

## **Критерий сравнения аэродинамических компоновок и выбор аэродинамической схемы многоразовых крылатых ускорителей перспективных транспортных космических систем**

**Я.Н. Чибисов**

*Проведено исследование по выбору аэродинамической схемы многоразового крылатого ускорителя транспортных космических систем с помощью разработанной методологии сравнения аэродинамических компоновок ускорителей, сводящейся к расчету критерия сравнения. Разработаны аэродинамические компоновки многоразового крылатого ускорителя, выполненные по аэродинамическим схемам «нормальная», «бесхвостка», «утка» и определены их расчетные аэродинамические характеристики с учетом балансировки.*

В настоящее время новым эволюционным подходом к созданию многоразовых средств выведения является разработка многоразовых первых ступеней транспортных космических систем (ТКС) – многоразовых крылатых ускорителей (МКУ), что соответствует существующим российским и общемировым экономическим условиям. Работы над многоразовыми ускорителями ведутся в России, Европе, США и ряде других стран. В частности, Национальный центр космических исследований Франции CNES, совместно с российскими ЦНИИМаш и НПО «Молния» уже много лет ведет работы по проекту МКУ «Баргузин» для главной европейской ТКС «Ariane-5» взамен существующих одноразовых твердотопливных ускорителей первой ступени [1]. Эта работа является частью программы Future Launchers Preparatory Programme (FLPP) Европейского Космического Агентства [2]. Параллельно работы по созданию многоразовой крылатой первой ступени для «Ariane-5» ведутся в Германии, проект Liquid Fly-Back Booster (LFBB) по программе ASTRA [3].

Аэродинамическая компоновка разрабатываемых в настоящее время МКУ берет свое начало в компоновке уже созданных орбитальных самолетов (ОС) «Space Shuttle» и «Буран» в силу схожести основных режимов полета: гиперзвуковой  $M > 4$  сверхзвуковой  $1M < 4$  дозвуковой  $M < 1$ . ОС выполняются по схеме «бесхвостка» из-за температурного ограничения на минимальный радиус передней кромки несущей поверхности.

Уровень максимальных температур поверхности по траектории МКУ существенно ниже из-за меньших полетных чисел Маха,  $M=6...8$  против  $M=28$ , и продолжительности гиперзвукового полета,  $t_{M4}250$  с против  $t_{M4}1500$  с (ОС «Буран»  $T_{max}=1450$ , МКУ «Баргузин-3»  $T_{max}=700$ ). Поэтому для МКУ в аэродинамической компоновке возможно использование горизонтального оперения и встает вопрос о выборе аэродинамической схемы<sup>1</sup>.

<sup>1</sup> аэродинамическая схема – схема взаимного расположения крыла и горизонтального оперения;  
аэродинамическая компоновка – реализация аэродинамической схемы с конкретным положением и геометрией крыла и оперения

Анализ существующих проектов МКУ показывает применение всех основных аэродинамических схем (нормальной схемы, «бесхвостка», «утка») с широким спектром положения центра масс для каждой схемы  $x_{цм}/L=55\% \dots 76\%$ , где  $L$  – длина фюзеляжа до донного среза.

Вместе с тем, существуют две обобщающие технико-экономические особенности данного класса летательных аппаратов, как части класса ТКС:

1. типовая траектория возврата, определяющая схожую для всех МКУ структуру полета;
2. требование минимальной стоимости вывода 1 кг полезного груза на околоземную орбиту:

$$C_{1кг\text{наорб}} = (C_{\text{пуск}} / G_{\text{пн}}) \rightarrow \min$$

(2)

$C_{\text{пуск}}$  – стоимость одного запуска ТКС,

$G_{\text{пн}}$  – вес полезной нагрузки,

Выбор аэродинамической схемы, или, в более общей постановке - выбор аэродинамической компоновки МКУ, на основе указанных общих особенностей и при наиболее общем рассмотрении конструктивной и аэродинамической компоновки ускорителя дает результаты, которые могут быть в качественном виде распространены на весь класс многоразовых крылатых ускорителей.

Техническим аспектом требования (1) является критерий весового совершенства транспортной космической системы - относительный вес полезной нагрузки, выводимый на орбиту [4]:

$$\bar{G}_{\text{пн}} = G_{\text{пн}} / G_{\text{старт}}$$

(2)

$G_{\text{старт}}$  – стартовый вес системы или ее ступени.

$$\bar{G}_{\text{пн}} \rightarrow \max$$

(3)

С точки зрения проектирования ТКС удобно пользоваться другой записью условия (3): минимум стартового веса ступени при заданном весе полезной нагрузки:

$$G_{\text{старт}} \rightarrow \min \Leftrightarrow G_{\text{пн}} = \text{const}$$

(4)

Условие (4) справедливо как для всей ТКС, так и для МКУ в отдельности. Стартовый вес ускорителя можно представить в виде:

$$G_{\text{смМКУ}} = G_n + G_{\text{мМДУ}} + G_{\text{мВРДУ}} = G_{\text{мМДУ}} + G_{\text{сн}}$$

(5)

$G_n$  – вес МКУ на посадке после старта, выведения и возврата,

$G_{m\text{ МДУ}}$  – вес топлива для маршевой двигательной установки,

$G_{m\text{ ВРДУ}}$  – вес топлива для воздушно-реактивной двигательной установки,

– снаряженный вес МКУ после разделения с носителем.

$$G_{\text{сн}} = G_n + G_{m\text{ ВРДУ}}$$

Многokратное применение крылатого ускорителя обеспечивается средствами крылатого возврата, которые делают возможным планирующий полет МКУ в атмосфере до точки старта. Данные элементы конструкции МКУ составляют основу средств крылатого возврата:

$$G_{\text{скв}} = G_{\text{ВРДУ}} + G_{m\text{ ВРДУ}} + G_{\text{Снп}} + G_{\text{пр}} + G_{\text{сс}}$$

(6)

$G_{\text{врдуду}}$  – вес ВРДУ, кг,

$G_{\text{Снп}}$  – вес несущих поверхностей, кг,

$G_{\text{пр}}$  – вес исполнительных механизмов управления (привод, рабочее тело, ТЗИ, КУ), кг,

$G_{\text{сс}}$  – вес сопутствующих систем, кг.

Вес средств крылатого возврата  $G_{\text{скв}}$  непосредственно связан с аэродинамикой МКУ через набор геометрических параметров  $g_1, \dots, g_i, \dots, g_n$  и аэродинамических характеристик  $C_1, \dots, C_i, \dots, C_m$ :

$$G_{\text{скв}} = f(g_1, \dots, g_i, \dots, g_n, C_1, \dots, C_i, \dots, C_m)$$

(7)

Снаряженный вес МКУ  $G_{\text{сн}}$  включает вес средств крылатого возврата  $G_{\text{скв}}$  и непосредственно зависит от его величины. Вес топлива на выведение  $G_{m\text{ МДУ}}$  зависит от снаряженного веса МКУ, поскольку зависит от снаряженного веса всей ТКС вместе с полезной нагрузкой на старте. Таким образом, с учетом (5) реализуется зависимость:

$$G_{\text{стМКУ}} = G_{m\text{ МДУ}}(G_{\text{сн}}) + G_{\text{сн}}(G_{\text{скв}})$$

(8)

Зависимость  $G_{m\text{ МДУ}} = f(G_{\text{сн}})$  при фиксации веса остальных ступеней ТКС является прямой, то есть уменьшение снаряженного веса МКУ приводит к уменьшению веса топлива  $G_{m\text{ МДУ}}$  на выведение. Таким образом, следующее из (4) условие  $G_{\text{стМКУ}} \rightarrow \min$  для МКУ равнозначно условию:

$$G_{\text{сн}} \rightarrow \min$$

(9)

Обеспечение критерия (8) с позиций аэродинамического проектирования МКУ с учетом (7) и (8) приводит к условию минимума веса средств крылатого возврата:

$$G_{скв} \rightarrow \min$$

(9)

Выбор наилучшего из семейства вариантов компоновки МКУ должен происходить по некоторому алгоритму, приводящему к единственному решению – номеру варианта из списка семейства. В идеальной постановке, данный алгоритм представляет собой полный цикл формирования облика ТКС, рис. 1. Решая взаимозависимые макрозадачи полного цикла проектирования, можно ответить на вопросы каждого этапа, в том числе на вопрос выбора аэродинамической схемы МКУ с учетом других, не зависящих от аэродинамики, особенностей конструкции и компоновки.



**Рис. 1. Полный цикл проектирования многоразовой транспортной космической системы.**

Однако при поиске обобщенного частного решения (выбор аэродинамической схемы) для класса МКУ полный цикл проектирования не годится, поскольку выполнение условий (8) и (9) будет основано на технических особенностях конкретного проекта МКУ и ТКС.

Для обобщения выбора аэродинамической схемы МКУ по критерию  $G_{скв}$  и условию (9) необходимо выделить из полного цикла проектирования первичные связи полетной аэродинамики и геометрии МКУ с весом средств крылатого возврата, с одной стороны, и аэродинамической компоновкой и траекторией полета, с другой.

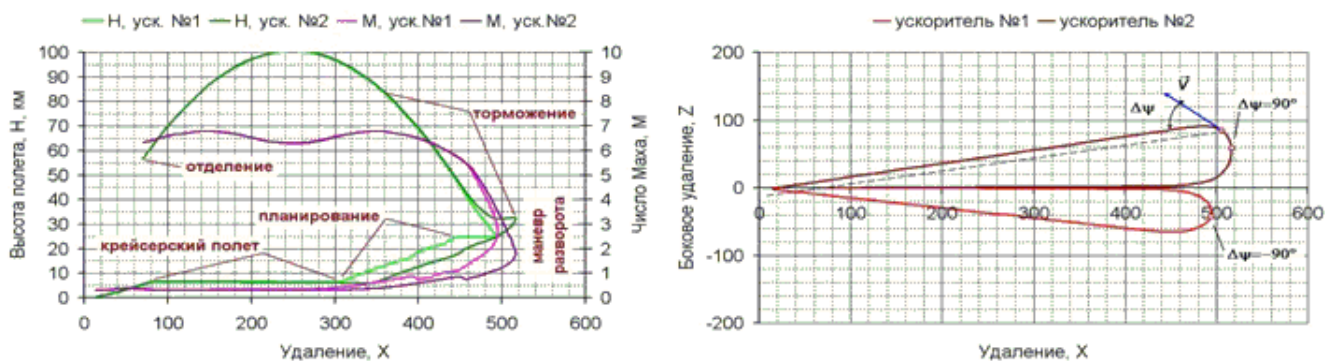
Примем факторы обобщения, инвариантные к принятым для выбора компоновкам МКУ:

- типовая траектория возврата МКУ.
- Основной состав средств крылатого возврата согласно (6);
- Внешняя геометрия и компоновка фюзеляжа.

Рассмотрим траекторию возврата МКУ на примере расчетных траекторий возврата двух ускорителей «Баргузин-4» указанного выше проекта МКУ для «Ariane-5». На рис. 2 приведены траек-

тории возврата 2-х ускорителей после отделения их от центрального блока в пространственных координатах (расчет траекторий выполнен начальником отдела баллистики и аэрогазодинамики НПО «Молния» Э. Н. Дударом). Траектории можно приближенно представить в виде двух участков полета, аналогичных и для других МКУ:

1. *Полет в направлении выведения* после отделения от носителя по инерции с набором высоты полета (до  $H=101$  км) и максимального числа Маха полета (до  $M=6.8$ ), последующим снижением с торможением и началом разворота на точку старта до угла курса  $=90$ . На этом участке полета МКУ реализуется гиперзвуковой режим обтекания с тепловым нагружением внешней конструкции при значительном угле атаки (до  $=50$ ).
2. *Полет к точке старта* с окончанием разворота до угла курса  $=0$ , планированием в зоне максимального аэродинамического качества до заданной высоты  $H_{ск}$  включения ВРДУ и крейсерским дозвуковым полетом ( $M=0.41 \dots 0.32$ ) до аэродрома в точки старта.



**Рис. 2. Базовая траектория возврата многоразовых ускорителей №1 и №2**

Данная траектория реализована на основе модельной задачи оптимального управления для маневра возврата к месту старта, минимизирующее протяженность крейсерского полета. Решение модельной задачи имеет вид:

$$\alpha_{\max}, \text{ если } \Delta\psi > 90^\circ$$

$$\alpha_{K \max}, \text{ если } \Delta\psi \leq 90^\circ$$

$$\alpha = \underset{\sim}{\underset{\sim}{\underset{\sim}{\underset{\sim}{\underset{\sim}{\sim}}}}}$$

$$\gamma_{\max}, \text{ если } \Delta\psi > \gamma_{\max}$$

$$\Delta\psi, \text{ если } \Delta\psi \leq \gamma_{\max}$$

$$\gamma = \underset{\sim}{\underset{\sim}{\underset{\sim}{\underset{\sim}{\underset{\sim}{\sim}}}}}$$

(10)

где  $\alpha$  - скоростной угол крена.

Рассмотрим состав средств крылатого возврата на предмет выделения в нем переменной составляющей, непосредственно зависящей от аэродинамической компоновки и траектории полета. Спецификой алгоритма аэродинамического проектирования крылатых ступеней является создание аэродинамической компоновки «вокруг» фюзеляжа, форму которого определяют топливные баки маршевой двигательной установки. При рассмотрении различных аэродинамических компоновок МКУ с одинаковым фюзеляжем лобовое сопротивление мало изменяется от компоновки к компоновке, поскольку определяется в основном трением на поверхности фюзеляжа ( $12\%C_{xamin}$ ) и его

донным сопротивлением ( $>50\%C_{xamin}$ ). Поэтому составляющую средств крылатого возврата – вес ВРДУ  $G_{врду}$  – можно принять одинаковой для сравниваемых компоновок МКУ. Пренебрегая малой величиной  $G_{cc}$  определим зависимую от аэродинамической компоновки часть веса средств крылатого возврата в следующем виде:

$$G_{скв}^{асмп} = G_{мврду} + G_{гн} + G_{нр} \quad (11)$$

Вес топлива ВРДУ  $G_{мврду}$ , входящий в величину  $G_{скв}$ , на крейсерском режиме МКУ определяется максимальным аэродинамическим качеством  $K_{max}$ , вблизи которого происходит весь полет к точке старта, по известной формуле километрового расхода топлива:

$$q = \left[ G_{сн} \cdot C_{уд} / (V \cdot K_{max}) \right] \quad (12)$$

$C_{уд}$  – удельный расход топлива, отношение часового расхода топлива (кг/час) к тяге (кг),

$V$  – скорость горизонтального полета на крейсерском режиме, км/ч

$K_{max}$  – максимальное балансировочное аэродинамическое качество на крейсерском режиме.

Разделив выражение (12) на вес МКУ  $G_{сн}$ , умножив на сумму длин крейсерского и посадочного участка с запасом на невырабатываемый остаток топлива ( $L_{кр} + L_{п+нот}$ ), и перенеся величину  $K_{max}$  в левую часть, получим выражение, определяющее первичную взаимосвязь оставляющей средств крылатого возврата  $G_{тврду}$  с аэродинамикой МКУ:

$$K_{max} \cdot \bar{G}_{врду} = C_1 \quad , \quad C_1 = C_{уд} (L_{кр} + L_{п+нот}) / V \quad (13)$$

Вес несущих поверхностей  $G_{снп}$ , куда входят консоли крыла и оперения, определяется прежде всего их площадью  $S_{снп}$  (приближение к тонкой стенке). Можно пренебречь различием удельного веса квадратного метра площади консолей разной геометрии, если сравниваемые аэродинамические компоновки имеют несущие поверхности примерно одной формы в плане, как рассматриваемые в данной работе трапециевидное крыло и оперение.

$$G_{снп} = S_{снп} \cdot g_{снп} \quad (14)$$

$g_{снп}$  – удельный вес 1 м крыла или оперения, кг/м<sup>2</sup>,

Разделим (14) на вес МКУ  $G_{сн}$  и перенесем величину  $S_{снп}$  в левую часть, что даст первичную связь составляющей средств крылатого возврата  $G_{снп}$  от аэродинамики МКУ:

$$\bar{G}_{\text{шн}} / S_{\text{шн}} = C_2$$

(15)

Вес исполнительных механизмов управления  $G_{\text{пр}}$  определяется прежде всего потребной мощностью привода и соответствующим объемом рабочего тела. Потребная мощность соответствует максимальному шарнирному моменту  $M_{\text{шмакс}}$ , реализуемому на траектории возврата:

$$G_{\text{пр}} \sim N_{\text{пр}} = M_{\text{шмакс}} \cdot \omega$$

(16)

- скорость поворота органа управления

Разделим (16) на вес МКУ  $G_{\text{шн}}$ , перенесем величину  $M_{\text{шмакс}}$  в левую часть и получим первичную связь составляющей средств крылатого возврата  $G_{\text{пр}}$  с аэродинамикой МКУ:

$$\bar{G}_{\text{пр}} / M_{\text{шмакс}} = C_3$$

(17)

Для использования по условию обобщения единой траектории при искомом анализе аэродинамических компоновок МКУ удобно обратить влияние аэродинамики на траекторные параметры, что является искусственным, но справедливым приемом в силу однозначности связей по выбранным аэродинамическим характеристикам.

Автором разработана характеристика для учета взаимосвязи уровня аэродинамического качества на участке планирования и протяженности крейсерского участка полета МКУ - интегральное максимальное аэродинамическое качество с учетом балансировки  $K_{\text{intmax}}$ :

$$K_{\text{intmax}} = \frac{1}{L_{K\text{int}}} \int_{L_{Kp}}^{L_K} K_{\text{max}}(l) dl$$

(18)

$L_K$  – протяженность всего участка полета МКУ в зоне максимального аэродинамического качества к точке старта до посадочного маневра,

$L_{Kp}$  – протяженность участка крейсерского полета МКУ до посадочного маневра,

$L_{K\text{int}} = L_K - L_{Kp}$  – протяженность участка полета МКУ от выхода на режим полета по максимальному качеству до крейсерского режима,

$l$  – протяженность оставшегося участка полета МКУ в текущей точке траектории возврата.

Протяженность  $L$  может быть определена как длина проекции участка траектории МКУ на земную поверхность или как длина самого участка – длина пути движения МКУ.

Сверхзвуковая зона участка по протяженности составляет лишь 11.5% от  $L_K$ . Около 30% дозвуковой зоны занимает полет до включения ВРДУ, при числах Маха  $M=1 \dots 0.4$ . Вместе с тем, уча-

сток траектории до начала крейсерского режима  $L_{кр}$  составляет около 40% от всей зоны полета на  $K_{max}$ . Чем выше уровень качества МКУ на рассматриваемом участке  $L_{кр}$  единой траектории до крейсерского режима, тем меньше по протяженности будет реальная зона полета с включенными воздушно-реактивными двигателями и меньше запас топлива для ВРДУ на борту данного МКУ.

Чем выше лобовое сопротивление при полете в атмосфере в направлении выведения, тем быстрее МКУ сбросит скорость и начнет разворот на точку старта, и тем меньше будет составлять протяженность второго участка траектории ( $L_{кint} + L_{кр}$ ). Данная связь может быть выражена разработанной автором характеристикой - интегральной силой лобового сопротивления  $X_{aint}$ :

$$X_{aint} = \frac{1}{L_{xaint} L_q} \int_{L_q}^{L_p} X_a(l) dl$$

(19)

$L_q$  – протяженность участка полета МКУ до появления скоростного напора,

$L_p$  – протяженность участка полета МКУ в направлении выведения,

$L_{xaint} = L_p - L_q$  – протяженность участка полета МКУ в направлении выведения, на котором возникает сила лобового сопротивления,

Необходимо пояснить, что значительная часть полета МКУ до разворота проходит при практически нулевых скоростных напорах, рис. 2. Для МКУ «Баргузин» после отделения от носителя скоростные напоры до  $H_q=90$  км падают с 10% до 0% от максимального скоростного напора, их хватает только на перевод МКУ на гиперзвуковой угол атаки  $=50$ . Торможение начинается уже при снижении после границы  $H_q=90$  км с ростом скоростных напоров до максимального траекторного значения. Поэтому участок траектории  $L_{xaint}$ , на котором возникает аэродинамическая сила лобового сопротивления, составляет от всей протяженности полета МКУ в направлении выведения только 28... 31%: для ускорителя №1  $L_{xaint}=139$  км при  $L_p=495$  км.

Таким образом, зависимость (7) веса средств крылатого возврата от геометрических и аэродинамических параметров аэродинамической компоновки МКУ реализуется в следующем виде:

$$\bar{G}_{скв}^{actp} = \bar{G}_{мВРДУ} (K_{max}, K_{maxint}, X_{aint}) + \bar{G}_{S_{nn}} (S_{nn}) + \bar{G}_{M_{umax}} (M_{umax})$$

(20)

$K_{max}$  – максимальное балансирующее аэродинамическое качество на крейсерском режиме,

$K_{intmax}$  – интегральное максимальное балансирующее аэродинамическое качество на участке полета к точке старта до крейсерского режима,

$X_{aint}$  – интегральное лобовое сопротивление на участке полета в направлении выведения,

$S_{nn}$  – площадь несущих поверхностей,

$M_{umax}$  – сумма максимальных траекторных шарнирных моментов органов управления.



При этом условие  $G_{\text{СКВ}}^{\text{актр}} \min$  отвечает соответствующим экстремумам геометрических и аэродинамических параметров:

$$K_{\text{max}} \max, K_{\text{intmax}} \max, X_{\text{aint}} \max, S_{\text{ин}} \min, |M_{\text{шmax}}| \min \quad (21)$$

Реализацией зависимости (20) по первичным связям (13), (15), (17) является разработанный автором *критерий сравнения аэродинамических компоновок МКУ по единой траектории возврата*. Смысл критерия  $C$  – сравнительная степень весового совершенства аэродинамической компоновки многоразового крылатого ускорителя.:

$$C = (\lambda_{km} K_{K \text{ max}} + \lambda_{kim} K_{K \text{ intmax}} + \lambda_{xai} K_{X \text{ aint}}) \cdot p_{\text{тврду}} + K_{\text{ин}} \cdot p_{\text{ин}} + K_{M \text{ max}} \cdot p_{M \text{ max}} \quad (22)$$

Критерий объединяет аэродинамические характеристики МКУ с учетом траектории его полета через коэффициенты  $K_{K \text{ max}}$ ,  $K_{K \text{ intmax}}$ ,  $K_{S_{\text{ин}}}$ ,  $K_{M_{\text{ин}}}$  и весовые характеристики через коэффициенты  $p_{\text{тврду}}$ ,  $p_{S_{\text{ин}}}$ ,  $p_{M_{\text{ин}}}$ . Выбор наилучшего варианта из группы компоновок соответствует условию:

$$C \rightarrow \max, C_{\text{max}} = 1 \quad (23)$$

Критерий аэродинамического совершенства МКУ  $C$ , в соответствии с постановкой задачи, отвечает за выбор минимальной массы средств крылатого возврата и не учитывает различие вариантов МКУ по весу тех элементов, которые определяются не аэродинамическими проектированием.

Коэффициенты  $K_{K \text{ max}}$ ,  $K_{K \text{ intmax}}$ ,  $K_{X \text{ aint}}$ ,  $K_{S_{\text{ин}}}$ ,  $K_{M_{\text{ин}}}$  представляют собой прямое или обратное отношение соответствующего параметра каждой компоновки ускорителя к наибольшему или наименьшему значению, соответственно, этого параметра из исследуемой группы компоновок МКУ:

$$K_{K \text{ max}} = K_{\text{max}} / (K_{\text{max}})_{\text{max}} \quad (24)$$

$$K_{K \text{ intmax}} = K_{\text{intmax}} / (K_{\text{intmax}})_{\text{max}} \quad (25)$$

$$K_{X \text{ aint}} = X_{\text{aint}} / (X_{\text{aint}})_{\text{max}} \quad (26)$$

$$K_{S_{\text{ин}}} = (S_{\text{ин}})_{\text{min}} / S_{\text{ин}} \quad (27)$$

$$K_{M_{\text{ин}}} = (M_{\text{ин}})_{\text{min}} / M_{\text{ин}} \quad (28)$$

Весовые коэффициенты  $p_{\text{тврду}}$ ,  $p_{\text{Снп}}$ ,  $p_{\text{Мшmax}}$  определяют вклад каждого параметра в переменную составляющую веса средств крылатого возврата:

$$p_{\text{тврду}} = G_{\text{тврду}} / (G_{\text{тврду}} + G_{\text{нп}} + G_{\text{нр}}) \quad (29)$$

$$p_{\text{Снп}} = G_{\text{нп}} / (G_{\text{тврду}} + G_{\text{нп}} + G_{\text{нр}}) \quad (30)$$

$$p_{\text{Мшmax}} = G_{\text{нр}} / (G_{\text{тврду}} + G_{\text{нп}} + G_{\text{нр}}) \quad (31)$$

Для определения весовых коэффициентов  $p_{\text{тврду}}$ ,  $p_{\text{Снп}}$ ,  $p_{\text{Мшmax}}$  можно использовать массовые данные по существующему аналогу, по одному из вариантов МКУ для всей группы компоновок или по каждой компоновке в отдельности.

Все три аэродинамические характеристики  $K_{\text{max}}$ ,  $K_{\text{intmax}}$ ,  $X_{\text{aint}}$  влияют через протяженность крейсерского участка на массу топлива для ВРДУ. Степень этого влияния оценивается в критерии через весовые коэффициенты  $k_m$ ,  $k_{im}$ ,  $x_{ai}$ :

$$\lambda_{k_m} = L_{K_p} / (L_{K_p} + L_{K_{\text{int}}} + L_{x_{\text{aint}}}) \quad (32)$$

$$\lambda_{k_{im}} = L_{K_{\text{int}}} / (L_{K_p} + L_{K_{\text{int}}} + L_{x_{\text{aint}}}) \quad (33)$$

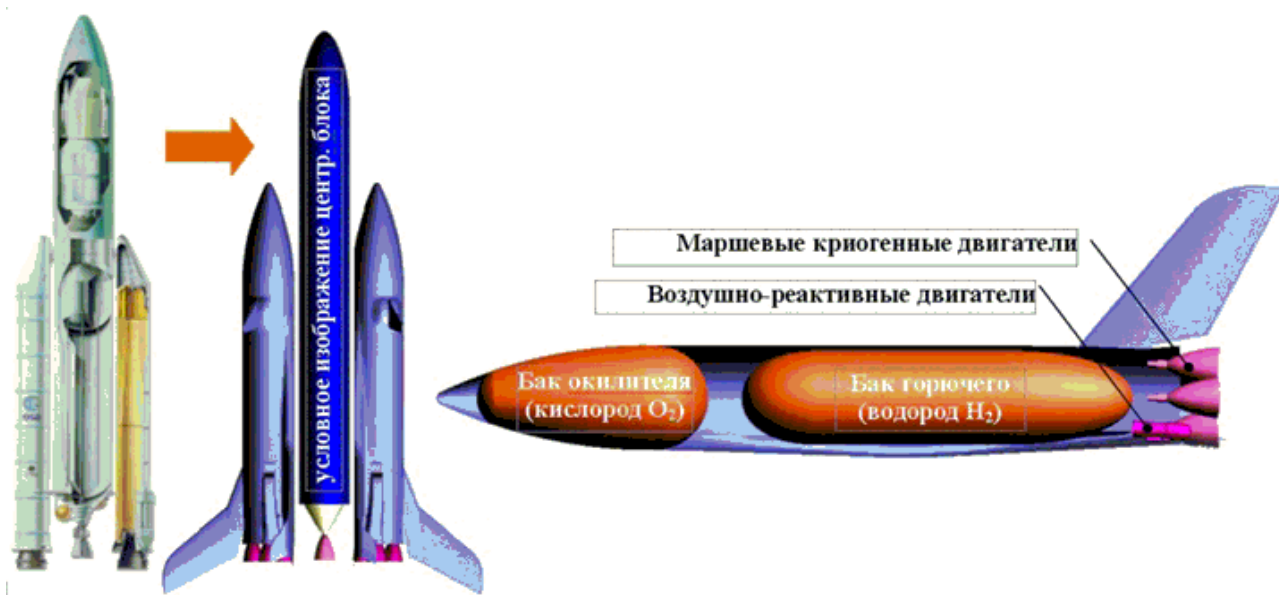
$$\lambda_{x_{ai}} = L_{x_{\text{aint}}} / (L_{K_p} + L_{K_{\text{int}}} + L_{x_{\text{aint}}}) \quad (34)$$

Критерий  $C$ , в соответствии с постановкой задачи, отвечает за выбор минимальной массы средств крылатого возврата и не учитывает различие вариантов МКУ по весу тех элементов, которые определяются не аэродинамическим проектированием. В силу учета только первичных связей аэродинамики МКУ с весом средств крылатого возврата и «замораживания» траектории возврата критерий сравнения  $C$  является приближенным.

Критерий  $C$  является удобным средством анализа группы аэродинамических компоновок МКУ в поисковых аэродинамических исследованиях и на начальных этапах аэродинамического проектирования. Он не требует, помимо аэродинамических процедур, определения данных другого типа для каждого варианта аэродинамической компоновки МКУ. Траекторные данные могут быть опре-

делены по аналогу или одному из вариантов, а массовые данные по аналогу, одному или каждому из вариантов.

Для анализа и выбора аэродинамической схемы МКУ по критерию  $C$  за основу была взята проект ТКС с 2-мя МКУ «Баргузин-4», рис. 3. Были разработаны аэродинамические компоновки ускорителя по схемам: нормальная, «бесхвостка» и «утка». Полученная группа имеет характерные размеры:  $S=232 \text{ м}^2$  (базовая трапеция крыла),  $L=39 \text{ м}$  (длина фюзеляжа до донного среза). Рассматриваются три относительных положения центра тяжести:  $x_{cm}/L=0.68, 0.72, 0.76$ . Диапазон 68%...76% (72%±4%) отвечает результатам массово-центровочного анализа в доминирующей части проектов МКУ.



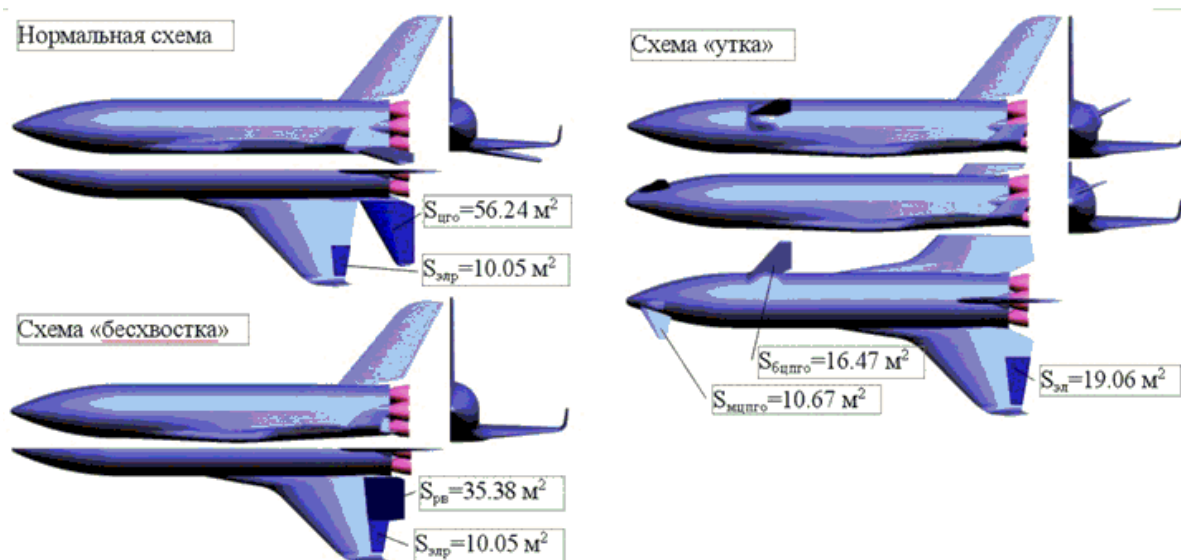
**Рис. 3. Проект замены боковых ускорителей ТКС «Ariane-5» на МКУ «Баргузин-4»**

Исходные данные для анализа группы компоновок: базовые траектории – траектории 2-х ускорителей «Баргузин-4»; расчет интегрального аэродинамического качества и интегрального сопротивления в диапазоне чисел маха  $M=2... 0.3$  и  $M=7... 3$ , соответственно, по траектории ускорителя №1; расчет площади несущих поверхностей и суммарного максимального шарнирного момента без учета киля, одинакового для всех компоновок; весовые коэффициенты влияния на массу топлива ВРДУ  $k_{km}=47.8\%$ ,  $k_{kim}=29.4\%$ ,  $k_{xai}=22.8\%$  исходя из  $L_{kp}=291 \text{ км}$  и  $L_{kint}=179 \text{ км}$ ,  $L_{xaint}=139 \text{ км}$ ; весовые коэффициенты - на основе сводки масс для МКУ «Баргузин-4» и проектов многоразовых ступеней НПО «Молния»:  $p_{mepdy}=0.411$ ,  $p_{Sun}=0.503$ ,  $p_{Mutmax}=0.085$ .

Аэродинамические компоновки МКУ разрабатывались исходя из обеспечения: минимальных балансировочных потерь на крейсерском режиме полета; минимальной площади органов управления; статической устойчивости в продольном канале на всей траектории возврата. Учитывалось

ограничение на вынос элементов компоновки из-за фронта недорасширенной струи от МДУ на больших высотах  $x_{фрнстрт} 41$  м.

Разработанные аэродинамические компоновки МКУ под центровку  $x_{цм}/L=0.72$  представлены на рис. 4 в виде математических моделей внешних обводов, созданных в среде ГеММа-3D. Крыло всех трех компоновок имеет площадь консолей  $S_k=112.8$  м<sup>2</sup> с удлинением  $\lambda=1.5$  и сужение  $\beta=2.57$ , стреловидность  $\beta_{пк}=45$ , угол поперечного V 3. Угол установки крыла «утки» и «бесхвостки»  $=-1.3$ , нормальной схемы  $=-1.7$ . Профиль крыла – дозвуковой СР-16м-10, обеспечивающий высокий уровень дозвуковых несущих свойств и большие радиусы закругления передней кромки. Профиль имеет плоскую часть нижнего контура с координатами в долях хорды 25%... 100%, что упрощает изготовление теплозащиты крыла и днища. Крыло оборудовано вертикальными законцовками малого удлинения  $\lambda_{зк}=1$  для увеличения аэродинамического качества. Выбор и обоснование применения вертикальных законцовок на МКУ приведены в работе [5].



**Рис. 4. Разработанные аэродинамические компоновки МКУ (центр масс  $x_{цм}/L=0.72$ )**

Центральный киль имеет параметры:  $S_{цк}=43.4$  м<sup>2</sup>,  $\beta_{цк}=3.18$ ,  $\beta_{цк}=1.65$ ,  $\beta_{цк}=45$ . МКУ по схеме «бесхвостка» имеет крыльевые рули высоты (РВ) – это наиболее общая постановка данной схемы, так как в ряде проектов, как и в проекте «Баргузин», пакет сопел МДУ не позволяет разместить отклоняемый вверх балансировочный щиток за фюзеляжем (данное техническое решение предложил профессор МАИ, д.т.н., М.И. Осин). На «утке» и «бесхвостке» установлено цельноповоротное горизонтальное оперение, в схеме «утка» рассматривается два положения ЦГО: перед носовым баком (Малое ЦГО) и за ним (Большое ЦГО). Параметры цельноповоротного оперения «утки» и «бесхвостки» (МЦПГО/БЦПГО/ЦГО):  $\beta_{цго}=2.2/2.2/1.81$ ,  $\beta_{цго}=3/3/3.2$ ,  $\beta_{цго}=42/42/30$ , поперечное V 25/25/-10. В варианте БЦПГО оперение установлено на шаровом наплыве, устраняющем образование щели при отклонении оперения, описание и обоснование дано в работе [5].

Для всех компоновок МКУ были определены расчетным путем аэродинамические характеристики (АДХ) в гладкой конфигурации и с учетом балансировки в продольном канале с помощью сформированной автором численно-инженерной методики, применяемой в НПО «Молния» для расчета АДХ многоразовых ступеней на начальных этапах проектирования и состоящей из следующих методов (программ):

- Панельный метод с поверхностным представлением обтекаемого тела, аналогичный методу [6], а также неявный CFD-метод с пристеночной функцией разрешения пограничного слоя;
- Статистический метод расчета транс- и сверхзвуковых аэродинамических характеристик ЛА по известным характеристикам его элементов с учетом интерференции [7];
- Метод локального расчета давления на поверхности ЛА при обтекании его гиперзвуковым потоком, использующий локальные сверхзвуковые и гиперзвуковые теории и статистику по отечественным гиперзвуковым летательным аппаратам [8].

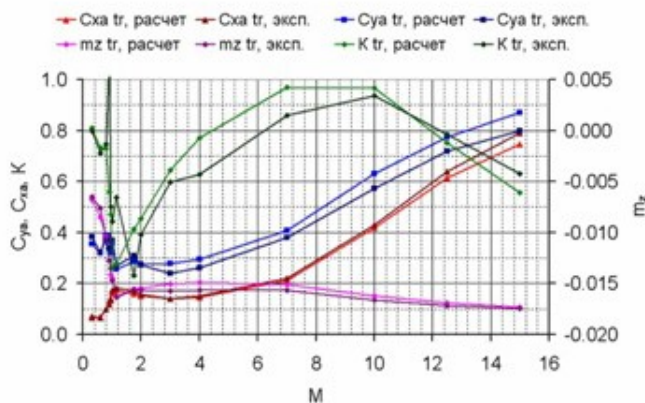
Неявный метод решения уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу, с пристеночной функцией разрешения пограничного слоя использовался для определения характеристик упрощенных моделей обводов «фюзеляж+крыло» в диапазоне чисел Маха  $M=0.3 \dots 0.8$  (расчеты проведены инженером-конструктором ЗАО «ГСС» А.А. Бабулиным) с последующей корректировкой результатов расчетов панельного метода. Таким образом, учитывались вязкие отрывные и трансзвуковые эффекты, развивающиеся на крыле и фюзеляже при указанных числах Маха.

Для определения эффективностей органов управления использовались экспериментальные аэродинамические характеристики трапециевидных крыльев и экспериментальные характеристики эффективности элементов орбитального самолета «Буран».

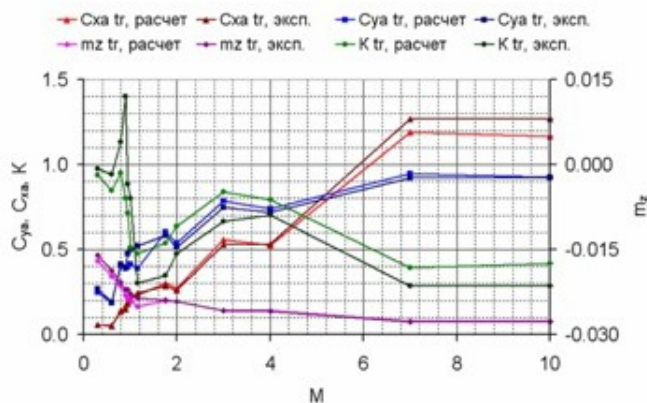
Данная комплексная методика обеспечивает получение полного объема АДХ за  $t_{АДХ} 24 \dots 32$  часа рабочего времени против  $t_{прАДХ} 1920 \dots 2560 \text{ч} = 80 \dots 106$  суток машинного времени при расчете уравнений Навье-Стокса неявным методом (для компоновки «фюзеляж+крыло» с объемом конечно-разностной сетки  $N_c 1500$ , размере счетной сетки 8M10).

Для демонстрации применимости пакета методов (программ) на рис. 5 показаны расчетные траекторные аэродинамические характеристики орбитального самолета «Буран» в сравнении с экспериментальными данными по траектории самого самолета «Буран» и траектории МКУ «Баргузин-4». Для корректировки результатов расчета панельного метода использовались вышеуказанные результаты CFD-расчетов для фюзеляжа с крылом от разработанных компоновок МКУ без вертикальных законцовок.

(а) сравнение по траектории возврата ОС



(б) сравнение по траектории возврата МКУ



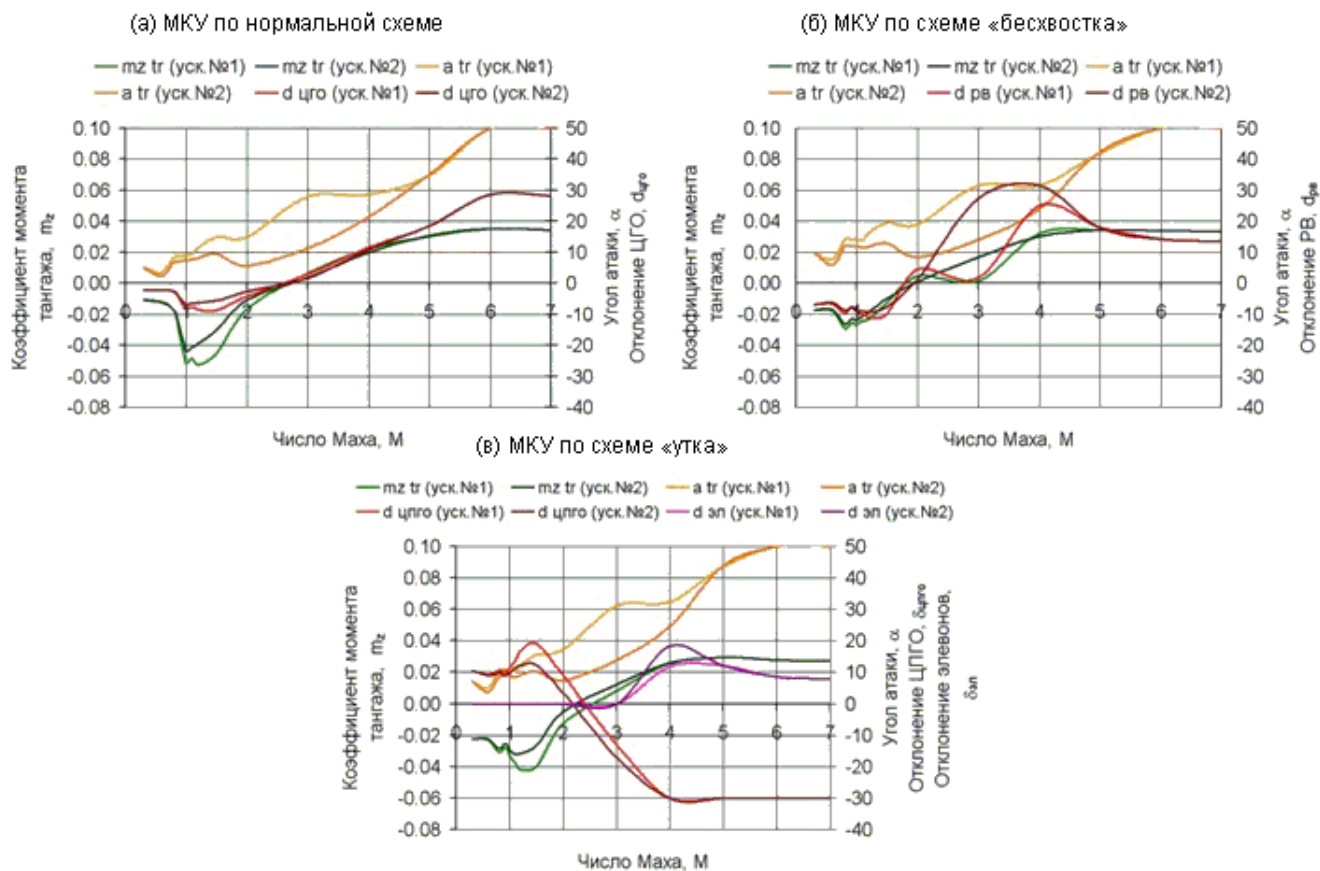
**Рис. 5. Сравнение расчетных и экспериментальных АДХ орбитального самолета «Буран»**

Несмотря на различие профилировки крыльев рассматриваемых МКУ и «Бурана», при дозвуковых числах Маха  $M=0.3 \dots 0.8$  наблюдается наилучшее совпадение результатов расчета и эксперимента, погрешность не превышает 7% по всем характеристикам для траектории ОС и 10% по траектории МКУ. В трансзвуковой области невязка расчетных характеристик резко увеличивается, что связано с местными трансзвуковыми эффектами на «Буране», которые отражаются только экспериментальными данными. При  $M > 1$  точность расчета вновь повышается и для силовых характеристик погрешность не превышает 16% по траектории ОС и 9.5% по траектории МКУ. Изменение расчетного момента тангажа по траектории в целом соответствует экспериментальной зависимости, но с некоторым сдвигом расчетных характеристик при  $M=1 \dots 7$  в положительную область, определяемым максимальной погрешностью 25% (траектория ОС) и 22% (траектория МКУ). Диапазон изменения момента тангажа по траектории при  $M > 1$  по расчетным данным не ниже, чем по экспериментальным:  $m_{z \text{ расч}}=0.0173$  против  $m_{z \text{ эксп}}=0.0176$  (ОС) и  $m_{z \text{ расч}}=0.0134$  против  $m_{z \text{ эксп}}=0.0126$  (МКУ), что является важным положительным качеством расчетной методики поскольку позволяет определить параметры органов балансировки, соответствующие натурным характеристикам разрабатываемых изделий. Таким образом, примененный в работе пакет методов (программ) позволяет с достаточной для первых этапов разработки точностью определять аэродинамические характеристики многоразовых крылатых ступеней ТКС на этапе возврата во всем полетном диапазоне чисел Маха и углов атаки.

С помощью рассмотренного комплекса методов получены зависимости коэффициентов аэродинамических сил и моментов от числа Маха и угла атаки  $C_y(M, \alpha)$ ,  $C_x(M, \alpha)$ ,  $C_{ya}(M, \alpha)$ ,  $C_{xa}(M, \alpha)$ ,  $m_z(M, \alpha)$ ,  $K(M, \alpha)$ , а также с учетом балансировки  $C_{y\text{бал}}(M, \alpha)$ ,  $C_{x\text{бал}}(M, \alpha)$ ,  $C_{y\text{абал}}(M, \alpha)$ ,  $C_{x\text{абал}}(M, \alpha)$ ,  $K(M, \alpha)$  для всех разработанных аэродинамических компоновок МКУ.

На рис. 6 приведены диаграммы изменения по траектории возврата момента тангажа  $m_{z \text{ tr}}(M, \alpha)$ , угла атаки  $\alpha(M)$  и балансировочного отклонения органов управления  $(M, \alpha, m_{z \text{ tr}})$  для ускорителя

№1 и №2. Различие траекторных углов атаки по компоновкам связано с соответствующим различием характеристик  $C_{yабал}(M, )$ , при единой зависимости  $C_{yatr}(M, )$  для принятой траектории возврата.



**Рис. 6. Траекторные моментные характеристики МКУ и органов управления**

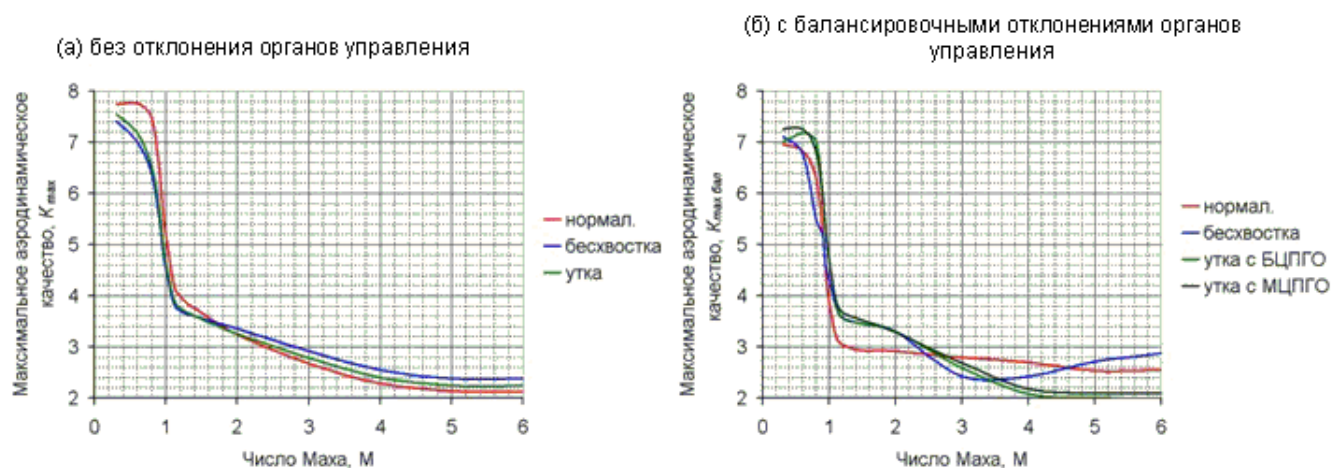
Рис. 6 наглядно иллюстрирует сложность аэродинамического проектирования МКУ при столь существенном изменении продольного момента по числу Маха вдоль траектории возврата. Для всех компоновок характерны пикирующие моменты на до- и сверхзвуковом режиме полета и кабрирующие моменты на гиперзвуковом режиме с минимумом в трансзвуковой зоне  $M=1... 1.5$  и максимумом на  $M=5... 7$ .

Компоновки МКУ проектировались под максимальный угол отклонения продольных органов управления  $\alpha_{цпо} = 30$ , что реализовано в их траекторных характеристиках. Нормальная схема имеет  $\alpha_{цпо\ max} = 28.6$  при  $M=6$ , «бесхвостка» -  $\alpha_{рв\ max} = 31.5$  при  $M=4$ . «Утка» балансируется при  $M \gg 1$  полным отклонением ЦПГО  $\alpha_{цпо\ max} = -30$  и дополнительным отклонением элевонов  $\alpha_{эл\ max} = 18.3$ .

Углы отклонений для нормальной схемы и «бесхвостки» имеют обратный знак по сравнению с «уткой» из-за противоположного расположения органов управления относительно центра тяжести



МКУ. Это, а также большее плечо ПГО «утки» обуславливает лучшие балансировочные характеристики аэродинамического качества на участке полета с  $K_{max}$ , рис. 7.



**Рис. 7. Изменение максимального аэродинамического качества МКУ по числу Маха**

Нормальная схема, при большой размерности ЦГО, вызванной необходимостью балансировки при малом плече рулей, имеет наибольшие балансировочные потери на крейсерском режиме  $K_{max}=7.756.92$  с  $K_{max}=-0.83$  (при  $M=0.4$ ). Потери «бесхвостки» существенно меньше, из-за уменьшения как самой подъемной силы, так и ее проекции на ось  $0X_a$  при отклонении РВ вверх  $K_{maxкр}=7.297.01$ ,  $K_{max}=-0.28$ . При  $M=1... 2$  данный эффект приводит к особенно малым потерям  $K_{maxкр}=-0.2... 0$ . Аэродинамическое качество МКУ схемы «утка» зависит от положения и геометрии ЦПГО. Без учета балансировки «утка» на крейсерском режиме  $M=0.4$  имеет  $K_{maxкр}=7.44$ , балансировочные значения для МКУ с большим ЦПГО  $K_{maxкр}=7.06$  и  $K_{maxкр}=-0.38$ , а для МКУ с малым ЦПГО  $K_{maxкр}=7.26$  и  $K_{maxкр}=-0.18$ . Положительной особенностью семы «утка» в силу отклонения ЦПГО на увеличение подъемной силы, является зона  $M=0.6... 1$  где балансировка дает прирост максимального аэродинамического качества до  $K_{max}=0.45$  (БЦПГО) и  $K_{max}=0.3$  (МЦПГО). В диапазоне  $M=1.6... 2.2$  также имеется зона отсутствия потерь на балансировку  $K_{max}0$ .

Аналогично случаю  $x_{cm}/L=0.72$ , были разработаны компоновки для центровок 68% и 76%. Для случая  $x_{cm}/L=0.68$  компоновка нормальной схемы получила меньшее по площади ЦГО  $S_{цго}=56.342.7$  м<sup>2</sup> при сдвиге крыла на  $-0.775$  м; МКУ-«бесхвостка» отличается сдвигом крыла на  $-2.9$  м; компоновка «утка» имеет сдвинутое на  $-2.1$  м крыло и увеличенное большое ЦПГО  $S_{бцпго}=16.518.6$  м<sup>2</sup>. При  $x_{cm}/L=0.76$  не удалось создать компоновку МКУ по нормальной схеме из-за невозможности «втиснуть» ЦГО увеличенной площади между задней кромкой крыла и границей  $x_{фрнстрт}=41$  м. «Бесхвостка» имеет сдвинутое на  $1.3$  м до  $x_{фрнстрт}$  крыло с увеличенным до  $=1.7$  углом установки для обеспечения статической устойчивости при  $M<1$  и балансировки при  $M>>1$ . «Утка» имеет измененное крыло в плане со смещенным геометрическим центром на  $1$  м. Стреловидность по передней кромке и профилировка сохранены, стреловидность по задней кромке  $зк=0$ , угол установки уве-



личен до =1.7. Большое ЦПГО сдвинуто назад по межбаковому отсеку на  $x_{цм} = 1.56$  м с уменьшением площади  $S_{б.цпо} = 16.515.7$  м<sup>2</sup>. В варианте с малым ЦПГО его площадь уменьшена до  $S_{м.цпо} = 10.78.25$  м<sup>2</sup>. Увеличена площадь элевонів с 19.1 м<sup>2</sup> до 27.6 м<sup>2</sup>.

В таблице 1 приведены исходные данные к расчету критерия  $C$ . Наилучшими показателями  $K_{maxmax}$ ,  $K_{maxintmax}$ ,  $S_{minmin}$ ,  $M_{umaxmin}$  обладает МКУ схемы «утка» с носовым расположением ЦПГО при всех рассмотренных положениях центра масс. «Утка» с БЦПГО уступает аналогу по всем показателям, но превосходит нормальную и «бесхвостку» по условиям  $K_{maxmax}$ ,  $K_{maxintmax}$ ,  $M_{umaxmin}$ . «Бесхвостка» имеет наихудший показатель по шарнирным моментам, что связано с площадью и положением оси вращения РВ. Нормальная схема обладает максимальными балансирующими потерями оперения максимального размера, отсюда ее наихудшие значения по  $K_{max}$ ,  $K_{maxint}$ ,  $M_{umax}$ . Условие  $X_{aintmax}$  выполняется при  $x_{цм}/L = 0.68$ , 72 для схемы «бесхвостка» из-за балансирующего отклонения на положительный угол РВ при  $M = 3 \dots 6$ . При  $x_{цм}/L = 0.76$  наилучший показатель  $X_{aintmax}$  принадлежит «утке» из-за увеличения площади элевонів и уменьшения площади ЦПГО. Наихудшее значение  $X_{aintmin}$  имеет нормальная схема из-за большей площади несущих поверхностей и меньших траекторных углов атаки при  $M = 3 \dots 6$ .

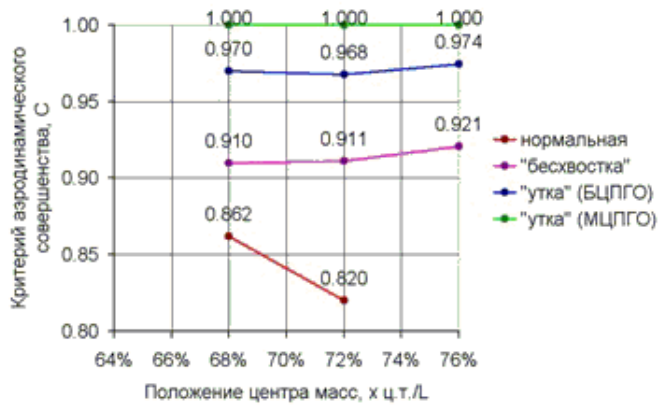
**Таблица 1. Исходные данные для анализа аэродинамических компоновок МКУ**

$x_{цм}/L$ :	68%				72%				76%		
	Норм. схема	Бес-хвостка	Утка БЦ-ПГО	Утка МЦПГО	Норм. схема	Бес-хвостка	Утка БЦ-ПГО	Утка МЦПГО	Бес-хвостка	Утка БЦ-ПГО	Утка МЦ-ПГО
$K_{max}$	7.02	6.98	7.2	7.23	6.92	7.03	7.06	7.26	6.84	6.96	6.95
$K_{maxint}$	5.44	5.24	5.87	5.81	5.27	5.26	5.8	5.8	5.26	5.81	5.8
$X_{aint}$	90164	98107	91815	92182	88087	98814	91030	91471	95850	102714	103095
$S_{н.н.}$	201.08	170.89	176.15	168.31	214.58	170.89	173.99	168.25	170.89	173.17	165.77
$M_{umax}$	63104	132878	35379	32535	79289	133256	35585	33119	144101	58134	55109

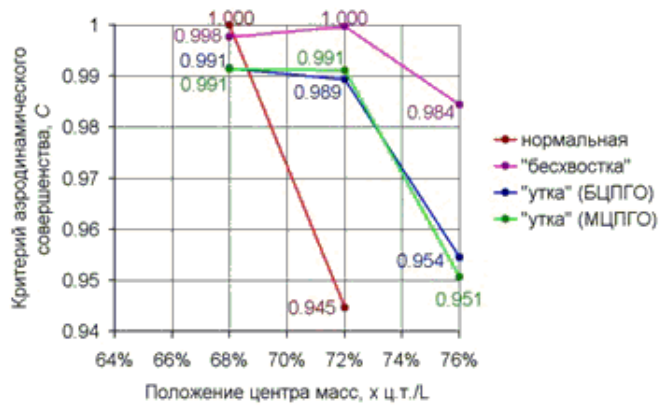
На рис. 8а приведены результаты исследований группы компоновок МКУ по аэродинамическим схемам «нормальная», «бесхвостка» и «утка» в диапазоне положений центра масс  $x_{цм}/L = 0.68 \dots 0.76$ . Полученные результаты с малой погрешностью можно распространить на весь класс крылатых возвращаемых ускорителей первой ступени.

Наилучшей аэродинамической схемой для МКУ является схема «утка» в исследованном диапазоне центровок 68%... 76%. Для варианта МКУ схемы «утка» с расположением ЦПГО в межбаковом отсеке (БЦПГО) критерий составляет  $C = 0.97 \dots 0.974$ .

(а) сравнение по аэродинамической схеме



(б) сравнение по положению центра масс

**Рис. 8. Результаты расчета критерия  $C$  для группы компоновок МКУ**

Зависимость критерия  $C$  по центровке для «утки» с большим ЦПГО имеет линейный характер и с малой погрешностью может принята как:

$$C = 0.974 - 0.05 \cdot (0.76 - (x_{ц.т.}/L)) \quad (29)$$

Вариант МКУ схемы «утка» с носовым расположением ЦПГО (МЦПГО) имеет значение критерия аэродинамического совершенства  $C=1$  и является наилучшей компоновкой МКУ.

Аэродинамическая схема «бесхвостка» имеет промежуточный между схемой «утка» и нормальной схемой уровень критерия  $C=0.9 \dots 0.91$  с максимальным значением критерия при наиболее задней центровке  $x_{ц.т.}/L=0.76$ .

Минимальное значение критерия аэродинамического совершенства для МКУ в исследованном диапазоне центровок 68%... 76% имеет нормальная аэродинамическая схема  $C=0.855 \dots 0.813$  при  $x_{ц.т.}/L=0.68 \dots 0.72$ . При центровке 76% МКУ нормальной схемы с трапециевидным крылом в плане и ограничении по фронту струи маршевых двигателей не существует.

Проведен анализ рассматриваемых компоновок многоразового ускорителя по группам схем и сравнение по критерию  $C$  компоновок одной аэродинамической схемы при различных положениях центра масс, рис. 8б.

Компоновки МКУ по аэродинамической схеме «утка» и «бесхвостка» имеют, с малой погрешностью, постоянное максимальное значение  $C=0.99$  и  $C=1$ , соответственно, при  $x_{ц.т.}/L=0.720.68$ . Компоновки схемы «утка» имеют неабсолютное значение критерия  $C=0.99$  из-за большего значе-

ния  $S_{nn}$  при 68%... 72%. Положение центра масс  $x_{cm}/L=0.76$  по критерию  $C$  для «утки» и «бесхвостки» является наилучшим в диапазоне  $x_{cm}/L=0.68... 0.76$ .

Нормальная схема имеет максимум  $C=1$  при наиболее передней центровке из рассмотренного диапазона  $x_{cm}/L=0.68$  с изменением от  $x_{cm}/L=0.72$   $C=0.058$ . Рост критерия при сдвиге центра масс вперед основан на росте каждой его составляющей  $C_{kmax}$ ,  $C_{Snn}$  и  $C_{Mшmax}$ . Очевидно, что исследование нормальной схемы по критерию  $C$  в диапазоне центровок с левой границей 60% даст максимум  $C=1$  на этой границе.

В заключении сформулируем основные результаты проведенной работы, которые могут быть с успехом применены в исследованиях и проектировании перспективных многоразовых средств выведения для увеличения их весовой эффективности и уменьшения стоимости вывода 1 кг полезного груза на околоземную орбиту:

1. Разработана методология, сведенная в критерий  $C$  сравнения аэродинамических компоновок многоразовых крылатых ускорителей по условию минимального веса средств крылатого возврата (крыло и оперение, органы управления и их приводы, ВРДУ и топливо для него, сопутствующие системы). В критерии используются балансирующие аэродинамические характеристики в части максимального аэродинамического качества, лобового сопротивления и максимальных шарнирных моментов, общая площадь несущих поверхностей, базовая траектория возврата, весовые данные по крылу, топливу ВРДУ и исполнительным механизмам органов управления. Наилучший вариант из группы исследуемых компоновок определяется условием  $C_{max}$ , при  $C_{max}=1$ .

3. Для выбора аэродинамической схемы крылатого ускорителя по критерию  $C$  разработаны восемь аэродинамических компоновок ускорителя по нормальной схеме, схеме «бесхвостка» и схеме «утка» в виде 3D-моделей внешних обводов для трех положений центра масс  $x_{cm}/L=68, 72, 76\%$  ( $L$  - длина фюзеляжа) и определены их аэродинамические характеристики в диапазоне чисел Маха  $M=0.3... 6$  без учета и с учетом балансировки. Получено максимальное значение аэродинамического качества на крейсерском режиме  $M=0.4$  (при  $x_{cm}/L=72\%$ ) без/с учетом балансировки для нормальной схемы  $K_{maxкр}=7.75/6.92$ , для «бесхвостки»  $K_{maxкр}=7.29/7.01$  и для «утки»  $K_{maxкр}=7.44/7.26$  с расположением горизонтального оперения на носовом обтекателе. При  $x_{cm}/L=76\%$  при выбранной геометрии трапецевидного крыла аэродинамическая компоновка по нормальной схеме не существует.

2. Выбрана аэродинамическая схема «утка» для многоразовых крылатых ускорителей как наилучшая по критерию  $C$  в сравнении с нормальной схемой и «бесхвосткой», при положении центра масс по длине фюзеляжа 68%... 76%. Определен наилучший вариант компоновки ускорителя по схеме «утка» с расположением ЦПГО в носовой части перед топливным баком, для которого значение  $C=1$ . Исполнение многоразовых крылатых ускорителей по аэродинамической схеме «утка», по сравнению с нормальной схемой и «бесхвосткой», обеспечивает минимальный вес средств крыла-

того возврата и максимальный уровень аэродинамического качества в указанном интервале положений центра масс.

## Литература

1. *И. Черный* Мощные ракеты на ближайшее будущее. – Новости космонавтики. 2004, №1.- с. 25-26;
  2. Next generation launchers. <http://www.esa.int>
  3. *Th. Eggers* Aerodynamic design and analysis of an Ariane 5 liquid fly-back booster. – AIAA 2002. #5197.- с. 1-10.
  4. *А.А. Золотов* Методы выбора проектных решений ЛА с учетом обеспечения требований по надежности и безопасности. Москва. МАИ. 1995. с. 74.
  5. *Я.Н. Чибисов* Аэродинамическая компоновка многоразовых ускорителей первой ступени перспективных транспортных космических систем. – Авиакосмическая техника и технология. 2006, №1.- с.13-13;
  6. PanAir Predicting Subsonic Or Supersonic Linear Potential Flows About Arbitrary Configurations Using A Higher Order Panel Method. <http://www.pdas.com>
  7. *Г.А. Колесников, Ю.С. Сорокин* Расчет аэродинамических характеристик самолета. Москва. МАИ. 1997. 130 с.
  8. *В.И. Смирнов* Расчет аэродинамических характеристик гиперзвуковых летательных аппаратов при изменении их основных геометрических параметров. - Авиакосмическая техника и технология. 2002, №2.- с.25-29.
- 

## Автор

*Чибисов Ян Николаевич, аспирант кафедры аэродинамики летательных аппаратов Московского авиационного института (государственного технического университета)*

*Телефон: 485-33-59, e-mail: [chibisovyan@bk.ru](mailto:chibisovyan@bk.ru)*