

УДК 629.735.33

## Методика оценки влияния шарнирных моментов органов управления на динамические характеристики самолетов.

Шилова М.С.

К перспективным маневренным самолетам предъявляется ряд требований, в том числе по обеспечению незаметности в боковом ракурсе и снижению площади оmyваемой поверхности. Обеспечение заданных требований достигается в том числе установкой цельноповоротного вертикального оперения с малой площадью (например J-20, Китай). Это приводит к статической путевой неустойчивости на больших числах  $M$  полета. Требования по устойчивости и управляемости обеспечиваются системой управления.

Ключевые слова: методика, шарнирные моменты органов управления, привод, система управления.

### Введение

Для создания управляемого движения самолета необходимо отклонять соответствующим образом аэродинамические органы управления (ОУ). Набегающий поток, действующий на поверхность ОУ, создает относительно его оси вращения момент, называемый шарнирным. Величина шарнирного момента зависит от многих факторов, таких как скорость и высота полета, углы атаки и скольжения, угол отклонения самого ОУ, углы отклонения других органов.

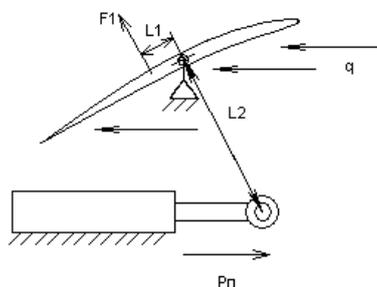


Рис.1 Силы и моменты действующие на ОУ.

Для того чтобы отклонить ОУ на требуемый угол необходимо преодолеть возникающий в процессе движения шарнирный момент. Чем больше величина этого момента, тем более мощным должен быть гидропривод, отклоняющий аэродинамическую

поверхность. Поскольку мощность гидропривода ограничена, то возможны случаи, когда невозможно реализовать заданный угол отклонения ОУ из-за превышения потребного шарнирного момента над максимальной тягой привода, и дальнейшее увеличение заданного сигнала на отклонение ОУ не имеет смысла. В этих случаях дефицит отклонения ОУ может ухудшить устойчивость и управляемость (УУ) самолета или привести к их потере.

Если самолет выполнен по нормальной аэродинамической схеме, то в непосредственной близости друг от друга оказываются несколько цельноповоротных органов управления: стабилизатор, вертикальное оперение, а также флапероны на крыле. Аэродинамическая интерференция между этими рулями значительно усложняет зависимости шарнирных моментов указанных органов от параметров полета и углов отклонения. Это в свою очередь, делает неприемлемой традиционную процедуру выбора мощности силовых гидравлических приводов, отклоняющих поверхности управления. Если учесть характерные для перспективных аэродинамических компоновок статическую неустойчивость в продольном и боковом каналах управления, то это требует разработки новых подходов к проблеме выбора шарнирных моментов сервоприводов.

Научная новизна работы заключается:

- в разработке методики оценки влияния шарнирных моментов органов управления на динамические характеристики самолета
- в создании математической модели динамики самолета с учетом шарнирных моментов органов управления для полунатурного моделирования
- в исследовании разработанной методики для определения допустимой эксплуатационной области с учетом нагрузки рулевых приводов.

Целью работы является разработка и применение методики оценки динамических характеристик самолета с системой управления с учетом действия шарнирных моментов органов управления.

## **Методика исследования характеристик устойчивости и управляемости с учетом шарнирных моментов органов управления**

Исследование влияния шарнирных моментов органов управления (ОУ) разделено на два этапа:

- моделирование движения самолета *без учета* влияния шарнирных моментов на рулевые приводы, т.е. ОУ отклоняются на угол, определяемый алгоритмами управления (сколько требуется для выполнения маневра). Расчет шарнирного момента производился для контроля. На этом этапе определяются режимы полета, где

наблюдается превышение шарнирного момента ОУ над располагаемой тягой привода как для штатной работы от двух гидросистем (ГС), так и при отказе одной из них.

- моделирование движения самолета с учетом влияния шарнирных моментов на привод ОУ (т.е. при достижении максимального значения шарнирного момента, равного максимальному располагаемому шарнирному моменту привода, ОУ становится на упор). В этой части работы для анализа выбраны области полета, в которых значения шарнирных моментов ОУ составляют 70% максимальных шарнирных моментов органов управления при штатной работе приводов от двух ГС. Приемлемым результатом является обеспечение нормированных характеристик устойчивости и управляемости. Выявление неудовлетворительных результатов (колебательность, неустойчивость и пр.) определяет недопустимость эксплуатации в полученной области полетов.

Для каждого органа управления в области (Н, М) вычислялись шарнирные моменты и располагаемые усилия на приводе для различных условий полета и типовых управляющих действий:

- прямолинейный горизонтальный полет;
- создание максимальных угловых скоростей крена и боковых перегрузок (углов скольжения) из горизонтального полета;
- установившиеся и неуставившиеся маневры с максимальными перегрузками (углами атаки);
- выход на минимальную перегрузку (угол атаки);
- поперечное управление на максимальной перегрузке (угле атаки);
- отказ одного двигателя.

Модель исследования представляет собой полную математическую модель динамики движения маневренного самолета с системой управления, выполненную на языке программирования С++ с использованием программного комплекса «Динамика С++». В эту модель включены модели гидросистемы и приводов, модель алгоритмов системы управления, расчет шарнирных моментов органов управления.

Разработанная методика оценки влияния шарнирных моментов органов управления на динамические характеристики самолета предполагает внедрение в практику исследовательских работ ОАО «ОКБ Сухого».

## **Исходные данные**

На основании исходных данных продувок моделей в аэродинамических трубах (АДТ), с учетом поправок на сходимость АДТ, создан банк аэродинамических коэффициентов шарнирных моментов органов управления. Специфика испытаний в АДТ (с ручной выставкой параметров) не предполагает представление результатов в единой сетке аргументов. Поэтому важной составляющей создания базы данных являлось приведение результатов к единой сетке аргументов методом линейной интерполяции, для ранее описанных комбинаций отклонений и чисел Маха проведен пересчет массивов.

В результате получены зависимости коэффициентов шарнирных моментов горизонтального  $m_{шГО}$  и вертикального оперений  $m_{шВО}$  однородных по аргументу, что позволило скомпоновать кривые по числу М полета и провести анализ (рис.2).

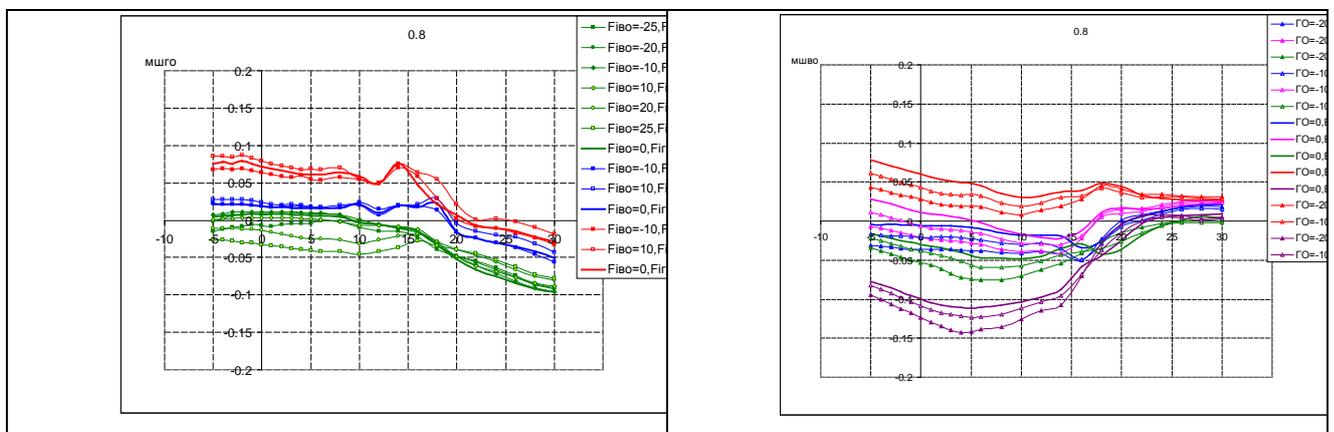


Рис.2 Шарнирные моменты горизонтального и вертикального оперений.

В виду новизны в работе проведен более подробный анализ такого органа, как цельноповоротного вертикального оперения (ЦПВО). Значения полных шарнирных моментов ЦПВО (с учетом  $\varphi_{BO} = 0^0$ ) нанесены на одну кривую для всех комбинаций отклонений, что графически демонстрирует величину взаимовлияния органов управления, расположенных в хвостовой части.

В первом приближении проведена оценка шарнирных моментов вертикального оперения при комбинациях отклонений  $\varphi_{BO} = \text{var}$  и  $\varphi_{ГО} = \text{var}$ . Для этого в эксплуатационной области полета проведен параметрический анализ шарнирного момента ЦПВО  $M_{шВО} = m_{шВО} \cdot q \cdot S \cdot b_a$  при максимальных отклонениях рулей, где:

$M_{шВО}$  - полный шарнирный момент ЦПВО,

$m_{шВО} = f(\alpha, M, \varphi_{BO}, \varphi_{ГО})$  - коэффициент шарнирного момента ЦПВО,

$q$  - скоростной напор,

$S \cdot b_a$  - произведение площади на хорду ЦПВО.

На  $M < 1$ ,  $\alpha = 0^\circ$  значения  $m_{uBO}$  лежат в рабочей области привода (по располагаемой тяге), даже с учетом отказа одной ГС, в том числе, когда  $\varphi_{BO}$  практически достигает своего максимального значения и стабилизатор находится на упоре. Видно, что при комбинации  $\varphi_{BO} = 0^\circ$ ,  $\varphi_{ГО} = -20^\circ$  происходит увеличение шарнирного момента относительно  $\varphi_{BO} = 0^\circ$ ,  $\varphi_{ГО} = 0^\circ$ , однако при одновременном отклонении стабилизатора и ЦПВО, например  $\varphi_{BO} = -10^\circ$ ,  $\varphi_{ГО} = -20^\circ$ , шарнирный момент уменьшается (рис.3).

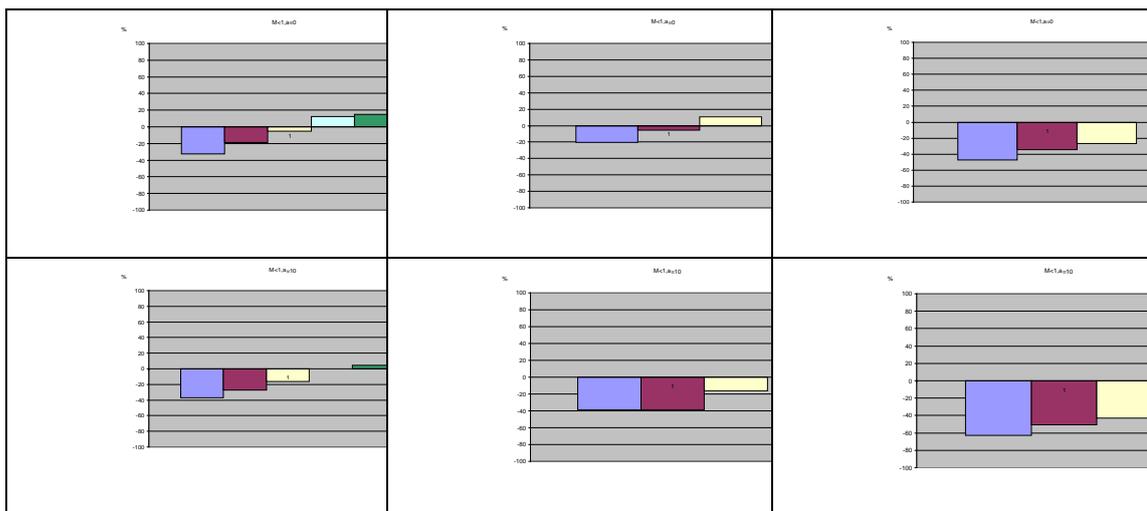


Рис.3 Шарнирные моменты вертикального оперения для различных углов атаки  $M < 1$ .

На  $M > 1$ ,  $\alpha = 0^\circ$  значения  $m_{uBO}$  при  $\varphi_{BO} = 0^\circ$ ,  $\varphi_{ГО} = 0^\circ$ ;  $\varphi_{BO} = 0^\circ$ ,  $\varphi_{ГО} = -20^\circ$ ;  $\varphi_{BO} = -10^\circ$ ,  $\varphi_{ГО} = -20^\circ$  незначительны, а при  $\varphi_{BO} = -10^\circ$ ,  $\varphi_{ГО} = 0^\circ$  и  $\varphi_{BO} = 10^\circ$ ,  $\varphi_{ГО} = 0^\circ$  достигает максимального значения по тяге привода.

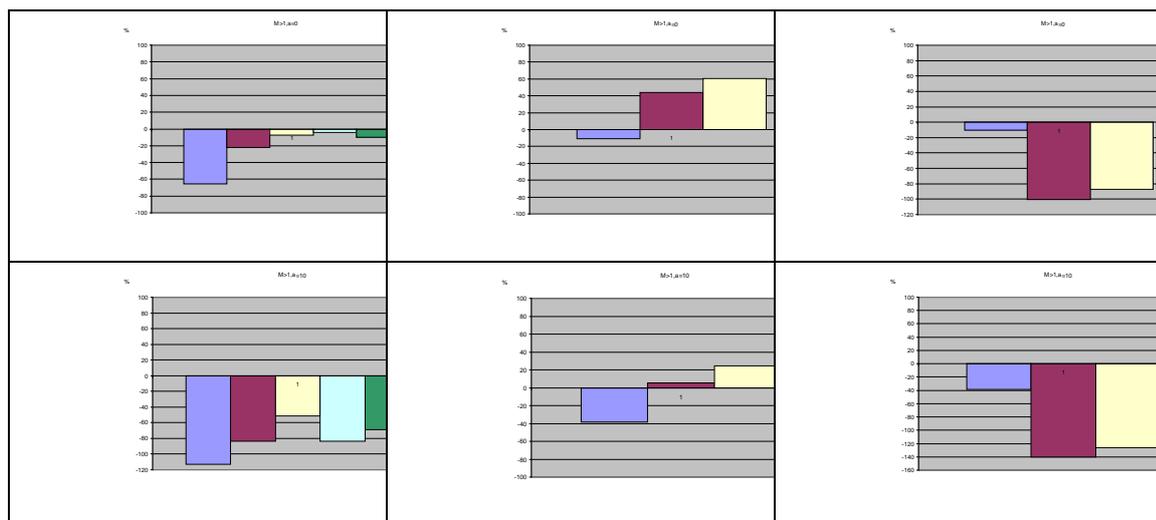


Рис.4 Шарнирные моменты вертикального оперения для различных углов атаки  $M = 1.1$ .

Математическая модель расчета коэффициентов шарнирных моментов, дополненная характеристиками взаимовлияния органов управления, расположенных в хвостовой части самолета, имеет вид:

$$m_{Ш_{НОС}} = m_{Ш_{НОС0}}(M) + \Delta m_{Ш_{НОС}}(\alpha, M) + \Delta m_{Ш_{НОС}}(\alpha, M, \delta_{НОС}), \quad (9)$$

$$m_{Ш_{\delta_{\phi_1}}} = m_{Ш_{\delta_{\phi_10}}}(M) + m_{Ш_{\delta_{\phi_1}}}(\alpha, M) + \Delta m_{Ш_{\delta_{\phi_1}}}(\alpha, M, \delta_{\phi_1}) + \Delta m_{Ш_{\delta_{\phi_1}}}(\alpha, M, \delta_{НОС}), \quad (10)$$

$$m_{Ш_{\delta_{\alpha_1}}} = m_{Ш_{\delta_{\alpha_10}}}(M) + m_{Ш_{\delta_{\alpha_1}}}(\alpha, M) + \Delta m_{Ш_{\delta_{\alpha_1}}}(\alpha, M, \delta_{\alpha_1}) + \Delta m_{Ш_{\delta_{\alpha_1}}}(\alpha, M, \delta_{НОС}), \quad (11)$$

$$m_{Ш_{ВО}} = m_{Ш_{ВО0}}(M) + m_{Ш_{ВО}}(\alpha, M) + \Delta m_{Ш_{ВО}}(\alpha, M, \beta) + m_{Ш_{ВО}}(\alpha, M, \varphi_{ГО}) + \Delta m_{Ш_{ВО}}(\alpha, M, \delta_{\phi_1}) + \Delta m_{Ш_{ВО}}(\alpha, M, \varphi_{ВО}) + \Delta m_{Ш_{ВО}}(\alpha, M, \varphi_{ГО=VAR}, \varphi_{ВО=VAR}), \quad (12)$$

$$m_{Ш_{ГО}} = m_{Ш_{ГО0}}(M) + m_{Ш_{ГО}}(\alpha, M) + \Delta m_{Ш_{ГО}}(\alpha, M, \delta_{\phi_1}) + \Delta m_{Ш_{ГО}}(\alpha, M, \varphi_{ГО}) + \Delta m_{Ш_{ГО}}(\alpha, M, \varphi_{ВО=VAR}, \varphi_{ГО=VAR}) \quad (13)$$

где:

$m_{Ш_{НОС}}$  - коэффициент шарнирного момента носка,

$m_{Ш_{\delta_{\phi_1}}}$  - коэффициент шарнирного момента флаперона,

$m_{Ш_{\delta_{\alpha_1}}}$  - коэффициент шарнирного момента элерона,

$m_{Ш_{ВО}}$  - коэффициент шарнирного момента вертикального оперения,

$m_{Ш_{ГО}}$  - коэффициент шарнирного момента горизонтального оперения.

## Применение методики

По результатам моделирования без учета влияния шарнирных моментов на привод сформирована огибающая кривая  $M_{ш_{\max}}(H, M)$ , характеризующая область превышения принятых максимальных шарнирных моментов каждым органом управления. На втором этапе работы проведен подробный анализ полученных областей согласно методике. На рис.5 приведен пример типовых переходных процессов моделирования с учетом шарнирных моментов органов управления.

В качестве примера приведен режима выхода на максимальную боковую перегрузку на большой приборной скорости и  $M > 1$ , где сказывается влияние шарнирного момента ЦПВО (рис.6). Наблюдается превышение располагаемого шарнирного момента и вследствие этого происходит потеря путевой устойчивости. При отключении блока моделирования шарнирных моментов, наблюдается аperiodический переходный процесс по боковой перегрузке и углу скольжения. При подключении блока моделирования шарнирных

моментов, видно, что в определенных режимах полета возможны случаи потери путевой устойчивости вследствие невозможности преодоления аэродинамического шарнирного момента приводом ЦПВО. Условием к данным случаям можно отнести: сочетание отклонения педали, числа  $M$  и величины скоростного напора.

Устранение данного явления возможно с помощью следующих мероприятий:

- увеличение мощности привода, что может оказаться неприемлемым по срокам и трудозатратам
- ограничение области полетов, что снижает маневренные возможности самолета
- ограничение заданного управляющего сигнала до уровня, при котором не превышаете максимальный шарнирный момент органа управления, что достигается уточнением алгоритмов системы управления.

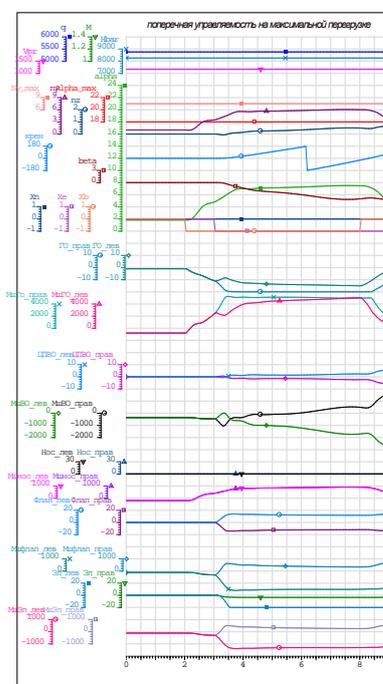


Рис.5 Типовые Переходные процессы моделирования с учетом шарнирных моментов органов управления.

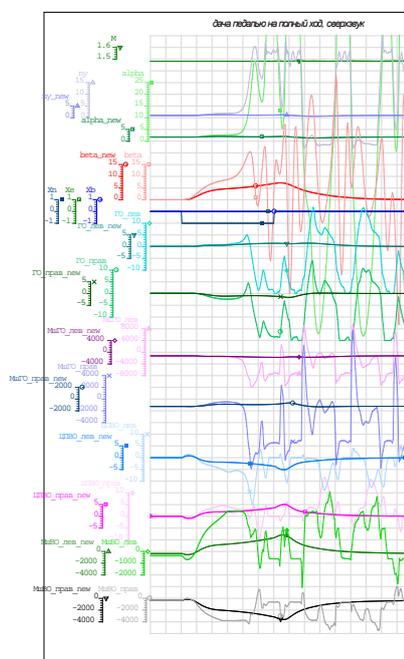


Рис.6 Переходные процессы моделирования с учетом шарнирных моментов органов управления на  $H=8\text{км}$  с доработанными алгоритмами управления.

## Выводы

- Предложена методика анализа влияния шарнирных моментов органов управления на динамику самолета и безопасность полета при моделировании на пилотажном стенде с использованием разработанной математической модели.
- Для перспективного высокоманевренного самолета создана математическая модель «самолет – система управления – шарнирный момент ОУ», позволяющая оценить степень влияния различных факторов на динамические характеристики самолета, таких как: устойчивость и управляемость, отказ гидросистемы и изменение нагрузок на ОУ.
- Моделирование с учетом влияния шарнирных моментов позволяет определить области полетов режимов полета, где может возникнуть необходимость доработки алгоритмов системы управления, например в боковом канале.

#### **«Библиографический список»**

1. Аэродинамика самолета. И.В. Остославский. Москва: Государственное издательство оборонной промышленности 1957г.-560с.
2. Электрогидравлические рулевые приводы систем управления полетом маневренных самолетов. Учебное пособие. Константинов С.В., Редько П.Г., Ермаков С.А.М: Янус-К,2006-316с.

Шилова Мария Сергеевна, инженер-конструктор 2 категории ОАО «ОКБ Сухого», тел.:8-916-132-88-82, [gusseva@mail.ru](mailto:gusseva@mail.ru).