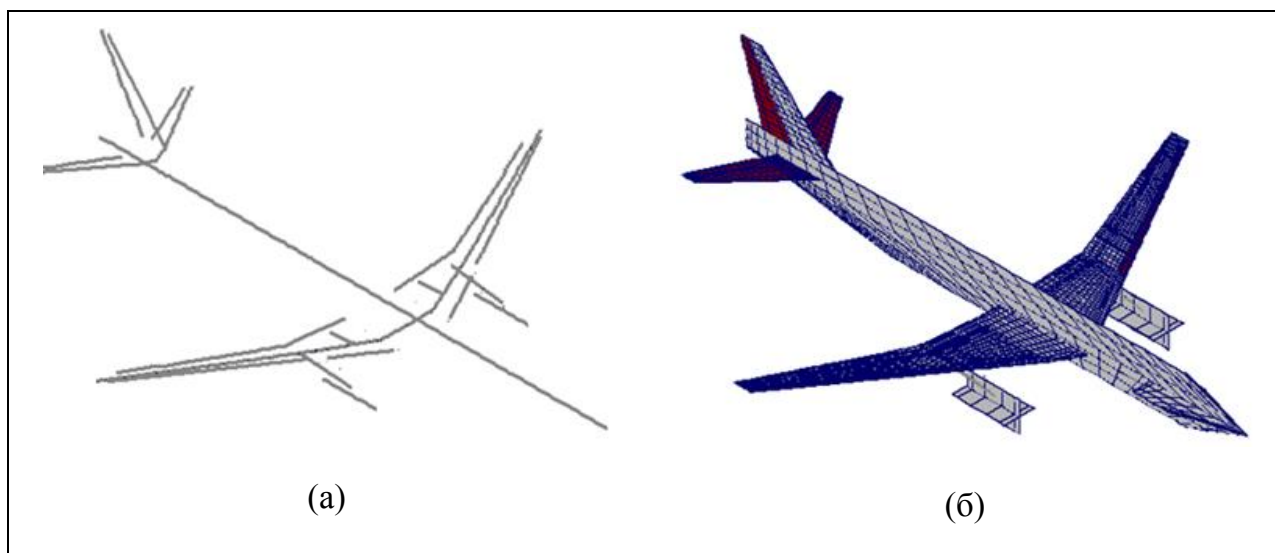


Рисунок 1 – Общий вид балочной расчетной модели самолета (а) и общий вид аэродинамической модели самолета (б)

Балочная расчетная модель актуализирована по результатам наземных частотных испытаний самолета: заданы жесткости и массово-инерционные

характеристики. Аэродинамическая модель самолета задана с помощью панельного метода, учитывающего эффект сжимаемости потока (стационарный и нестационарный поток).

Для расчета переходных процессов нагрузок при нестационарных маневрах создана динамическая модель самолета, включающую в себя систему управления с нелинейными моделями приводов элеронов и рулей.

Отличительная особенность программного комплекса IMAD от аналогичных программ заключается в возможности рассмотрения динамики полета самолета с учетом упругости конструкции и работы системы управления.

Динамическая модель самолета с системой управления состоит из следующих схем:

- схема динамики полета (Рисунок 2), включающая в себя блоки динамики твердого тела (пространственное движение самолета как твердого тела), динамики упругого тела (вынужденные колебания и деформация конструкции самолета как упругого тела), аэродинамики самолета (вычисление аэродинамических сил и моментов относительно центра масс самолета), а также блок с параметрами модели стандартной атмосферы и блок для записи внешних и внутренних нагрузок на конструкцию самолета.

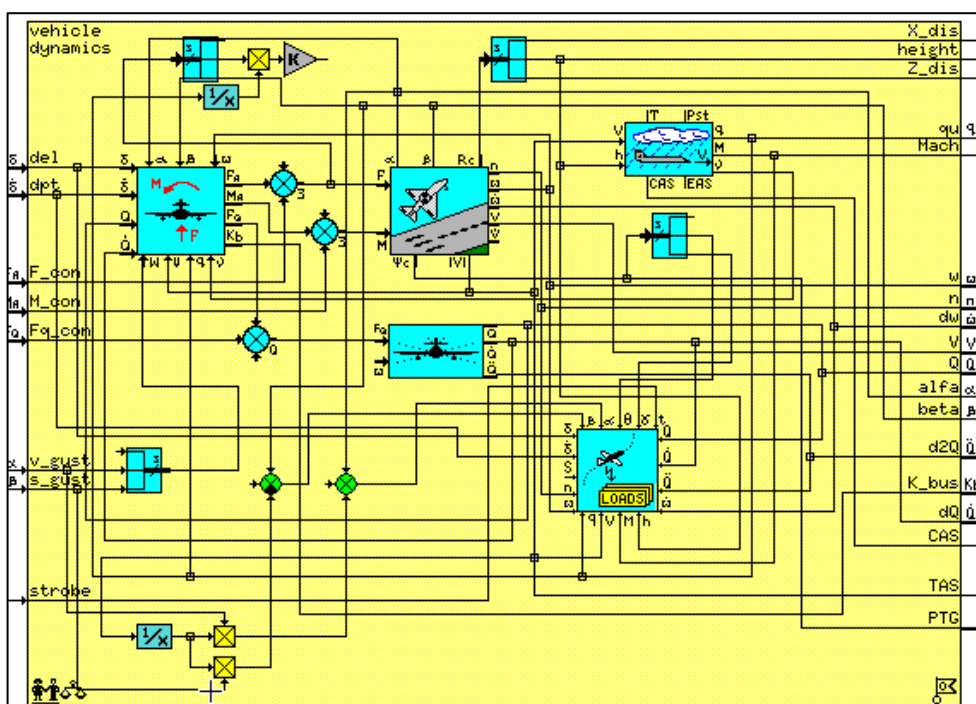


Рисунок 2 – Схема динамики полета

– схема системы дистанционного управления (СДУ) (Рисунок 3), включающая в себя блоки с продольным и боковым каналами управления, приводами отклоняемых поверхностей и блока для сборки скалярных значений углов и скоростей отклонения органов управления в векторные сигналы, то есть, связующее звено между управляющими сигналами основного контура системы управления и динамикой упругого самолета.

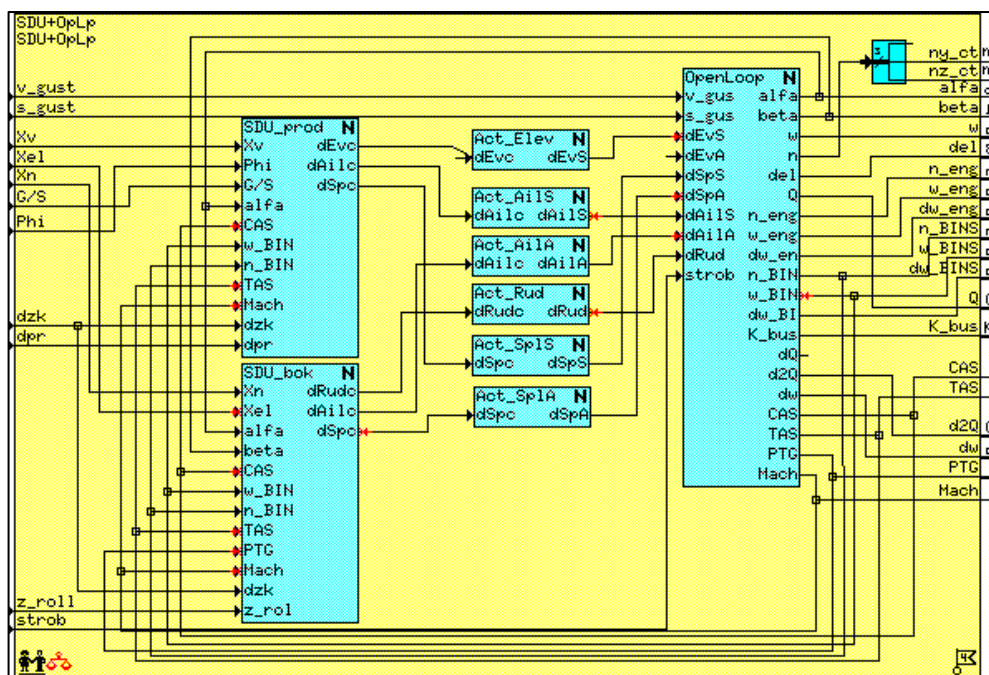


Рисунок 3 – Схема СДУ

Продольный канал управления (Рисунок 4) состоит из следующих блок-схем: прямое управление самолетом (блок вычисляет сигнал прямого управления рулем высоты), позиционные связи (формирует позиционные обратные связи по сигналам перегрузки, угловой скорости и углу атаки) и интегральные связи (формирование подынтегрального выражения как функцию угловой скорости тангажа, перегрузки и угла атаки) (Рисунок 5). В продольном канале реализованы ограничения по нормальной перегрузке (ограничена максимальными эксплуатационными значениями при убранной и выпущенной механизации крыла), по углу тангажа (ограничение хода универсальной боковой ручки управления (УБРУ) и ограничение максимального угла атаки. С целью снижения нагрузок на крыло при выполнении маневров установлена система снижения маневренных нагрузок (ССМН), формирующая управляющие сигналы на внешние секции

интерцепторов и элероны в зависимости от режима полета и заданной нормальной перегрузки (симметричное отклонение элеронов и интерцепторов).

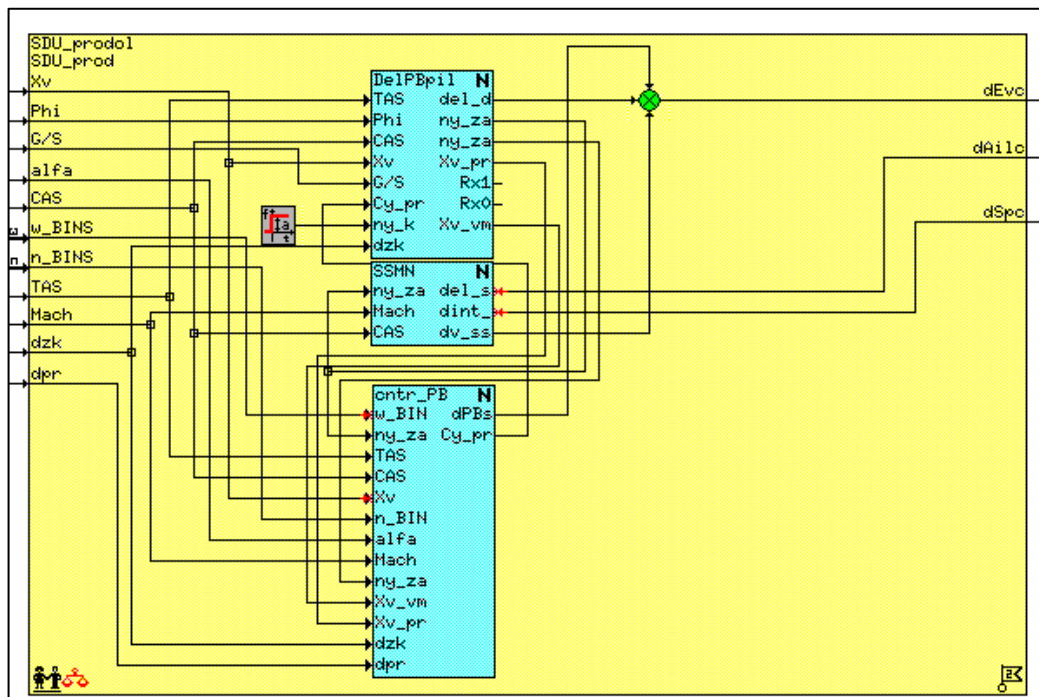


Рисунок 4 – Продольный канал управления

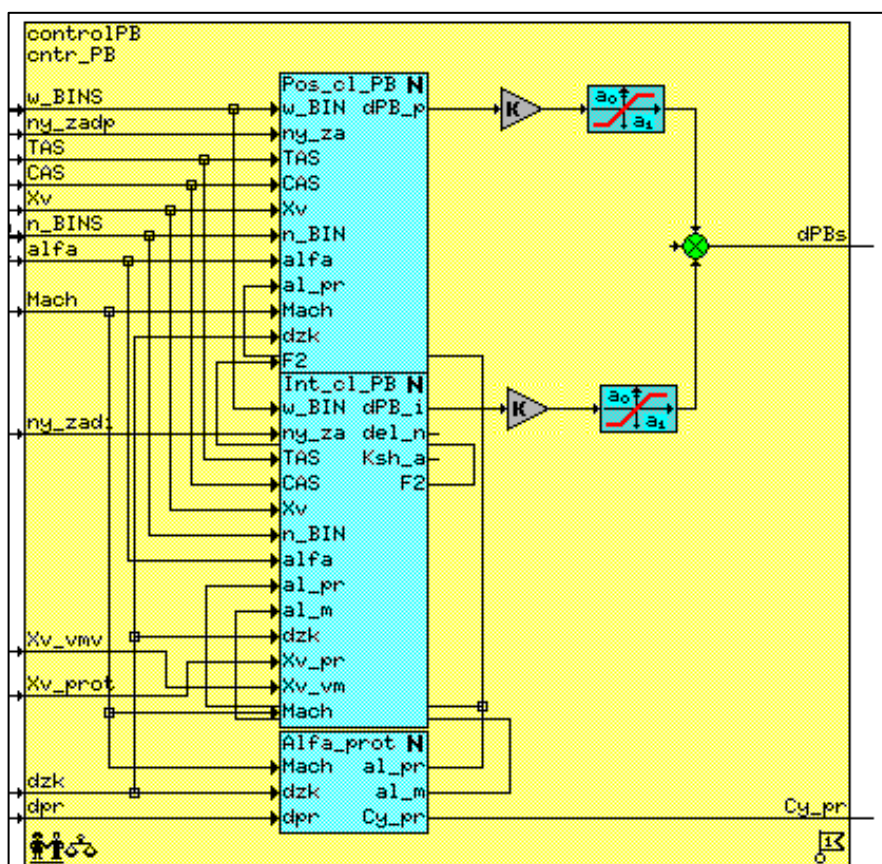


Рисунок 5 – Позиционные и интегральные связи

Алгоритмы управления боковым каналом (Рисунок 6) используют обратные связи по угловым скоростям крена и рысканью, углу крена и боковой перегрузки и состоят из следующих блок-схем: руль направления (включает в себя ограничение максимальное отклонение руля направления в зависимости от приборной скорости и перекрестную связь по УБРУ), управление элеронами (формирование сигнала управления элеронами по сигналам управления УБРУ и сигналам обратных связей, а также сигнал прямого управления интерцепторами таким образом, чтобы отклонение интерцепторов в режиме управления элеронами происходило после выхода сигнала прямого управления элеронами на ограничение. В боковом канале блок управления интерцепторами и воздушными тормозами формирует сигналы на интерцепторы как для управления по крену, так и для управления воздушным торможением в полете.

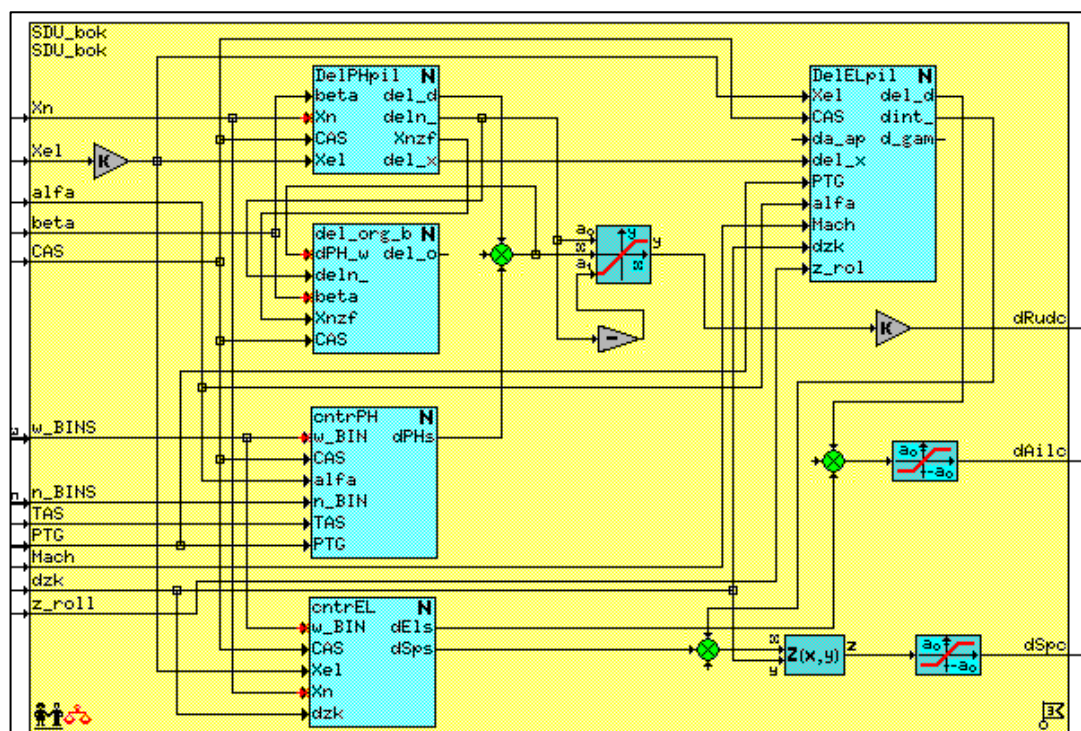


Рисунок 6 – Схема бокового канала управления

– расчетная схема для определения нагрузок (Рисунок 7), включающая в себя блоки с начальными параметрами расчета: балансировочный угол отклонения стабилизатора, начальные углы отклонения предкрылков и закрылков и сигнала от (УБРУ) по каналу тангажа. Также на данной схеме предусмотрен вывод параметров нагружения с датчиков, установленных в выбранных точках конструкции самолета.

руле высоты необходимо контролировать уровень изгибающих и крутящих моментов фюзеляжа и оперения, а также нагружение узлов навески стабилизатора.

Моделирование заклинивания правого руля высоты производится в несколько этапов:

- 1) Балансировка самолета в горизонтальном полете (Рисунок 8) с помощью стабилизатора на выбранном режиме и выпуском механизации крыла при необходимости. При выполнении маневров положение стабилизатора не меняется.
- 2) Отключение управления правым рулем высоты в сцене балансировки и в системе управления, а также установка угла отклонения руля равного углу заклинивания, возможно в эксплуатации.
- 3) Выполнение установившегося симметричного маневра.
- 4) Выполнение контролируемого маневра по тангажу.
- 5) Сравнение полученных нагрузок с расчетными, увеличение угла заклинивания, повторение шагов 3 – 5 до достижения расчетных нагрузок.

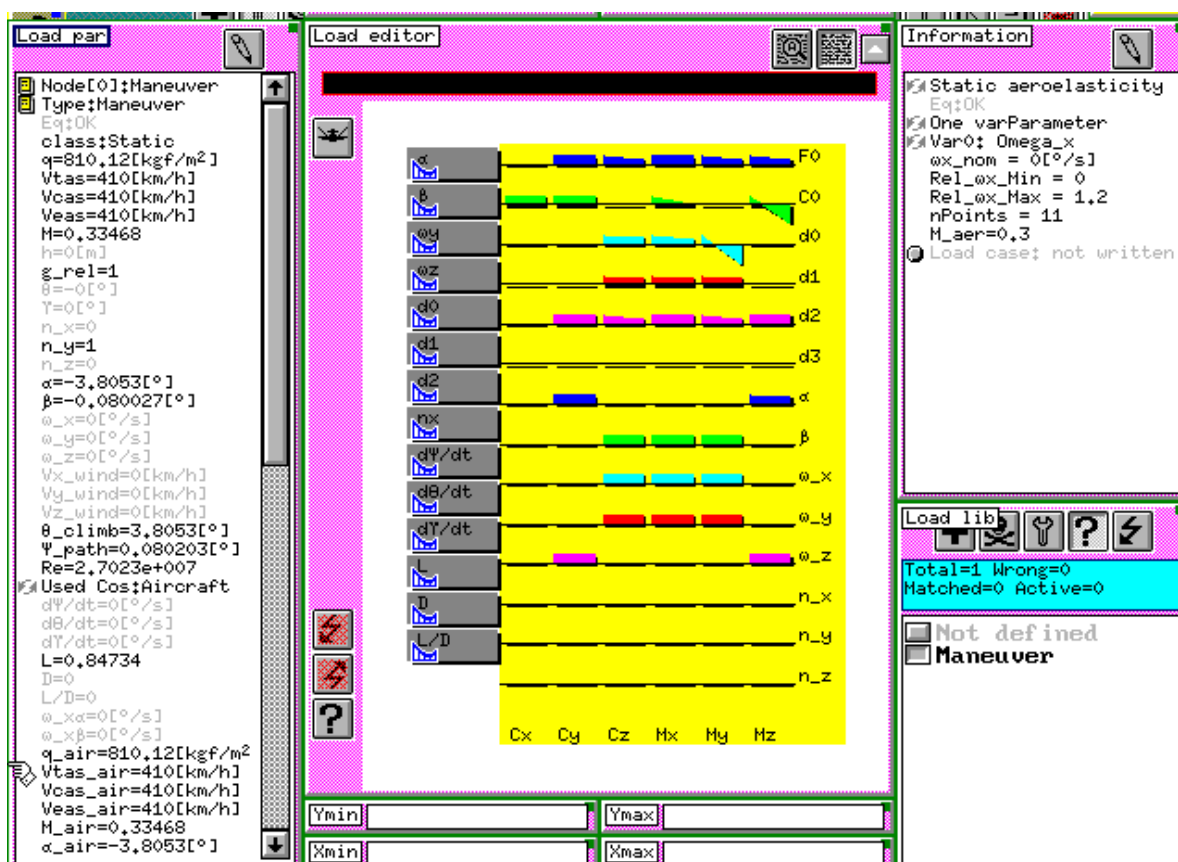


Рисунок 8 – Сцена балансировки самолета

При установившемся симметричном маневре предельный угол отклонения правого руля высоты выставляется таким образом, чтобы обеспечить непревышение расчетных крутящих моментов в корне консольной части стабилизатора, а также суммарную нагрузку на узлы навески стабилизатора. Пример нахождения предельных углов и полученной нагрузки на консоли стабилизатора и узлы его навески показан ниже (Рисунок 9). Выставляется начальное значение угла отклонения правого руля высоты (Рисунок 9(а)) и механизации крыла в сцене балансировки самолета (столбец δ_0). Углы отклонения органов управления и механизации крыла при данной балансировке автоматически выставляются в столбце (δ). Далее происходит оценка нагружения консолей стабилизатора по показаниям датчиков DNM (Рисунок 9(б)). Если нагрузка на консолях стабилизатора не превышает расчетную, то оценивается нагружение в узлах навески стабилизатора ((Рисунок 9(в)). При нагрузке, превышающей расчетную, необходимо уменьшить угол отклонения правого руля высоты и повторить ту же методику до достижения непревышения расчетной нагрузки на узлы навески стабилизатора.

flap	name	δ_0 [°]	δ [°]	$d\delta/dt$ [°/s]	AerHingeM [T*m]
0	zacrk	10	10	0	-4.21
1	predkr	0	0	0	6.31
2	int-4R	10	10	0	-0.242
3	int-4L	10	10	0	-0.241
4	int-3R	10	10	0	-0.218
5	int-3L	10	10	0	-0.218
6	int-2R	10	10	0	-0.253
7	int-2L	10	10	0	-0.253
8	int-1	10	10	0	-0.475
9	aileronR	0	2.54	0	-0.0919
10	aileronL	0	-2.54	0	-0.076
11	StabAx	0	1.3	0	1.48
12	Rudder	0	-0.556	0	-0.00046
13	ElevatorR	-8	-8	0	0.0984
14	ElevatorL	0	1.3	0	-0.0103

(a)

DNM	name	Nx [T]	Ny [T]	Nz [T]	Mx [T*m]	My [T*m]	Mz [T*m]
0	fus-6	1.04e-006	-5.51	0.0181	-0.244	-0.0672	-14.9
1	fus-m1	1.4e-006	-14.6	0.023	-0.311	-0.207	-80.3
2	fus_m2	1.35e-006	-52.8	0.0247	-2.77	-0.231	-98.5
3	fus_m5	-9.38e-007	26.1	-0.00251	-7.48	-0.618	-229
4	fus_m14	-3.59e-007	10.8	-0.0027	-7.04	-0.597	-61.5
5	fus_m23	-3.18e-007	7.47	-0.171	-7.95	-0.535	-8.05
6	fus_24	-1.47e-007	2.19	-1.32	-4.54	-0.273	-1.16
7	UTail_0m	-0.342	0.264	-0.0998	0.0346	0.0311	1.01
8	UTail_2m	-0.147	0.188	-0.0104	0.0472	-0.111	0.409
9	UTail_4m	-0.0559	0.0762	0.0374	0.045	-0.0049	0.127
10	UTail_6m	-0.0161	0.0209	0.0153	0.0101	-0.0106	0.0237
11	stab_0	-0.0713	3.47	0.112	-0.369	0.0545	-0.939
12	stab_1	-0.0713	3.47	0.112	-0.414	0.111	-2.68
13	stab_2	-0.0713	3.49	0.112	-0.493	0.17	-4.52
14	stab_0m	-0.0228	-1.07	0.0128	0.943	-0.0352	-5.73
15	stab_2m	-0.00045	-1.42	0.00033	0.475	-0.00916	-2.31
16	stab_4m	-0.00266	-0.509	0.00194	0.106	-0.00105	-0.418
17	stab_5m	-0.00113	-0.243	0.00118	0.0594	-0.000355	-0.0523
18	stab_0m1	-0.0228	0.437	-0.0128	-0.204	0.0353	1.00

(б)

JNM	name	Nx [T]	Ny [T]	Nz [T]
0	UTail_0	-2.25e-007	0.47	0.115
1	rudder_0	0.0118	0.00684	-0.00207
2	rudder_1	0.00997	0.00577	0.00001
3	rudder_2	0.0119	0.00686	-0.0118
4	rudder_3	-0.046	0.0675	0.0117
5	rudder_4	0.00657	0.0038	-0.00004
6	rudder_5	0.00578	0.00335	-0.0156
7	stab_0	-0.112	5.33	-0.243
8	stab_1	0	-1.59	0
9	stab-root_2	0.112	-2.51	-0.00931

(в)

Рисунок 9 – Нахождение предельных углов отклонения правого руля высоты (а), оценка полученных крутящих и изгибающих моментов на консолях стабилизатора (б), оценка суммарной вертикальной силы в узлах навески стабилизатора (в)

Для выполнения контролируемого маневра по тангажу УБРУ отклонялась по синусоидальному закону с пологим участком с учетом алгоритмов работы продольного канала СДУ (Рисунок 10). Максимальные значения внутренних силовых факторов определялись следующим образом: определялась круговая недемпфированная частота короткопериодических колебаний самолета в потоке для каждого рассмотренного режима полета путем решения динамической системы «упругий самолет – КСУ» в частотной области. Иными словами, находилась частота тангажного тона упругого самолета и её значение использовалось в законе отклонения УБРУ.

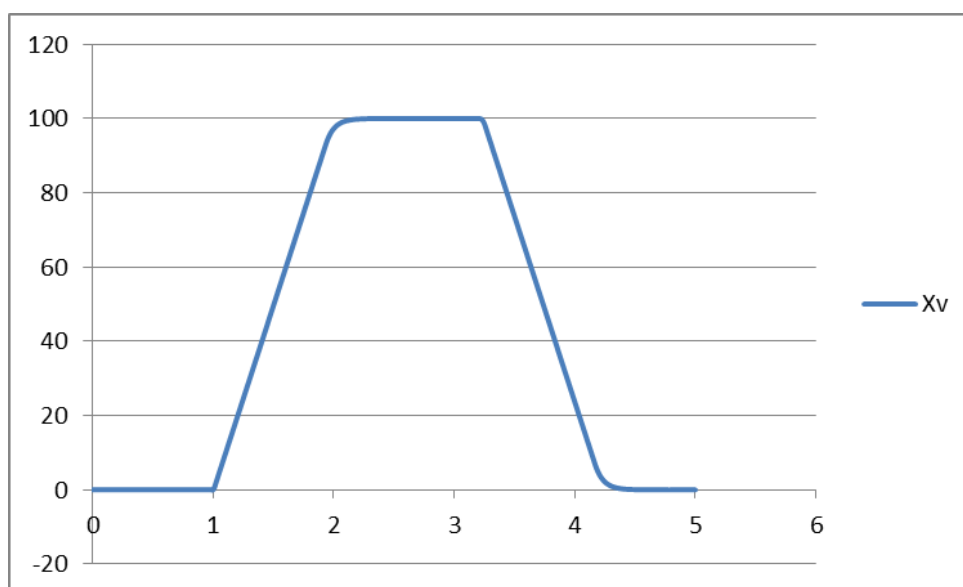


Рисунок 10 – Закон отклонения руля высоты

Максимальные нагрузки на консоли и узлы навески стабилизатора, действующие «вниз», достигались при обратном отклонении УБРУ после выхода на минимальную перегрузку, максимальные нагрузки на консоли и узлы навески стабилизатора, действующие «вверх», достигались при обратном отклонении УБРУ после выхода на максимальную перегрузку (Рисунок 11).

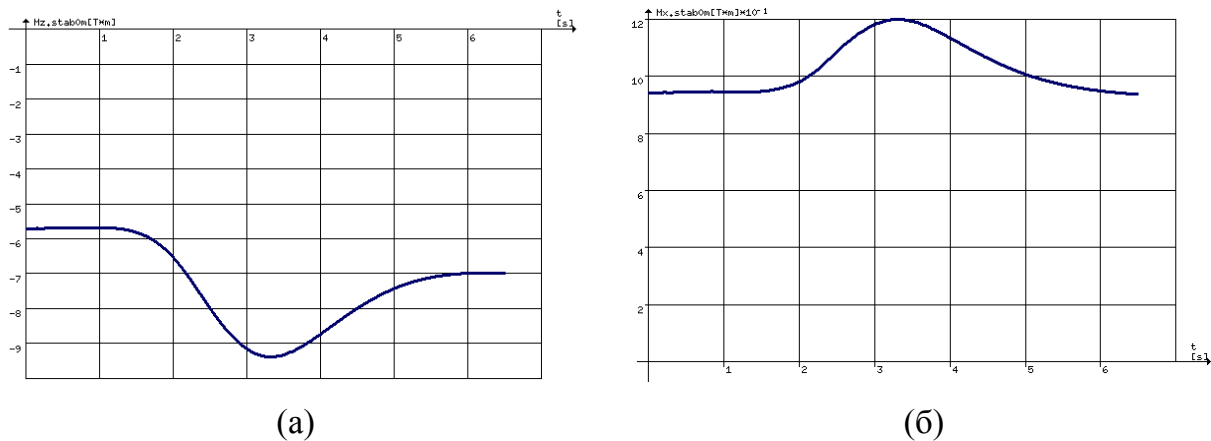


Рисунок 11 – Максимальные значения внутренних силовых факторов в корневом сечении стабилизатора при отклонении УБРУ вниз (а) и отклонении УБРУ вверх (б)

Приведены результаты расчета предельных углов отклонения правого руля высоты по нагружению планера при выполнении установившихся симметричных (Рисунок 12 – Рисунок 13) и контролируемых маневров по тангажу (Рисунок 14 – Рисунок 15) для скоростей полета 330, 410, 500 и 600 км/ч. Данные приведены для самолета с максимальным взлетным весом и для пустого снаряженного самолета. На графиках показано, что значения углов отклонения, возможных в эксплуатации самолета, лежат внутри области полученных предельных углов РВ по нагружению планера.

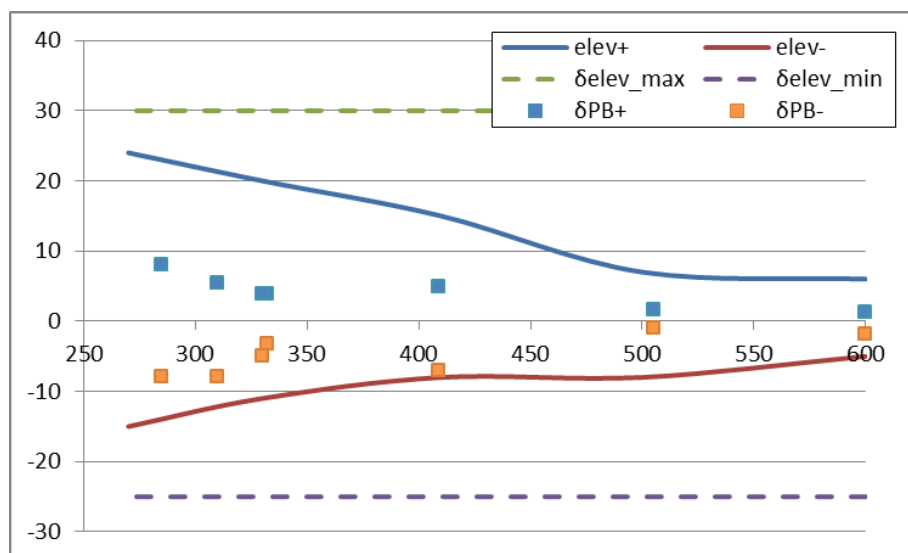


Рисунок 12 – График изменения предельного угла заклинивания правого руля высоты при выполнении установившегося маневра в зависимости от скорости полета для самолета с максимальным взлетным весом. Пунктиром обозначены физические ограничения отклонения руля высоты, точками обозначены возможные в эксплуатации углы отклонения

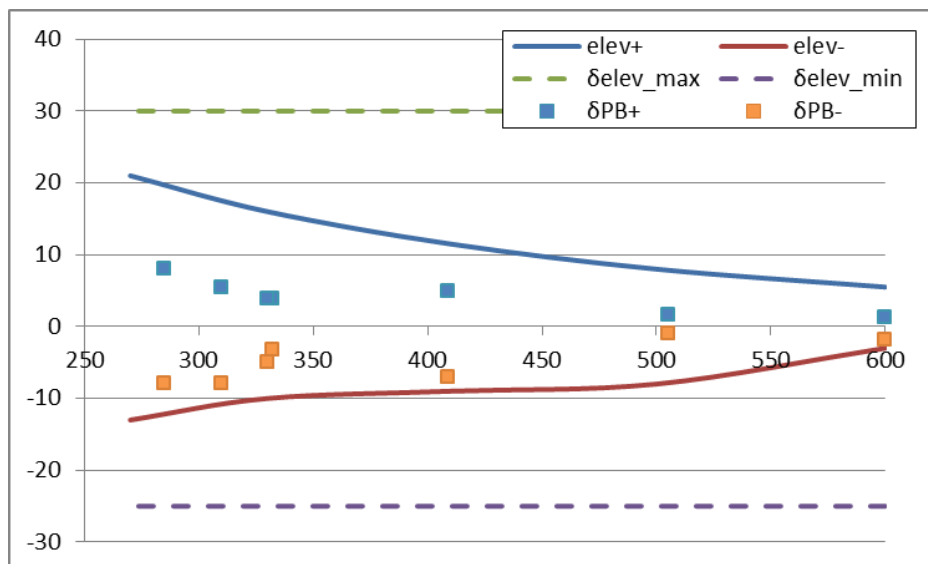


Рисунок 13 – График изменения предельного угла заклинивания правого руля высоты при выполнении установившегося маневра в зависимости от скорости полета для пустого снаряженного самолета. Пунктиром обозначены физические ограничения отклонения руля высоты, точками обозначены возможные в эксплуатации углы отклонения

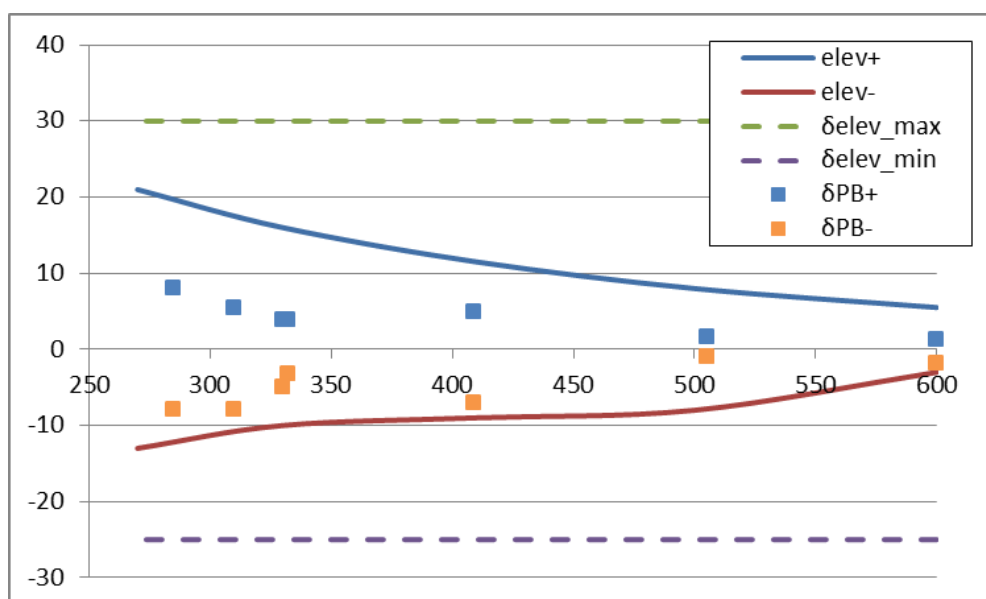


Рисунок 14 – График изменения предельного угла заклинивания правого руля высоты при выполнении контролируемого маневра в зависимости от скорости полета для самолета с максимальным взлетным весом. Пунктиром обозначены физические ограничения отклонения руля высоты, точками обозначены возможные в эксплуатации углы отклонения

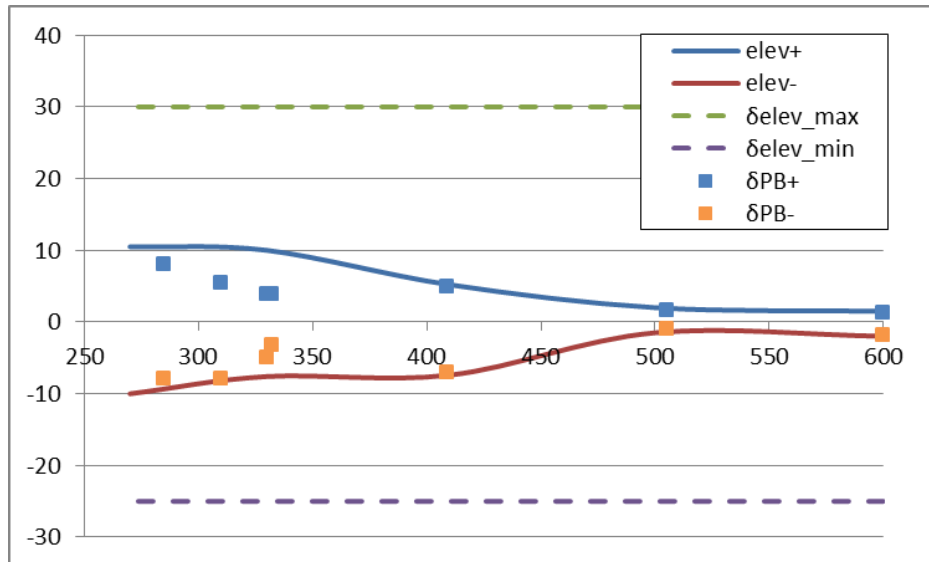


Рисунок 15 – График изменения предельного угла заклинивания правого руля высоты при выполнении контролируемого маневра в зависимости от скорости полета для пустого снаряженного самолета. Пунктиром обозначены физические ограничения отклонения руля высоты, точками обозначены возможные в эксплуатации углы отклонения

Эпюры с максимальными значениями внутренних силовых факторов (расчетные изгибающий и крутящий моменты) вдоль оси жесткости фюзеляжа и стабилизатора (наиболее нагруженные агрегаты для симметричного и контролируемого маневров) приведены ниже (Рисунок 16 – Рисунок 18). Для упрощения анализа предельные углы отклонения правого руля высоты оценивались по крутящему моменту фюзеляжа, т.к. крутящий момент фюзеляжа в сечении перед стабилизатором определяется нагрузкой на узлы навески стабилизатора. Изгибающие моменты на фюзеляже и стабилизаторе не превышают 80 % расчетных значений нагрузок.

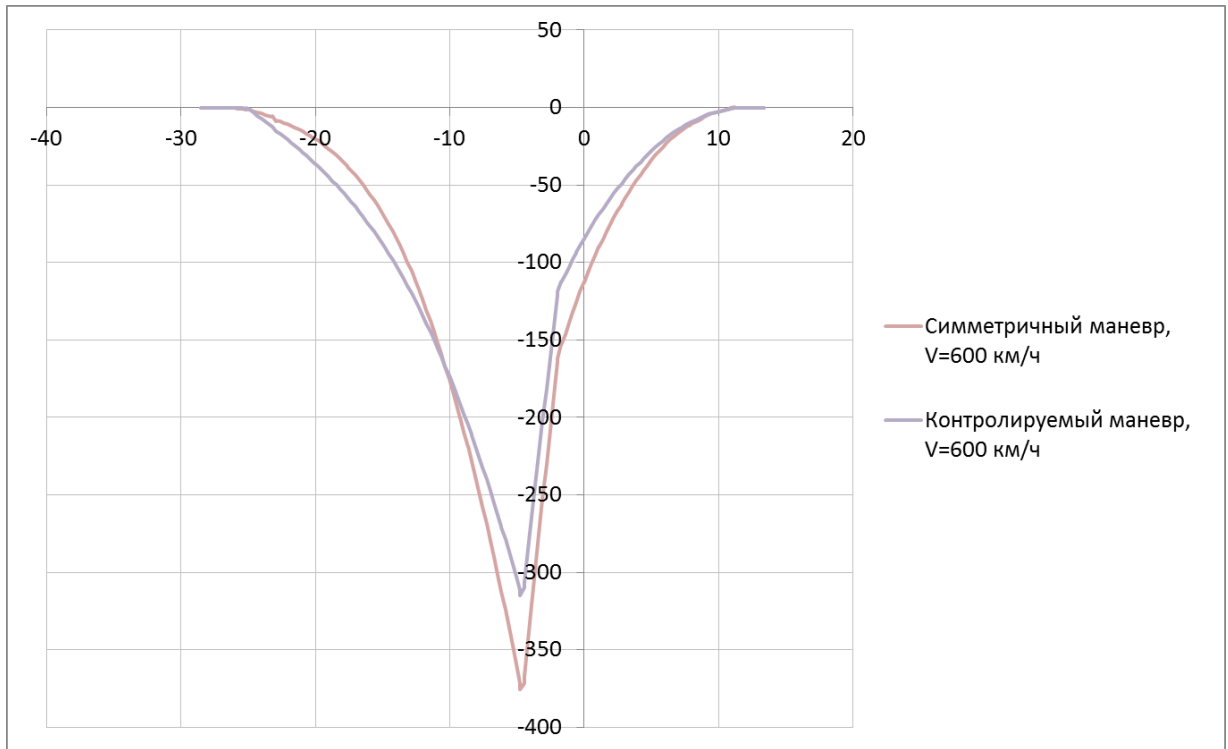


Рисунок 16 – Вертикальный изгибающий момент M_z вдоль оси жесткости фюзеляжа

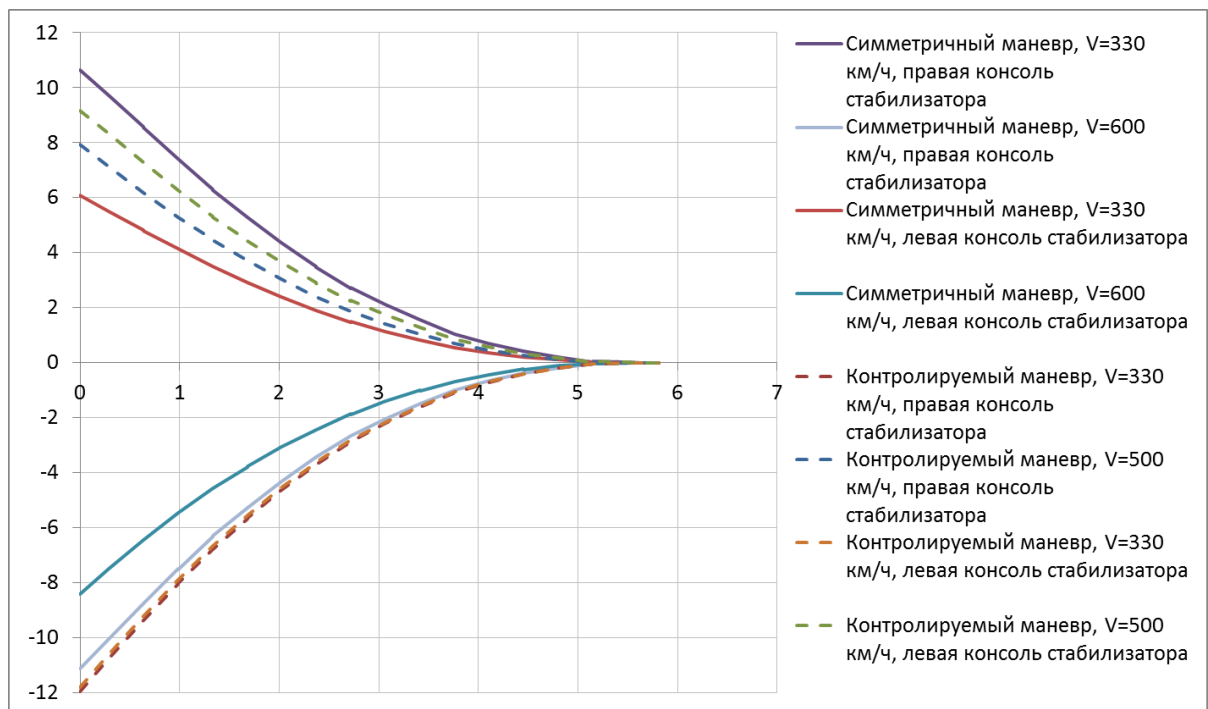


Рисунок 17 – Вертикальный изгибающий момент M_z вдоль оси жесткости стабилизатора

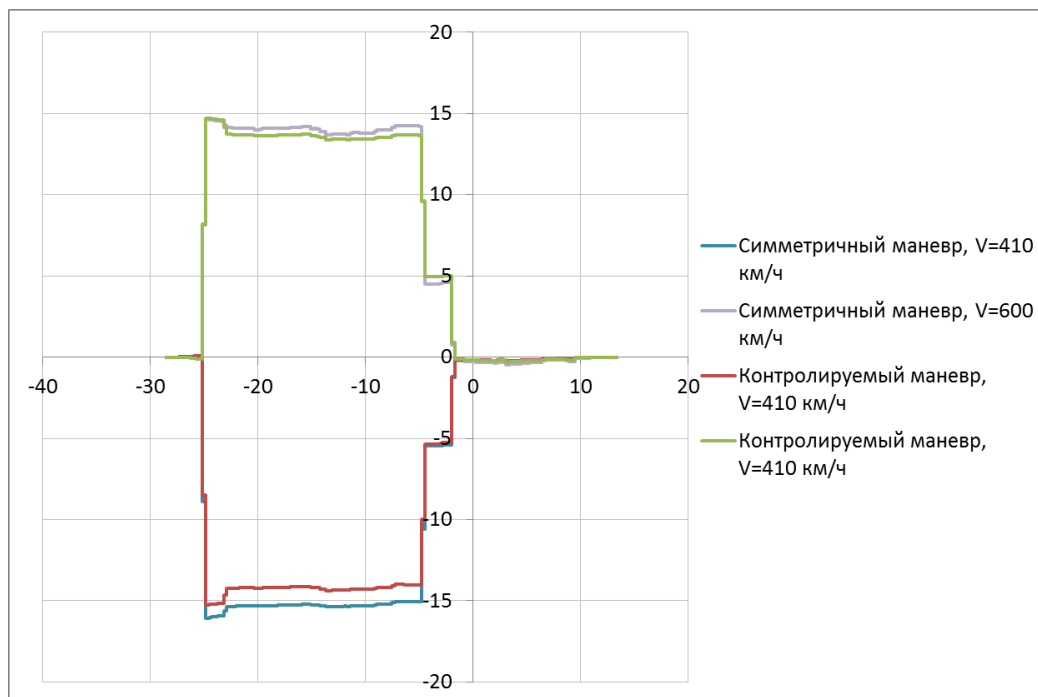


Рисунок 18 – Крутящий момент M_x вдоль оси жесткости фюзеляжа

Приведенная методика расчета нагрузок на планер при заклинивании правого руля высоты позволяет определить предельные по нагружению планера самолета положения заклинивания органов управления для каждой скорости полета, т.е. границы по углам заклинивания для каждой скорости, превышение которых нагрузит конструкцию выше огибающей расчетных случаев без учета заклинивания.

4 Научно-техническая часть проекта

4.1 Описание ожидаемого научно-технического результата проекта

Представленная методика расчета нагрузок на планер при заклинивании органов управления обеспечивает возможность оперативного и достоверного определения нагрузок на агрегаты планера самолета на ранних стадиях проектирования, что имеет большое значение при создании алгоритмов КСУ самолета и позволяет вносить в КСУ ограничения, связанные с предельными по нагружению планера самолета положениями заклинивания ОУ.

4.2 Обоснование выбора технических решений

Применение программы IMAD в данной методике расчета выгодно отличается значительным сокращением времени для расчета нагружения конечно-

элементной модели планера с учетом работы системы управления и особенностей нестационарной аэродинамики.

5 Внедрение проекта

Расчет нагрузок на планера пассажирского самолета при заклинивании органов управления по данной методике используется в документе 21-00-0С-0002-ADD. «Самолет МС-21-300. Сводный альбом нагрузок», использованного для демонстрации соответствия конструкции самолета требованиям СБ-21 по прочности.