

УДК 629.735.33.015.017.3.025.035

В.П. ПУСТОВОЙТОВ

Авиационный научно-технический комплекс им. О.К. Антонова, Украина

К РАСЧЕТУ ХАРАКТЕРИСТИК ШАРНИРНЫХ МОМЕНТОВ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ ТУРБОВИНТОВЫХ САМОЛЕТОВ

Предлагаются разработанные на основе анализа экспериментальных данных эмпирические формулы для расчета частных производных коэффициентов шарнирных моментов органов управления с осевой, роговой и серво-компенсациями по углам атаки (скольжения) стабилизирующих поверхностей и углам отклонения органов управления и их сервоповерхностей. Излагаются условия, которые определяют диапазон применимости этих формул по углам атаки (скольжения) стабилизирующих поверхностей и углам отклонения органов управления и их сервоповерхностей. Предложен способ построения нелинейных участков зависимости коэффициента шарнирного момента органа управления от угла атаки (скольжения) стабилизирующей поверхности.

Ключевые слова: орган управления, осевая, роговая и серво-компенсации, относительная площадь аэродинамической компенсации, шарнирный момент, экспериментальные данные, линейность характеристик, эмпирическая формула.

Введение

На турбовинтовых самолетах малых и средних размеров с нестреловидными крыльями и оперениями продолжает применяться безбустерная система управления. При такой системе управления усилия на рычагах управления самолетом создаются шарнирными моментами органов управления. Шарнирные моменты органов управления формируются с помощью аэродинамической компенсации этих органов. Основными типами аэродинамической компенсации являются осевая компенсация, роговая компенсация и сервокомпенсация, основными параметрами этих компенсаций являются соответственно относительная площадь осевой аэродинамической компенсации $\bar{S}_{о.к}$, относительная площадь роговой аэродинамической компенсации $\bar{S}_{р.к}$ и относительная площадь сервоповерхности \bar{S}_c .

Более пятидесяти лет назад на основе имеющихся в то время экспериментальных данных были разработаны эмпирические формулы, позволяющие рассчитать значения частных производных коэффициентов шарнирных моментов органов управления (руля высоты, руля направления, элерона) по углам атаки (скольжения) стабилизирующих поверхностей и углам отклонения органов управления в зависимости от относительной площади осевой аэродинамической компенсации, а также значения частных производных коэффициентов шарнирных моментов органов управления по углам отклонения сервоповерхностей в зависимости от относительной площади сервоповерхности [1]. Эти формулы требуют

проверки и, возможно, корректировки на основе новых экспериментальных данных. Упомянутые формулы позволяют рассчитать линейные участки зависимости коэффициента шарнирного момента органа управления $m_{ш}$ от угла атаки α (скольжения β) стабилизирующей поверхности, угла отклонения органа управления δ и угла отклонения сервоповерхности τ_c в узком диапазоне этих углов. Известно, что чем в более широком диапазоне углов α , β , δ и τ_c сохраняется линейность зависимостей $m_{ш}(\alpha, \beta, \delta, \tau_c)$, тем более высокую оценку характеристик управляемости самолета по усилиям дает летчик. Поэтому важно определить условия, выполнение которых позволяет обеспечивать линейность зависимостей $m_{ш}(\alpha, \beta, \delta, \tau_c)$ и, следовательно, постоянство величин частных производных $m_{ш}^\alpha$, $m_{ш}^\beta$, $m_{ш}^\delta$, $m_{ш}^{\tau_c}$ в широком диапазоне углов α , β , δ , τ_c . Как правило, углы атаки (скольжения) стабилизирующих поверхностей, достигаемые в полете, превышают диапазон углов атаки (скольжения), в котором зависимости $m_{ш}(\alpha, \beta)$ линейны. Поэтому нужно иметь способ построения нелинейного участка зависимостей $m_{ш}(\alpha, \beta)$. Эффективным средством влияния на величину и знак производных $m_{ш}^\alpha$ и $m_{ш}^\beta$ является, как известно, роговая аэродинамическая компенсация. К сожалению, формулы для расчета производных $m_{ш}^\alpha$, $m_{ш}^\beta$ и $m_{ш}^\delta$ в зависимости от величины относительной площади роговой аэродинамической компенсации отсутствуют.

Постановка задачи

На основе анализа новых экспериментальных данных уточнить известные или разработать новые эмпирические формулы для расчета частных производных коэффициентов шарнирных моментов органов управления с осевой, роговой и серво-компенсациями по углам атаки (скольжения) стабилизирующих поверхностей и углам отклонения органов управления и их сервоповерхностей. Установить условия, которые определяют диапазон применимости этих формул по углам атаки (скольжения) стабилизирующих поверхностей и углам отклонения органов управления и их сервоповерхностей. Разработать способ построения нелинейных участков зависимости коэффициента шарнирного момента органа управления от угла атаки (скольжения) стабилизирующей поверхности.

1. Осевая аэродинамическая компенсация

Рассмотрим осевую аэродинамическую компенсацию, которая наиболее часто применяется на органах управления турбовинтовых самолетов. Проанализируем зависимости коэффициентов шарнирных моментов рулей высоты, рулей направления и элеронов от угла атаки (скольжения) соответствующих стабилизирующих поверхностей, полученные при испытаниях различных моделей в аэродинамических трубах. Известно, что линейность указанных зависимостей в сильной мере зависит от величины угла между касательными к верхней образующей и нижней образующей контура профиля несущей поверхности в области ее хвостика (угла схода σ) [2]. Чем меньше угол схода σ , тем более линейными

являются характеристики шарнирных моментов. Поэтому для анализа отберем результаты испытаний тех моделей, органы управления которых характеризовались небольшим углом схода ($\sigma \approx 11^\circ$). Основные сведения об этих моделях представлены в табл. 1. Органы управления выбранных моделей имели различную величину осевой аэродинамической компенсации и различную форму носка органа управления, что дает возможность проанализировать влияние этих факторов на характеристики шарнирных моментов.

На рис. 1.1 показаны зависимости коэффициентов шарнирных моментов рулей высоты от угла атаки горизонтальных оперений, полученные при испытаниях объектов I МИХО, II НИГО, III МИХО и IV НИХО в аэродинамических трубах. На этом же рисунке показаны зависимости коэффициентов подъемной силы горизонтальных оперений этих объектов от углов атаки.

Объект испытаний I МИХО представляет собой модель изолированного хвостового оперения регионального турбовинтового самолета с обычным расположением горизонтального и вертикального оперений на фюзеляже. Объект испытаний II НИГО представляет собой натурное горизонтальное оперение среднего транспортного турбовинтового самолета. Объект испытаний III МИХО – это крупномасштабная модель изолированного хвостового оперения тяжелого транспортного турбовинтового самолета с расположением килей на середине полуразмаха горизонтального оперения. Объект испытаний IV НИХО – натурное хвостовое оперение турбовинтового самолета местных воздушных линий с расположением килей на концах размаха горизонтального оперения. На всех перечисленных объектах испытаний моделировалась хвостовая часть фюзеляжа.

Таблица 1

Основные сведения о моделях

Объект испытаний	I МИХО		II НИГО	III МИХО	IV НИХО	V ПМС			VI МОК	VII МОК	VIII МОК	IX МОК
	Ia	Ib				Va	Vb	Vc				
Орган управления (О.У)	PB	PH	PB	PB	PB	PB	PH	ЭЛ	ЭЛ	ЭЛ	ЭЛ	ЭЛ
Угол схода	11°	11°	11°	11°	11°	11°	11°	~18°	18°	18°	15°	11°
Тип О.У	обычн.	обычн.	обычн.	обычн.	обычн.	обычн.	обычн.	обычн.	обычн.	щел.	щел.	щел.
Относительная площадь О.У	0,2	0,3	0,26	0,26	0,306	0,296	0,343	0,3	0,3	0,3	0,344	0,33
Относительная площадь осевой компенсации О.У	0,186	0,2	0,268	0,3	0,26	0,278	0,3	0,295	0,285	0,217	0,232	0,25
Форма носка О.У	эллипс	эллипс	верх - эллипс низ- параб.	верх - эллипс низ- параб.	верх - эллипс низ- параб.	верх - эллипс низ- параб.	эллипс	окружн.	окружн.	контур профил. щели	контур профил. щели	контур профил. щели
Угол „отгиба“ носка О.У	0	0	0	5° вниз	0	5° вниз	0	0	0	—	—	—
Относительное расстояние от оси вращения О.У до плоскости хорд	0	0	0	0	0	0	0	~0	~0	0,32	0,215	0,13

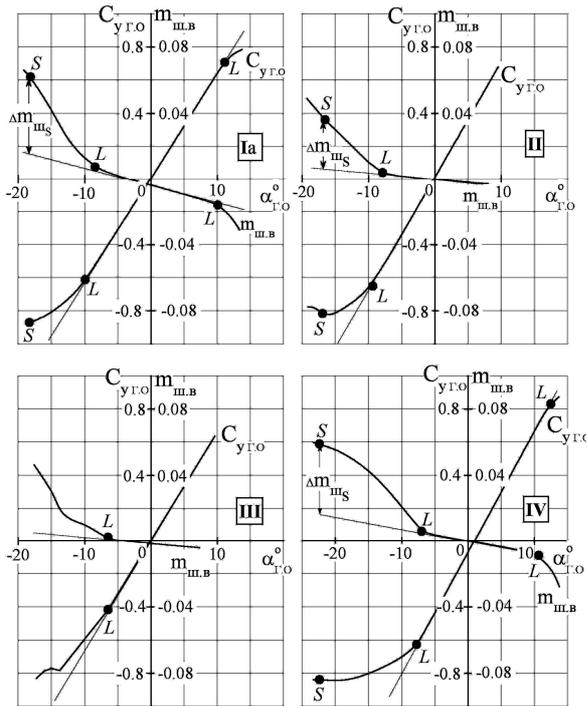


Рис. 1.1. Зависимости коэффициентов подъемной силы горизонтальных оперений и коэффициентов шарнирных моментов рулей высоты от угла атаки горизонтальных оперений, полученные при испытаниях объектов I МИХО, II НИГО, III МИХО и IV НИХО в аэродинамических трубах

Из совместного рассмотрения зависимостей $m_{ш.в} = f(\alpha_{г.о})$ и $C_{y.г.о} = f(\alpha_{г.о})$, показанных на рис. 1.1, следует важный вывод о том, что углы атаки, соответствующие линейному участку зависимости $m_{ш.в} = f(\alpha_{г.о})$, практически не отличаются от углов атаки, соответствующих линейному участку зависимости $C_{y.г.о} = f(\alpha_{г.о})$ (участки L-L). Этот вывод не зависит от величины относительной площади осевой аэродинамической компенсации и формы носка руля высоты.

Следует отметить, что для всех рассмотренных объектов испытаний углы атаки горизонтального оперения, при которых нарушается линейность зависимости $C_{y.г.о} = f(\alpha_{г.о})$ (точки L), существенно меньше углов атаки, при которых достигается максимум подъемной силы горизонтального оперения (точки S). В соответствии с этим на зависимостях $m_{ш.в} = f(\alpha_{г.о})$ есть значительные нелинейные участки L-S. Следует отметить также, что факторы, вызывающие более ранний отрыв потока и нарушение линейности зависимости $C_{y.г.о} = f(\alpha_{г.о})$, вызывают и более раннее нарушение линейности зависимости $m_{ш.в} = f(\alpha_{г.о})$. Например, диффузорные отрывы в местах стыка горизонтального и вертикаль-

ного оперений на объектах III МИХО и IV НИХО перемещают начало нелинейности на меньшие углы атаки.

Зависимости $m_{ш.в} = f(\alpha_{г.о})$, показанные на рис. 1.1, подтверждают известный вывод о том, что угол наклона линейного участка зависимости $m_{ш.в} = f(\alpha_{г.о})$ зависит от величины относительной площади осевой аэродинамической компенсации органа управления.

Как показал анализ, выводы, полученные для руля высоты, сохраняют силу и для руля направления. В подтверждение этому на рис. 1.2 показаны зависимости $C_{z.в.о}, m_{ш.н} = f(\beta_{в.о})$, полученные при испытаниях объекта I МИХО, и зависимости $C_{z.в.о}, m_{ш.н} = f(\beta)$, полученные при испытаниях объекта V ПМС (полная крупномасштабная модель самолета).

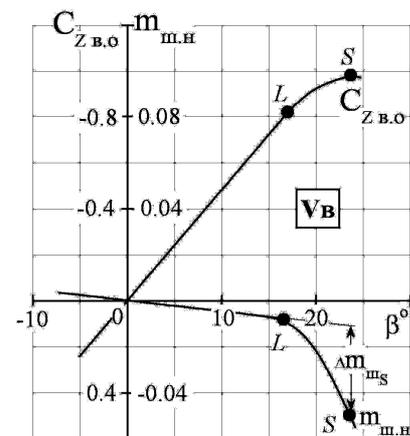
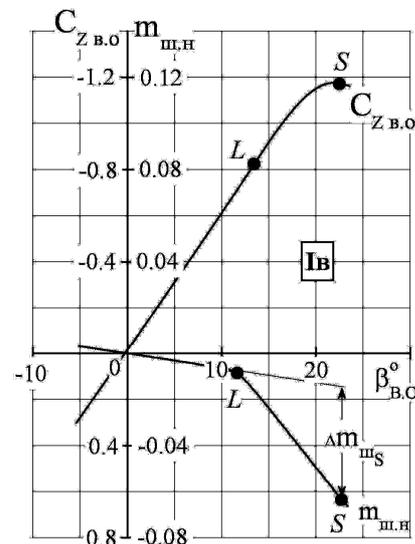


Рис. 1.2. Зависимости коэффициентов боковой силы вертикальных оперений и шарнирных моментов рулей направления от углов скольжения, полученные при испытаниях объектов I МИХО и V ПМС в аэродинамических трубах

На рис. 1.3 показаны зависимости коэффициентов подъемной силы и шарнирных моментов, полученные при испытаниях моделей прямоугольных отсеков крыла (МОК) с различными типами элеронов. Объект VI МОК имел обычный элерон с большим углом схода в области хвостика профиля ($\sigma \approx 18^\circ$). Испытания этого объекта подтвердили известный вывод о том, что при большой величине угла схода σ зависимость $m_{ш} = f(\alpha)$ нелинейна. Замена обычного элерона на щелевой с сохранением той же величины угла схода σ нелинейности не устранила (VII МОК). Уменьшение угла схода в области хвостика щелевого элерона с 18 до 15° путем перехода к плоско-выпуклому профилю отсека крыла привело к появлению значительного линейного участка на зависимости $m_{ш.э} = f(\alpha)$, при этом угол атаки, соответствующий началу нелинейности зависимости $m_{ш.э} = f(\alpha)$, приблизился к углу атаки, соответствующему началу нелинейности зависимости $C_y = f(\alpha)$ (VIII МОК). Дальнейшее уменьшение угла схода σ с 15 до 11° путем увеличения вогнутости нижнего контура профиля отсека крыла в области элерона расширило диапазон углов атаки, в котором зависимости $C_{y.г.о.}$, $m_{ш.э} = f(\alpha)$ (IX МОК) линейны. В последнем случае отмечается появление значительного шарнирного момента элерона при угле атаки, равном нулю, который можно уменьшить путем „отгиба“ хвостовой части элерона вверх (применением „S-образного“ профиля элерона).

Следует отметить, что величины углов наклона линейных участков зависимостей $m_{ш.э} = f(\alpha)$ для щелевых элеронов с углами схода 11 и 15° существенно превышают углы наклона аналогичных участков зависимостей для обычных рулей высоты и рулей направления, имеющих углы схода, равные 11° . По-видимому, это объясняется тем, что равнодействующая сил давления, распределенных по верхнему контуру носка щелевого элерона, наклонена вперед, вследствие чего линия действия этой равнодействующей приблизилась к вынесенной вниз оси вращения щелевого элерона.

Определенные на линейных участках графиков рис. 1.1 – 1.3 частные производные коэффициентов шарнирных моментов рулей высоты, рулей направления и элеронов по углам атаки (скольжения) соответствующих стабилизирующих поверхностей показаны на рис. 1.4. На этом рисунке $m_{ш.о.к}^{\alpha^*}$ – частная производная коэффициента шарнирного момента органа управления с осевой аэродинамической компенсацией по углу α^* , который в случае руля высоты является углом атаки горизонтального оперения

$\alpha_{г.о.}$, в случае руля направления – углом скольжения вертикального оперения $\beta_{в.о.}$, а в случае элерона – углом атаки крыла α .

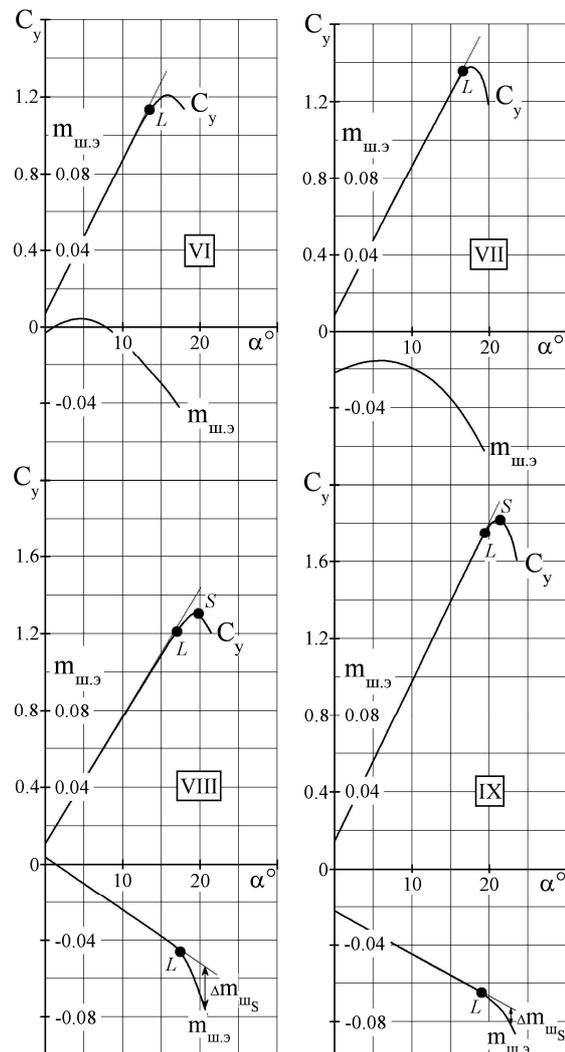


Рис. 1.3. Зависимости коэффициентов подъемной силы и коэффициентов шарнирных моментов элеронов от угла атаки, полученные при испытаниях прямоугольных отсеков крыла VI МОК, VII МОК, VIII МОК и IX МОК в аэродинамических трубах

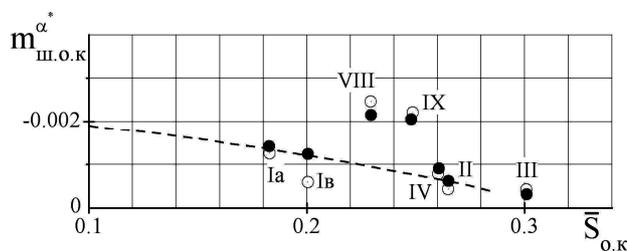


Рис. 1.4. Частная производная $m_{ш.о.к}^{\alpha^*}$ при различных значениях относительной площади осевой аэродинамической компенсации органа управления:
 ○ – эксперимент; ● – расчет;
 – – осредненная эмпирическая зависимость [3]

На этом же рисунке показана осредненная эмпирическая зависимость $m_{ш.о.к}^{\alpha} = f(\bar{S}_{о.к})$, заимствованная из работы [3]. Видно, что полученные для обычных (нечелевых) органов управления экспериментальные точки хорошо согласуются с осредненной эмпирической зависимостью.

В работе [1] приведены эмпирические формулы для расчета частных производных $m_{ш.в}^{\alpha_{г.о}}$, $m_{ш.н}^{\beta_{в.о}}$ и $m_{ш.э}^{\alpha}$ применительно к обычным (нечелевым) органам управления с осевой аэродинамической компенсацией. Эти формулы можно свести к одной формуле

$$m_{ш.о.к}^{\alpha} = -0,12 \bar{S}_{о.у} (1 - 3,6 \bar{S}_{о.к}) C_y^{\alpha*}, \quad (1)$$

где индекс „о.у“ означает „орган управления“.

В случае руля высоты $m_{ш.о.к}^{\alpha} = m_{ш.о.к.в}^{\alpha_{г.о}}$; $\bar{S}_{о.у} = \frac{S_{в}}{S_{г.о}}$; $\bar{S}_{о.к} = \frac{S_{о.к.в}}{S_{в}}$; $C_y^{\alpha*} = C_{y_{г.о}}^{\alpha_{г.о}}$. В случае

руля направления $m_{ш.о.к}^{\alpha} = m_{ш.о.к.н}^{\beta_{в.о}}$; $\bar{S}_{о.у} = \frac{S_{н}}{S_{в.о}}$;

$\bar{S}_{о.к} = \frac{S_{о.к.н}}{S_{н}}$; $C_y^{\alpha*} = C_{z_{в.о}}^{\beta_{в.о}}$. В случае элерона

$m_{ш.о.к}^{\alpha} = m_{ш.о.к.э}^{\alpha}$; $\bar{S}_{о.у} = \frac{S_{э}}{S_{об.э}}$; $\bar{S}_{о.к} = \frac{S_{о.к.э}}{S_{э}}$;

$C_y^{\alpha*} = C_{крыла}^{\alpha}$; $S_{об.э}$ – площадь крыла, обслуживаемая элеронами.

Результаты расчета по формуле (1), выполненные для объектов I МИХО, II НИГО, III МИХО и IV НИХО, показали, что расчет по этой формуле дает заниженный результат и в сравнении с экспериментом перекомпенсация органов управления наступает при меньших значениях относительной площади их осевой компенсации. Удовлетворительные результаты были получены расчетом по скорректированной формуле

$$m_{ш.о.к}^{\alpha} = -0,18 \bar{S}_{о.у} (1 - 3 \bar{S}_{о.к}) C_y^{\alpha*} \quad (2)$$

Эти результаты показаны на рис. 1.4.

В случае щелевых элеронов (VIII МОК и IX МОК) расчет по формуле (2) дает приемлемый результат, когда эмпирический коэффициент 0,18 увеличивается до 0,3. Результаты расчета для щелевых элеронов показаны на том же рис. 1.4.

По графикам рисунков 1.1 и 1.2 можно определить приращение коэффициента шарнирного момента органа управления к линейной его части при угле атаки (скольжения), соответствующем максимальному значению коэффициента подъемной (боковой) силы соответствующей стабилизирующей поверхности. Способ определения этих прираще-

ний, обозначенных $\Delta m_{ш.с}$, показан на упомянутых рисунках. Определенные таким способом приращения $\Delta m_{ш.с}$ показаны на рис. 1.5 для различных значений относительной площади осевой аэродинамической компенсации органа управления.

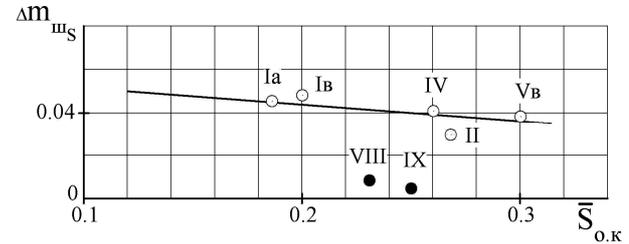


Рис. 1.5. Зависимость приращения шарнирного момента органа управления при максимальном значении коэффициента подъемной силы несущей поверхности от относительной площади осевой аэродинамической компенсации органа управления:

- – обычные органы управления;
- – щелевые элероны

У крыльевых несущих поверхностей со щелевыми элеронами угол атаки, при котором зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки становится нелинейной, расположен вблизи угла атаки, при котором реализуется максимальное значение коэффициента подъемной силы. Поэтому значение коэффициента $\Delta m_{ш.с}$ у щелевых элеронов невелико (рис. 1.5).

Проанализируем теперь зависимости коэффициентов шарнирных моментов рулей высоты, рулей направления и элеронов с осевой аэродинамической компенсацией от углов их отклонения.

Из опыта известно, что зависимость коэффициента шарнирного момента органа управления от угла его отклонения становится нелинейной, когда угол отклонения органа управления достигает большого значения, при котором начинается отрыв потока от органа управления, т.е. угла отклонения, при котором зависимость приращения коэффициента подъемной (боковой) силы от угла отклонения органа управления становится нелинейной. Известно также [2, 4], что зависимость коэффициента шарнирного момента органа управления с осевой аэродинамической компенсацией от угла его отклонения становится нелинейной и при умеренных значениях угла отклонения органа управления, если при этих углах контур носка органа управления выходит за контур профиля стабилизирующей поверхности.

Изложенное выше подтверждается результатами испытаний объектов, указанных в табл. 1. На рис. 1.6 показаны зависимость приращения подъемной силы горизонтального оперения и зависимость приращения шарнирного момента руля высоты от угла отклонения руля высоты, полученные при ис-

пытаниях объекта I МИХО. Руль высоты объекта I МИХО имел умеренную осевую аэродинамическую компенсацию (рис. 1.7), поэтому начало нелинейности зависимостей $\Delta C_{y_{г.о}} = f(\delta_B)$ и $\Delta m_{ш.в} = f(\delta_B)$ отмечается при больших углах отклонения руля высоты δ_B .

На рис. 1.6 показаны также зависимости $\Delta C_{y_{г.о}} = f(\delta_B)$ и $\Delta m_{ш.в} = f(\delta_B)$, полученные при испытаниях объекта V ПМС. Руль высоты этого объекта имел большую осевую аэродинамическую компенсацию и „отогнутый“ вниз на 5° носок. Контур носка этого руля выходил за контур профиля горизонтального оперения, особенно при отклонении руля вверх, при достаточно малых углах отклонения руля высоты (рис. 1.7). Вследствие этого зависимость $\Delta m_{ш.в} = f(\delta_B)$ становилась нелинейной (точки E) на линейном участке зависимости $\Delta C_{y_{г.о}} = f(\alpha_{г.о})$.

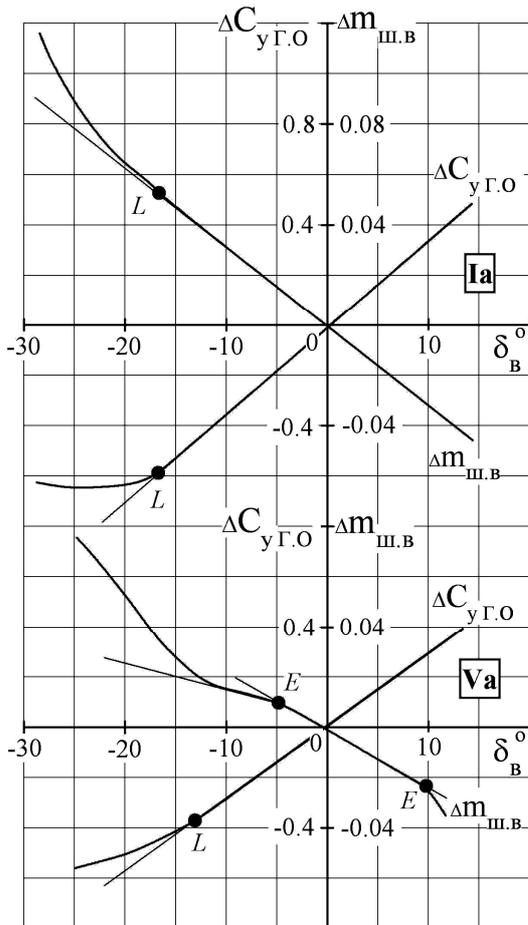


Рис. 1.6. Приращения коэффициентов подъемной силы горизонтальных оперений и коэффициентов шарнирных моментов рулей высоты от угла отклонения рулей высоты по результатам испытаний объектов I МИХО и V ПМС в аэродинамических трубах

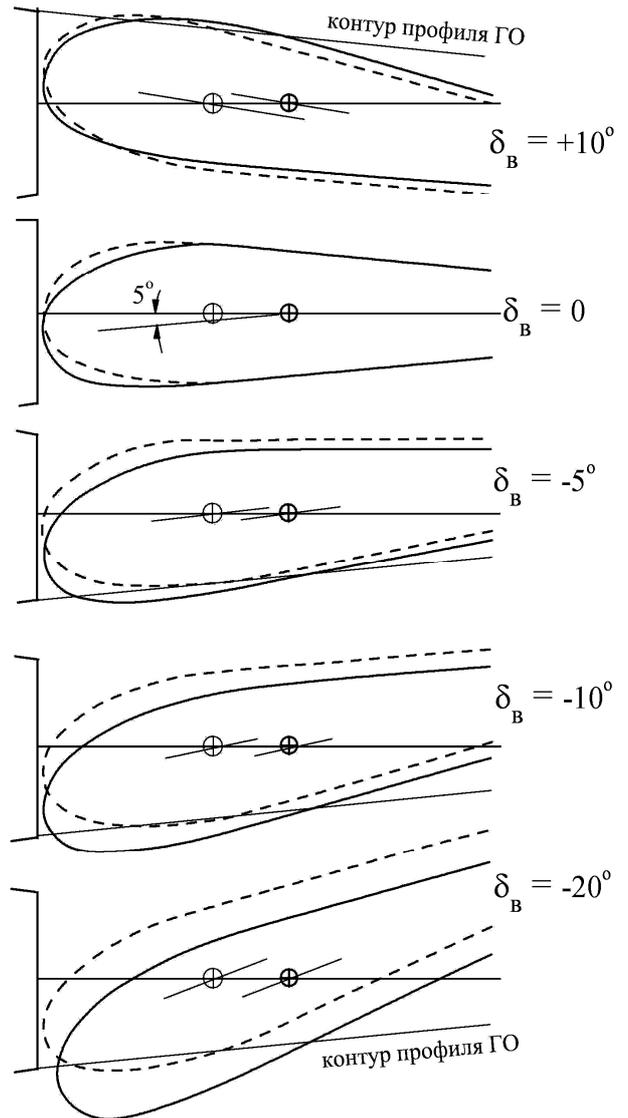


Рис. 1.7. Положение контура носка руля высоты относительно контура профиля горизонтального оперения на объектах I МИХО и V ПМС:
— V ПМС; ---- I МИХО

На рис. 1.8 показаны зависимости $\Delta C_{z_{в.о}} = f(\delta_H)$ и $\Delta m_{ш.н} = f(\delta_H)$, полученные при испытаниях объектов I МИХО и V ПМС. Из этого рисунка следует, что увеличение осевой аэродинамической компенсации руля, приводящее к более раннему выходу контура носка руля направления за контур вертикального оперения (рис. 1.9), приводит к уменьшению диапазона углов отклонения руля направления, в котором зависимости $\Delta C_{z_{в.о}} = f(\delta_H)$ и $\Delta m_{ш.н} = f(\delta_H)$ сохраняют линейность.

На рис. 1.10 показаны зависимости $\Delta C_y = f(\delta_3)$ и $\Delta m_{ш.э} = f(\delta_3)$, полученные при испытаниях объектов IX МОК и V ПМС. Элерон объекта IX МОК – щелевой, с умеренной осевой аэродинамической компенсацией.

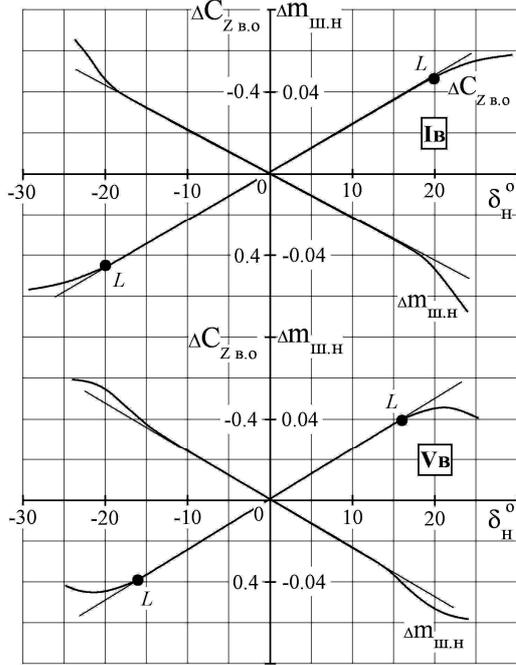


Рис. 1.8. Приращения коэффициентов боковой силы вертикальных оперений и коэффициентов шарнирных моментов рулей направления от угла отклонения рулей направления по результатам испытаний объектов I МИХО и V ПМС в аэродинамических трубах

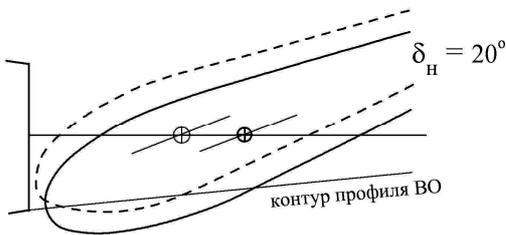


Рис. 1.9. Положение контура носка руля направления относительно контура профиля вертикального оперения на объектах I МИХО и V ПМС: — V ПМС; --- I МИХО

Выход носка такого элерона за контур профиля крыла происходит только при достижении определенного угла отклонения элерона вверх ($\delta_3 \approx -10^\circ$, рис. 1.11), поэтому зависимости $\Delta C_y = f(\delta_3)$ и $\Delta m_{ш.э} = f(\delta_3)$ сохраняют линейность в широком диапазоне углов δ_3 . Элерон объекта V ПМС – обычный, с большой осевой компенсацией, имеет форму носка в виде окружности. Контур носка элерона V ПМС выходит за контур профиля крыла при достаточно малых значениях угла отклонения элерона, поэтому зависимость $\Delta m_{ш.э} = f(\delta_3)$ такого элерона сохраняет линейность в гораздо меньшем диапазоне углов δ_3 по сравнению со щелевым элероном (участок А-А на рис. 1.10).

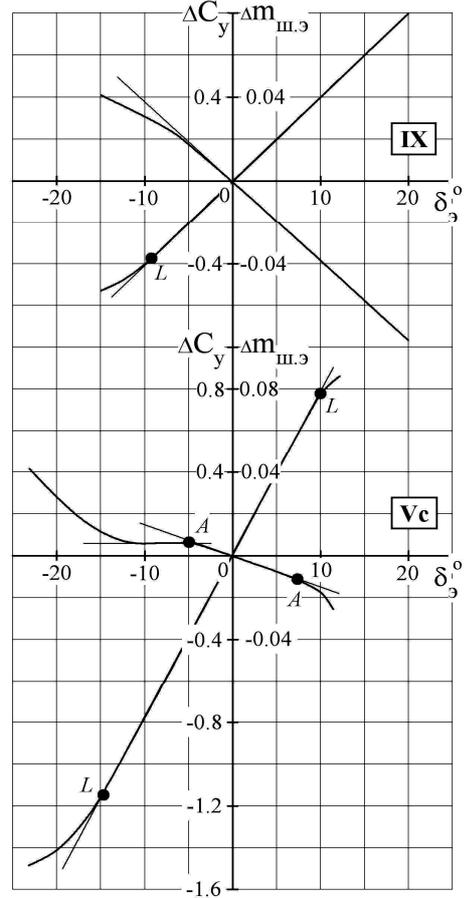


Рис. 1.10. Приращения коэффициентов подъемной силы и коэффициентов шарнирных моментов элеронов по результатам испытаний объектов V ПМС и IX МОК в аэродинамических трубах

Определенные на линейных участках графиков 1.6, 1.8 и 1.10 частные производные коэффициентов шарнирных моментов рулей высоты, рулей направления и элеронов по углам их отклонения показаны на рис. 1.12. На этом же рисунке показана осредненная эмпирическая зависимость, заимствованная из работы [3]. Видно, что полученные экспериментальные точки достаточно хорошо согласуются с осредненной эмпирической зависимостью.

В работе [1] приведены эмпирические формулы для расчета частных производных $m_{ш.в}^{\delta_3}$, $m_{ш.н}^{\delta_3}$ и $m_{ш.э}^{\delta_3}$. Эти формулы по аналогии с формулой (1) можно свести к одной формуле

$$m_{ш.о.к}^{\delta} = -0,14 \bar{S}_{o,y} \left(1 - 6,5 \bar{S}_{o,k}^{3/2} \right) C_y^{\alpha*}, \quad (3)$$

где в случае руля высоты $m_{ш.о.к}^{\delta} = m_{ш.о.к.в}^{\delta}$, в случае руля направления $m_{ш.о.к}^{\delta} = m_{ш.о.к.н}^{\delta}$ и в случае элерона $m_{ш.о.к}^{\delta} = m_{ш.о.к.э}^{\delta}$.

Расчеты показали, что лучшую сходимость с экспериментом дает скорректированная формула

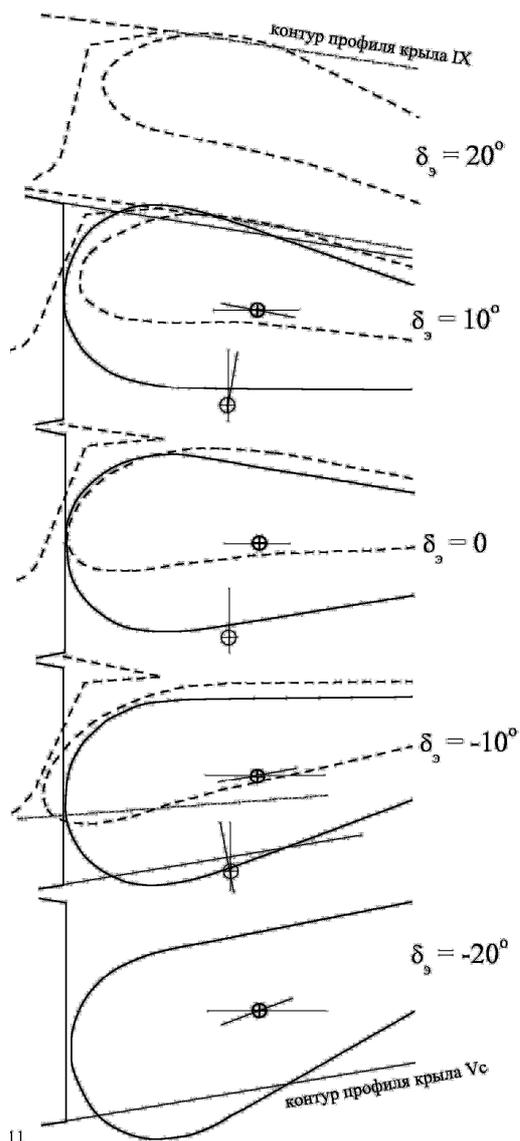


Рис. 1.11. Положение контура носка элерона относительно контура профиля крыла на объектах V ПМС и IX МОК:
— V ПМС; --- IX МОК

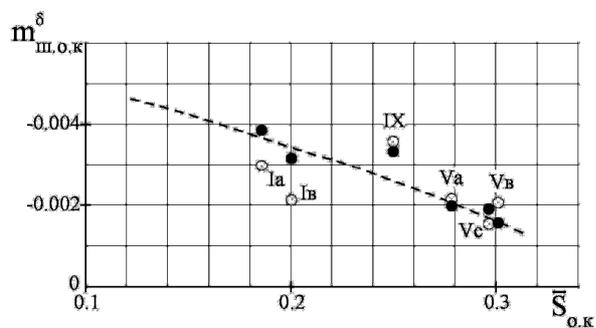


Рис. 1.12. Частная производная $m_{ш.о.к}^{\delta}$ при различных значениях относительной площади осевой аэродинамической компенсации органа управления:
○ – эксперимент; ● – расчет;
--- осредненная эмпирическая зависимость [3]

$$m_{ш.о.к}^{\delta} = -0,1 \bar{S}_{о.у} \left(1 - 4,5 \bar{S}_{о.к}^{3/2} \right) C_y^{\alpha*} \quad (4)$$

Результаты расчета по этой формуле показаны на рис. 1.12.

2. Роговая аэродинамическая компенсация

Ниже рассматривается наиболее распространенная роговая аэродинамическая компенсация открытого типа. Изменение шарнирного момента органа управления от применения такой роговой компенсации определяется, главным образом, относительной площадью роговой компенсации и, в меньшей мере, отношением ширины рога к его длине (рис. 2.1).

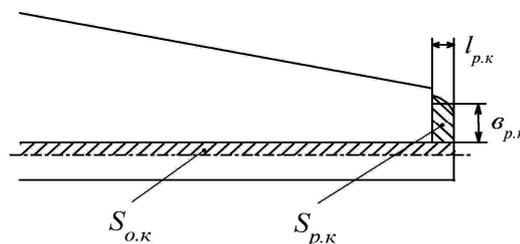


Рис. 2.1. Площадь и параметры роговой аэродинамической компенсации органа управления:

- $S_{р.к}$ – площадь роговой компенсации;
- $l_{р.к}$ – ширина роговой компенсации;
- $b_{р.к}$ – длина роговой компенсации;
- $S_{о.к}$ – площадь осевой компенсации

Данные о том, как изменяются по углу атаки (углу скольжения) стабилизирующей поверхности и углу отклонения органа управления приращения шарнирного момента органа управления, вызванные применением роговой аэродинамической компенсации, в литературе отсутствуют. Ниже приводится анализ экспериментальных данных, полученных при испытаниях моделей, основные сведения о которых приведены в табл. 2.

На рис. 2.2 – 2.5 показаны зависимости коэффициентов шарнирных моментов рулей высоты, руля направления и элерона от углов атаки (скольжения) стабилизирующих поверхностей для различных значений относительной площади роговой аэродинамической компенсации. На этих же рисунках показаны и зависимости коэффициентов подъемной (боковой) силы испытанных объектов от угла атаки (скольжения). Показаны также зависимости приращений коэффициентов шарнирных моментов органов управления, вызванные роговой компенсацией, от угла атаки (скольжения).

Из приведенных рис. 2.2 – 2.5 следует важный вывод о том, что приращения $\Delta m_{ш.р.к}$, вызванные

применением роговой аэродинамической компенсации открытого типа, линейно изменяются по углу атаки (углу скольжения) до углов, соответствующих максимуму подъемной (боковой) силы несущих поверхностей испытанных объектов.

Таблица 2

Основные сведения о моделях

Объект испытаний	I МИХО		IX МОК	X МИХО
	Ia	Ib		
Орган управления	PB	PH	ЭЛ	PB
Относительная площадь роговой компенсации	0,1	0,05	0,04	0,045
			0,06	0,075
Отношение ширины рога к его длине	0,3	0,44	0,5	0,50
			0,3	0,69
				0,71

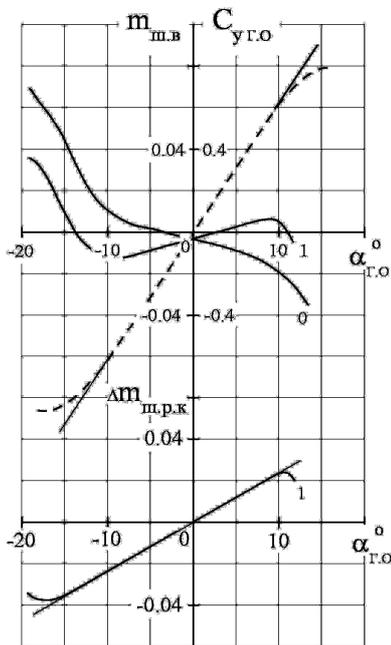


Рис. 2.2. Изменение коэффициента подъемной силы горизонтального оперения, коэффициента шарнирного момента руля высоты и приращения коэффициента шарнирного момента руля высоты от роговой аэродинамической компенсации по углу атаки горизонтального оперения (результаты испытаний объекта I МИХО):

--- $C_{y.g.o.}$; — $m_{ш.в.}$, $\Delta m_{ш.р.к.}$;
 $0 - \bar{S}_{р.к.в} = 0$; $1 - \bar{S}_{р.к.в} = 0,1$

По графикам зависимостей $\Delta m_{ш.р.к.в} = f(\alpha_{г.о.})$, $\Delta m_{ш.р.к.н} = f(\beta_{в.о.})$ и $\Delta m_{ш.р.к.э} = f(\alpha)$, показанных на рис. 2.2 – 2.5, были определены значения частных производных $\Delta m_{ш.р.к.в}^{\alpha_{г.о.}}$, $\Delta m_{ш.р.к.н}^{\beta_{в.о.}}$ и $\Delta m_{ш.р.к.э}^{\alpha}$ для соответствующих значений относительных площадей роговой аэродинамической компенсации испытанных органов управления $\bar{S}_{р.к.}$. Результаты этого определения показаны на рис. 2.6. На этом же ри-

сунке показана осредненная эмпирическая зависимость, заимствованная из работы [3].

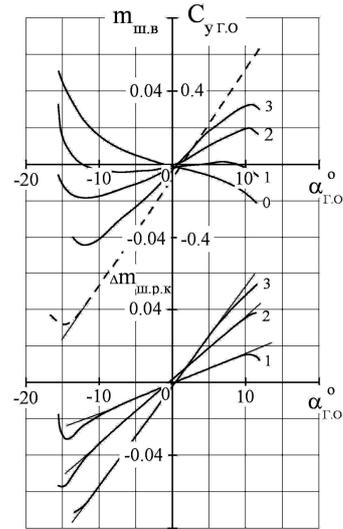


Рис. 2.3. Изменение коэффициента подъемной силы горизонтального оперения, коэффициента шарнирного момента руля высоты и приращения коэффициента шарнирного момента руля высоты от роговой аэродинамической компенсации по углу атаки горизонтального оперения (результаты испытаний объекта X МИХО):

--- $C_{y.g.o.}$; — $m_{ш.в.}$, $\Delta m_{ш.р.к.}$;
 $0 - \bar{S}_{р.к.в} = 0$; $1 - \bar{S}_{р.к.в} = 0,045$;
 $2 - \bar{S}_{р.к.в} = 0,075$; $3 - \bar{S}_{р.к.в} = 0,092$

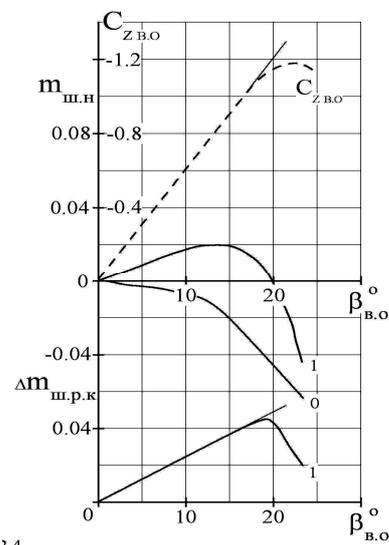


Рис. 2.4. Изменение коэффициента боковой силы вертикального оперения, коэффициента шарнирного момента руля направления и приращения коэффициента шарнирного момента руля направления от роговой аэродинамической компенсации по углу скольжения вертикального оперения (результаты испытаний объекта I МИХО):

--- $C_{z.v.o.}$; — $m_{ш.н.}$, $\Delta m_{ш.р.к.}$;
 $0 - \bar{S}_{р.к.н} = 0$; $1 - \bar{S}_{р.к.н} = 0,05$

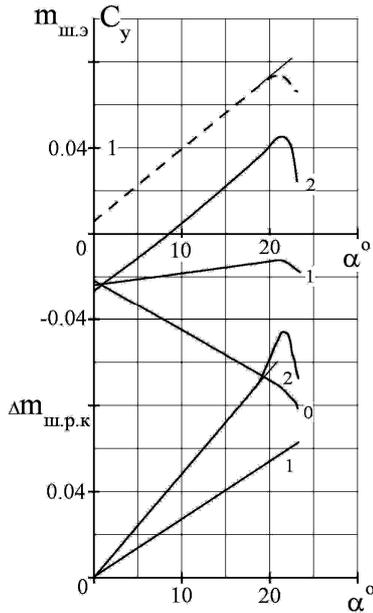


Рис. 2.5. Изменение коэффициента подъемной силы прямоугольного отсека крыла, коэффициента шарнирного момента элерона и приращения коэффициента шарнирного момента элерона от роговой аэродинамической компенсации по углу атаки прямоугольного отсека крыла (результаты испытаний объекта IX МОК):

--- C_y ; — $m_{ш.э}$, $\Delta m_{ш.р.к}$;
 0 – $\bar{S}_{р.к.э} = 0$; 1 – $\bar{S}_{р.к.э} = 0,04$; 2 – $\bar{S}_{р.к.э} = 0,06$

Из рис. 2.6 следует, что зависимость частной производной $m_{ш.р.к}^{\alpha^*}$ от относительной площади роговой аэродинамической компенсации $\bar{S}_{р.к}$ в случае обычных (нечелевых) органов управления может быть описана следующей приближенной эмпирической формулой:

$$m_{ш.р.к}^{\alpha^*} = 0,037 \bar{S}_{р.к} + 0,1 \bar{S}_{р.к}^2 \quad (5)$$

В случае щелевых органов управления (элеронов) эмпирический коэффициент 0,1 следует увеличить до 0,6.

Результаты расчета по формуле (5) показаны на рис. 2.6.

На рис. 2.7 – 2.10 показаны зависимости приращений коэффициентов шарнирных моментов рулей высоты, руля направления и элерона от углов их отклонения для различных значений относительной площади роговой аэродинамической компенсации. На этих же рисунках показаны и зависимости приращений коэффициентов шарнирных моментов органов управления, вызванные роговой аэродинамической компенсацией, от углов отклонения этих органов управления.

Из рис. 2.7– 2.10 следует, что приращения $\Delta m_{ш.р.к}$, вызванные применением роговой аэроди-

намической компенсации, линейно изменяются по углам отклонения органов управления практически во всем исследованном диапазоне этих углов.

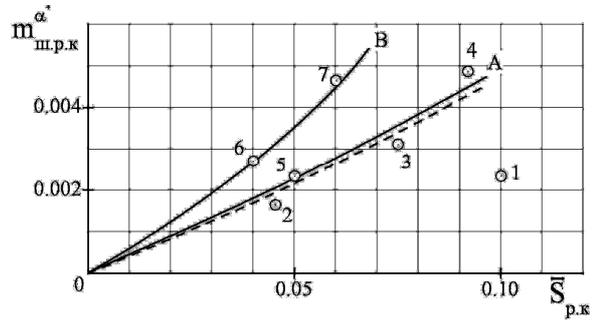


Рис. 2.6. Частная производная $m_{ш.р.к}^{\alpha^*}$ при различных значениях относительной площади роговой аэродинамической компенсации органа управления:

- А – расчет для РВ, РН;
- В – расчет для щелевого ЭЛ;
- осредненная эмпирическая зависимость [3];
- 1 – I МИХО, $\bar{S}_{р.к.э} = 0,1$;
- 2 – X МИХО, $\bar{S}_{р.к.э} = 0,045$;
- 3 – X МИХО, $\bar{S}_{р.к.э} = 0,075$;
- 4 – X МИХО, $\bar{S}_{р.к.э} = 0,092$;
- 5 – I МИХО, $\bar{S}_{р.к.э} = 0,05$;
- 6 – IX МОК, $\bar{S}_{р.к.э} = 0,04$;
- 7 – IX МОК, $\bar{S}_{р.к.э} = 0,06$

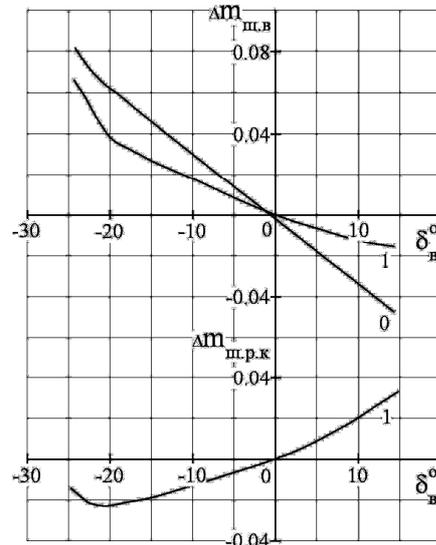


Рис. 2.7. Приращение коэффициента шарнирного момента руля высоты от отклонения руля высоты и изменение приращения коэффициента шарнирного момента руля высоты от роговой аэродинамической компенсации по углу отклонения руля высоты (результаты испытаний объекта I МИХО):

0 – $\bar{S}_{р.к.э} = 0$; 1 – $\bar{S}_{р.к.э} = 0,1$

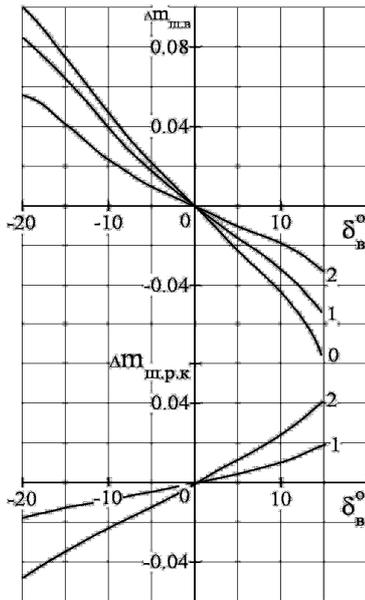


Рис. 2.8. Приращение коэффициента шарнирного момента руля высоты от отклонения руля высоты и изменение приращения коэффициента шарнирного момента руля высоты от роговой аэродинамической компенсации по углу отклонения руля высоты (результаты испытаний объекта X МИХО):
 0 – $\bar{S}_{р.к.в} = 0$; 1 – $\bar{S}_{р.к.в} = 0,045$; 2 – $\bar{S}_{р.к.в} = 0,075$

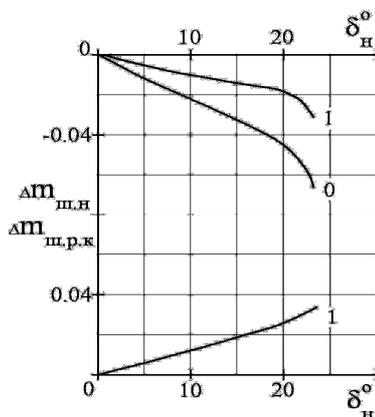


Рис. 2.9. Приращение коэффициента шарнирного момента руля направления от отклонения руля направления и изменение приращения коэффициента шарнирного момента руля направления от роговой аэродинамической компенсации по углу отклонения руля направления (результаты испытаний объекта I МИХО):
 0 – $\bar{S}_{р.к.н} = 0$; 1 – $\bar{S}_{р.к.н} = 0,05$

По графикам зависимостей $\Delta m_{ш.р.к.в} = f(\delta_в)$, $\Delta m_{ш.р.к.н} = f(\delta_н)$ и $\Delta m_{ш.р.к.э} = f(\delta_э)$, показанных на рис. 2.7 – 2.10, были определены значения частных производных $\Delta m_{ш.р.к.в}^{\delta_в}$, $\Delta m_{ш.р.к.н}^{\delta_н}$ и $\Delta m_{ш.р.к.э}^{\delta_э}$. Результаты этого определения показаны на рис. 2.11, там же рисунке показана и осредненная эмпирическая зависимость, заимствованная из работы [3].

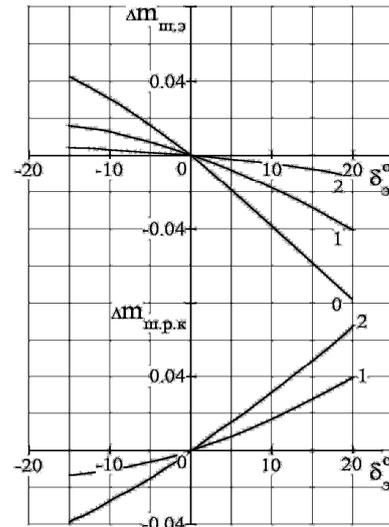


Рис. 2.10. Приращение коэффициента шарнирного момента элерона от отклонения элерона и изменение приращения коэффициента шарнирного момента элерона от роговой аэродинамической компенсации по углу отклонения элерона (результаты испытаний объекта IX МОК):
 0 – $\bar{S}_{р.к.э} = 0$; 1 – $\bar{S}_{р.к.э} = 0,04$; 2 – $\bar{S}_{р.к.э} = 0,06$

Из рис. 2.11 следует, что зависимость частной производной $m_{ш.р.к}^{\delta}$ от относительной площади роговой аэродинамической компенсации $\bar{S}_{р.к}$ в случае обычных (нечелевых) органов управления может быть описана следующей приближенной эмпирической формулой:

$$m_{ш.р.к}^{\delta} = 0,022 \bar{S}_{р.к} + 0,1 \bar{S}_{р.к}^2 \quad (6)$$

В случае щелевых элеронов эмпирический коэффициент 0,1 следует увеличить до 0,4. Результаты расчета по формуле (6) показаны на рис. 2.11.

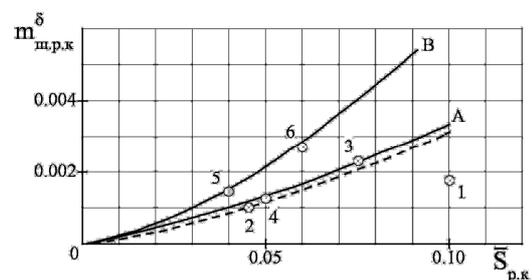


Рис. 2.11. Частная производная $m_{ш.р.к}^{\delta}$ при различных значениях относительной площади роговой аэродинамической компенсации органа управления:
 — А – расчет для РВ, РН;
 — В – расчет для щелевого ЭЛ;
 - - - осредненная эмпирическая зависимость [3];
 1 – I МИХО, $\bar{S}_{р.к.в} = 0,1$; 2 – X МИХО, $\bar{S}_{р.к.в} = 0,045$;
 3 – X МИХО, $\bar{S}_{р.к.в} = 0,075$; 4 – I МИХО, $\bar{S}_{р.к.н} = 0,05$;
 5 – IX МОК, $\bar{S}_{р.к.э} = 0,04$; 6 – IX МОК, $\bar{S}_{р.к.э} = 0,06$

3. Сервокомпенсация

Эффективность сервокомпенсации определяется изменением шарнирного момента органа управления $\Delta m_{ш.с}$, вызванным отклонением сервоповерхности на угол τ_c . Это изменение зависит, главным образом, от величины относительной площади сервоповерхности \bar{S}_c . Ввиду отсутствия в литературе других данных проанализируем зависимости $\Delta m_{ш.с} = f(\tau_c, \bar{S}_c)$, полученные при испытаниях объектов I МИХО, IV НИХО, V ПМС, XI МКПК и XII МЭЧК (МКПК – модель консоли полукрыла, МЭЧК – модель элеронной части крыла). Основные сведения об этих объектах приведены в табл. 3.

На рис. 3.1 показаны изменения шарнирных моментов органов управления, вызванные отклонением сервоповерхностей на этих органах управления. Видно, что зависимости $\Delta m_{ш.с} = f(\tau_c)$ близки к линейным практически во всем исследованном диапазоне углов отклонения сервоповерхности ($\tau_{c\max} \approx \pm 20^\circ$). Определенные по графикам рис. 3.1 значения частных производных $m_{ш.с}^{\tau_c}$ показаны на рис. 3.2.

В работе [1] приводится эмпирическая формула для расчета частной производной $m_{ш.с}^{\tau_c}$, которую в принятых нами обозначениях можно записать следующим образом:

$$m_{ш.с}^{\tau_c} \approx -0,017 \frac{S_c}{S_{o,y}} \frac{b_{o,y_1}}{b_{o,y}} \sqrt{\frac{b_{o,y_1}}{b_c}}, \quad (7)$$

где b_{o,y_1} – средняя хорда той части органа управления, на которой расположена сервоповерхность; $b_{o,y}$ – средняя хорда всего органа управления; b_c – средняя хорда сервоповерхности.

Если осреднить приведенные в табл. 3 значения геометрических параметров $b_{o,y_1}/b_{o,y}$ и $b_{o,y_1}/b_c$ ($b_{o,y_1}/b_{o,y} = 1,07$; $b_{o,y_1}/b_c = 4,24$), то формула (7) примет вид

$$m_{ш.с}^{\tau_c} \approx -0,0374 \bar{S}_c, \quad (8)$$

где $\bar{S}_c = S_c/S_{o,y}$ – относительная площадь сервоповерхности.

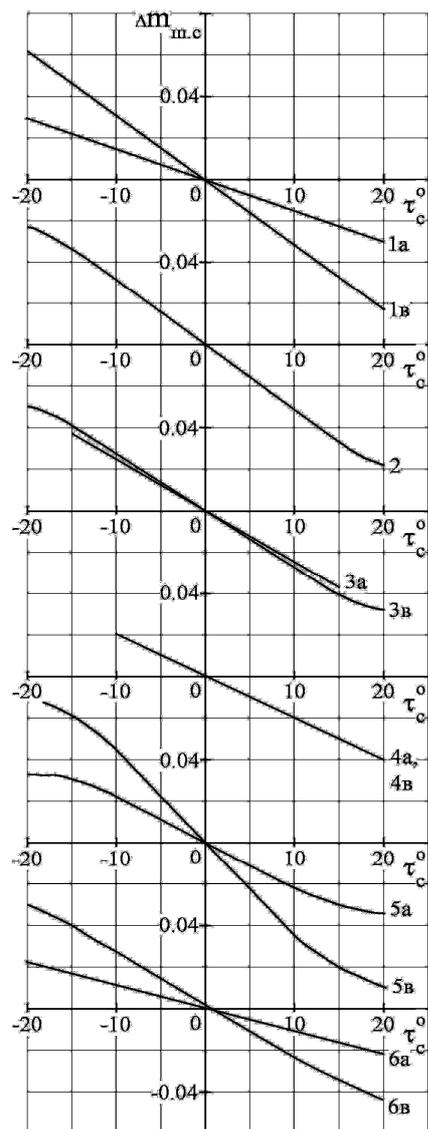


Рис. 3.1. Приращения коэффициентов шарнирных моментов органов управления от углов отклонения их сервоповерхностей:

- 1а – I МИХО, $\bar{S}_{с.в} = 0,06$; 1б – I МИХО, $\bar{S}_{с.в} = 0,13$;
 2 – I МИХО, $\bar{S}_{с.н} = 0,146$; 3а – IV НИХО, $\bar{S}_{с.н} = 0,063$;
 3б – IV НИХО, $\bar{S}_{с.в} = 0,103$; 4а – V ПМС, $\bar{S}_{с.н} = 0,057$;
 4б – V ПМС, $\bar{S}_{с.э} = 0,137$; 5а – XI МКПК, $\bar{S}_{с.э} = 0,08$;
 5б – XI МКПК, $\bar{S}_{с.э} = 0,19$; 6а – XII МЭЧК, $\bar{S}_{с.э} = 0,063$;
 6б – XII МЭЧК, $\bar{S}_{с.э} = 0,135$

Таблица 3

Основные сведения об объектах

Объект испытаний	I МИХО		IV НИХО		V ПМС		XI МКПК	XII МЭЧК
	Ia	Ib	IVa	IVb	Vb	Vc		
Орган управления	РВ	РН	РВ	РН	РН	ЭЛ	ЭЛ	ЭЛ
Угол схода	11°	11°	11°	11°	11°	18°	11°	18°
Относительная площадь сервоповерхности	0,06	0,146	0,103	0,063	0,067	0,137	0,08	0,063
	0,13						0,19	0,135
$b_{o,y_1} / b_{o,y}$	1,02	1,06	1,02	1,01	1,08	1,18	1,1	1,09
$b_{o,y_1} / b_c$	3,45	4,3	4,37	5,8	6,77	2,58	2,6	4,1

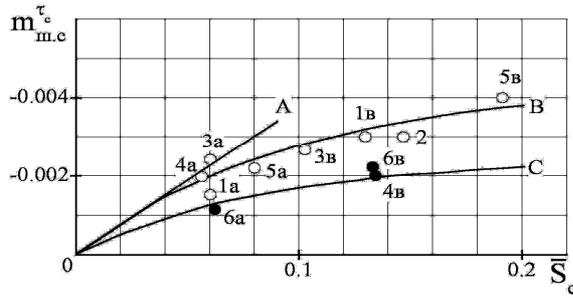


Рис. 3.2. Частная производная $m_{ш.с}^{\tau_c}$ при различных значениях относительной площади сервоповерхности органов управления:
 ○ ● – экспериментальные точки по данным рис. 3.1;
 — А – расчет по линейной формуле;
 — В – расчет по нелинейной формуле $\sigma = 11^\circ$;
 — С – расчет по нелинейной формуле $\sigma = 18^\circ$

Результат расчета по приближенной формуле (8) представлен на рис. 3.2 прямой А. Видно, что он совпадает с результатами испытаний обычных органов управления с малыми значениями угла схода σ при малых значениях относительной площади сервоповерхности \bar{S}_c . Сходимость с экспериментом в более широком диапазоне значений параметра \bar{S}_c дает следующая эмпирическая формула:

$$m_{ш.с}^{\tau_c} \approx -0,0374 \bar{S}_c + 0,1 \bar{S}_c^2. \quad (9)$$

Результат расчета по этой формуле представлен на рис. 3.2. кривой В.

Эксперимент показал, что величина производной $m_{ш.с}^{\tau_c}$ существенно зависит от угла схода σ . Для органов управления, угол схода у которых отличается от 11° , можно предложить следующую эмпирическую формулу

$$m_{ш.с}^{\tau_c} = \frac{11^\circ}{\sigma} (-0,0374 \bar{S}_c + 0,1 \bar{S}_c^2). \quad (10)$$

Результат расчета по этой формуле для испытанных на объектах XII МЭЧК и V ПМС органах управления с углом схода $\sigma \approx 18^\circ$, представлен на рис. 3.2 кривой С.

Заключение

1. На основе анализа новых экспериментальных данных уточнены известные и разработаны новые эмпирические формулы для приближенного расчета частных производных коэффициентов шарнирных моментов органов управления с осевой, роговой и серво-компенсациями по углам атаки (скольжения) стабилизирующих поверхностей и углам отклонения органов управления и их сервоповерхностей.

Для обычных (нешелевых) органов управления эти формулы имеют вид:

– в случае осевой аэродинамической компенсации:

$$m_{ш.о.к}^{\alpha^*} = -0,18 \bar{S}_{о.у} (1 - 3 \bar{S}_{о.к}) C_y^{\alpha^*};$$

$$m_{ш.и.е}^{\delta} = -0,1 \bar{S}_{и.е} (1 - 4,5 \bar{S}_{и.е}^{3/2}) \tilde{N}_\delta^{\alpha^*};$$

– в случае роговой аэродинамической компенсации:

$$m_{ш.р.к}^{\alpha^*} = 0,037 \bar{S}_{р.к} + 0,1 \bar{S}_{р.к}^2;$$

$$m_{ш.р.к}^{\delta} = 0,022 \bar{S}_{р.к} + 0,1 \bar{S}_{р.к}^2;$$

– в случае сервокомпенсации:

$$m_{ш.с}^{\tau_c} \approx -0,0374 \bar{S}_c + 0,1 \bar{S}_c^2.$$

Для щелевых органов управления (элеронов) некоторые из этих формул принимают другой вид:

$$m_{ш.о.к}^{\alpha^*} = -0,3 \bar{S}_{о.у} (1 - 3 \bar{S}_{о.к}) C_y^{\alpha^*};$$

$$m_{ш.р.к}^{\alpha^*} = 0,037 \bar{S}_{р.к} + 0,6 \bar{S}_{р.к}^2;$$

$$m_{ш.р.к}^{\delta} = 0,022 \bar{S}_{р.к} + 0,4 \bar{S}_{р.к}^2.$$

Приведенные выше формулы применимы для органов управления с величиной угла схода σ у их хвостиков не более 11° .

2. В случае осевой аэродинамической компенсации формула для частной производной $m_{ш.о.к}^{\alpha^*}$ применима для расчета линейной части зависимости $m_{ш.о.к}^{\alpha^*} = f(\alpha^*)$ до угла α^* , при котором зависимость коэффициента подъемной (боковой) силы несущей поверхности от угла атаки (скольжения) становится нелинейной. Нелинейную часть зависимости $m_{ш.о.к}^{\alpha^*} = f(\alpha^*)$ в области больших значений угла α^* можно построить, ориентируясь на приращение коэффициента $m_{ш.о.к}^{\alpha^*}$ к его линейному значению при угле атаки, соответствующем максимуму подъемной (боковой) силы несущей поверхности ($\Delta m_{ш.с} \approx 0,04$). В случае осевой аэродинамической компенсации формула для частной производной $m_{ш.о.к}^{\delta}$ применима для расчета линейной части зависимости $m_{ш.о.к}^{\delta} = f(\delta)$ до угла δ , при котором зависимость коэффициента подъемной (боковой) силы несущей поверхности от угла отклонения органа управления становится нелинейной, если контур носка органа управления не выходит существенно за контур профиля несущей поверхности.

3. В случае роговой аэродинамической компенсации формулы, описывающие частные производные $m_{ш.р.к}^{\alpha^*}$ и $m_{ш.р.к}^{\delta}$, применимы для расчета зависимостей $m_{ш.р.к}^{\alpha^*} = f(\alpha^*)$ и $m_{ш.р.к}^{\delta} = f(\delta)$ вплоть до углов α^* и δ , которым соответствует начало нели-

нейности зависимостей коэффициента подъемной (боковой) силы несущей поверхности соответственно от углов α^* и δ .

4. В случае сервокомпенсации формула для частной производной $m_{\text{ш.с}}^{\tau_c}$ применима для расчета зависимостей $m_{\text{ш.с}} = f(\tau_s)$ до максимальных значений углов отклонения сервоповерхностей, обычно используемых на практике ($\tau_{c_{\text{max}}} \approx \pm 20^\circ$).

5. Разработанные эмпирические формулы являются приближенными и могут использоваться лишь на этапе предварительного проектирования самолета, в частности, при оценке возможности применения безбустерной системы управления и при разработке моделей, предназначенных для определения шарнирных моментов органов управления в аэродинамических трубах.

Литература

1. Остославский И.В. *Аэродинамика самолета* / И.В. Остославский. – М.: Оборонгиз, 1957. – 560 с.
2. Петров К.П. *Аэродинамика элементов летательных аппаратов* / К.П. Петров. – М.: Машиностроение, 1985. – 272 с.
3. Hoerner S.F. *Fluid-dynamic lift: Practical information on aerodynamic and hydrodynamic lift* / S.F. Hoerner, H.V. Borst // *Research supported by the U.S. Navy; Brick Town, N.J., Hoerner Fluid Dynamics*, 1975. – 505 p.
4. Микеладзе В.Г. *Аэродинамика органов управления* / В.Г. Микеладзе // *Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов* / Под ред. Г.С. Бюшгенса. – Издательский отдел ЦАГИ – Издательство КНР. – Москва-Пекин, 1995. – С. 236-265.

Поступила в редакцию 1.12.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., главный научный сотрудник каф. 101 Ю.А. Крашаница, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского „ХАИ“, Харьков, Украина.

ДО РОЗРАХУНКУ ХАРАКТЕРИСТИК ШАРНІРНИХ МОМЕНТІВ ОРГАНІВ КЕРУВАННЯ ТУРБОГВИНТОВИХ ЛІТАКІВ

В.П. Пустовойтов

Пропонуються розроблені на основі аналізу експериментальних даних емпіричні формули для розрахунку частинних похідних коефіцієнтів шарнірних моментів органів керування з осьовою, роговою і сервокомпенсаціями по кутах атаки (ковзання) стабілізуючих поверхонь і кутах відхилення органів керування та їх сервоповерхонь. Показуються границі лінійних ділянок характеристик шарнірних моментів, в межах яких ці формули можуть бути застосовані, подається наближений спосіб визначення характеристик шарнірних моментів на нелінійних ділянках.

Ключові слова: орган керування, осьова, рогова і серво- компенсація, відносна площа аеродинамічної компенсації, шарнірний момент, експериментальні дані, лінійна характеристика, емпірична формула.

THE CALCULATION OF HINGE MOMENT CHARACTERISTICS OF TURBOPROP AIRPLANE CONTROL SURFACES

V.P. Pustovoytov

Empirical formulas intended to calculate partial derivatives of hinge moment coefficients for aerodynamically balanced, horn-balanced or servo-balanced control surfaces with respect to angles of attack (sideslip) and angles of deflection of stabilizing surfaces and their servo balance tab surfaces are advanced based on experimental data analysis. Conditions for validity of these formulas are defined depending on angles of attack (sideslip) and angles of deflection of stabilizing surfaces and their servo balance tab surfaces. An approximate method is proposed to plot non-linear segments of the curve for the hinge moment coefficient of a control surface versus angle of attack (sideslip) of the stabilizing surface.

Key words: control surfaces, aerodynamic balance, horn- balance, servo- balance, aerodynamic balance area, hinge moment, experimental data, linear characteristic, empirical formula.

Пустовойтов Валентин Петрович – д-р техн. наук, заместитель начальника отделения аэродинамики Авиационного научно-технического комплекса им. О.К. Антонова, Киев, Украина.