УДК 629.76

МЕТОДИКА РАСЧЕТА УПРАВЛЯЮЩЕГО МОМЕНТА КРЕНА ДЛЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИ НЕСИММЕТРИЧНОЙ РАКЕТЫ

В.И. Киселёв

Предложена методика оценки величины управляющего момента крена на начальном участке полёта для аэродинамически несимметричной ракеты, стартующей с самолёта.

Ключевые слова: момент «косого» обдува, аэродинамический момент крена, пробный угол атаки, трубный угол крена, программный угол атаки.

Начальный участок полета ракет, стартующих с самолета характеризуется большими углами атаки (15–105°) в течение достаточно длительного времени (20–40 с.). Эти особенности старта потребовали уточнения методики определения управляющего момента по крену, необходимого для компенсации аэродинамического момента крена, возникающего при обтекании несимметричной ракеты набегающим потоком воздуха, вследствие наличия на ее корпусе выступающих несимметричных частей – обтекателей бортовой кабельной сети.

Рассмотрим вначале случай, который описывается следующими основными положениями:

1. Расчет программной траектории осуществляется без учета скорости ветра, как это описано в [1], [2] и принято при разработке ИД по баллистике.

2. На начальный момент времени ракета ориентирована «правильно», т.е. плоскостью I-III по программному вектору скорости $\overline{V}_P$, который лежит в плоскости стрельбы, т.е. угол скольжения $\psi=0$.

Введем скоростную систему координат (СК): ось *OY* направим по вектору $\overline{V}_P$, ось *OX* перпендикулярно оси *OY* в плоскости стрельбы, ось *OZ* по вектору $OZ = -[OX \times OY]$, где $[OX \times OY]$ – векторное произведение ортов осей OX и OY. Из определения скоростной СК и предположения 2 следует, что продольная ось ракеты OX_1 лежит в плоскости OXY (рис. 1).

Суммарный вектор скорости относительно воздушного потока $\overline{V}_\infty$ получается в результате взаимодействия (вычитания) скорости $\overline{V}_P$ и вектора скорости ветра $\overline{V}_W$, [1], $\overline{V}_\infty = \overline{V}_p - \overline{V}_W$. Обозначая $-\overline{V}_W = \overline{W}$, получим $\overline{V}_\infty = \overline{V}_p + \overline{W}$ (в данном случае природа ветра – порыв это или систематический ветер – не важна). В результате этого взаимодействия обтекание ракеты воздушным потоком становится несимметричным – возникает аэродинамический момент «косого обдува», величина которого зависит от величины трубного угла крена (φ_T) и трубного угла атаки (α_T) и определяется по формуле:

$$M_{x1} = m_{x1} \cdot q(\overline{V}_\infty) \cdot L \cdot S_M,$$

где $q(\overline{V}_\infty)$ – скоростной напор; L – длина ракеты; S_M – площадь миделя; m_{x1} – коэффициент момента, методика определения которого приведена в [3], из нее следует, что:

$$m_{x1} = m_{x1}(\alpha_T, \varphi_T).$$

Согласно определению [3], трубный угол крена – это угол между проекцией вектора $\overline{V}_\infty$ на плоскость Y_1OZ_1 (назовем ее $\overline{V}_{\infty T}$) и осью OY_1, а трубный угол атаки – это угол между векторами $\overline{V}_\infty$ и $OX_1 = (1,0,0)$ см. рис. 1.

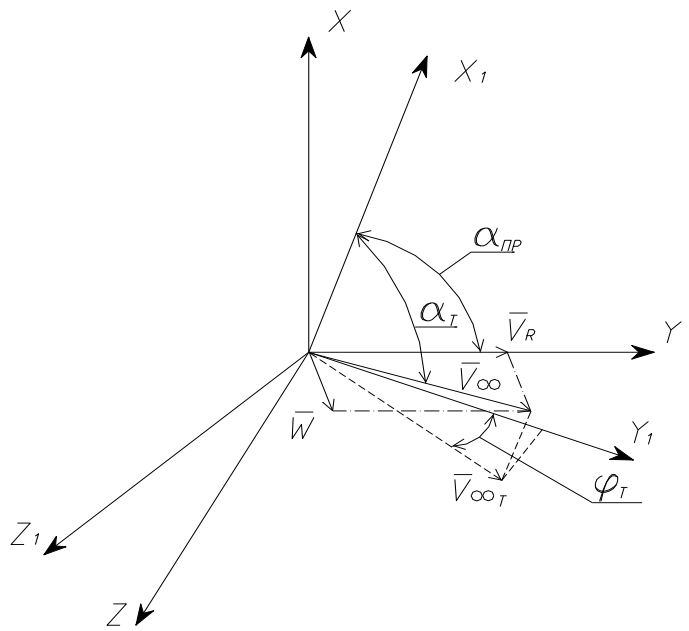

Рис. 1. Кинематическая схема обтекания

Таким образом, необходимо определить $\alpha_T, \varphi_T, |\overline{V}_\infty|$.

Так как вектор $\overline{V}_P$ лежит в плоскости OX_1Y_1, то его направляющие косинусы в связанной СК $OX_1Y_1Z_1$ имеют вид $(\cos\alpha_{np}, \sin\alpha_{np}, 0)$, где α_{np} – программный угол атаки и, следовательно, координаты имеют вид $\overline{V}_p = (|\overline{V}_p| \cdot \cos\alpha_{np}, |\overline{V}_p| \cdot \sin\alpha_{np}, 0)$, где $|\overline{V}_P|$ – модуль вектора скорости. Обозначим направляющие косинусы вектора $\overline{W}$ в связанной СК через $(\cos\alpha, \cos\beta, \cos\gamma)$.

Тогда его координаты в этой СК будут $\overline{W} = (|\overline{W}|\cos\alpha, |\overline{W}|\cos\beta, |\overline{W}|\cos\gamma)$, где $|\overline{W}|$ – модуль вектора $\overline{W}$.

Обозначим через $\overline{W}_{z1}, \overline{W}_{y1}, \overline{W}_{py1}, \overline{W}_{oz1y1}$ следующие векторы:

$$\overline{W}_{y1} = (0, |\overline{W}| \cdot \cos\beta, 0)$$

$$\overline{W}_{z1} = (0, 0, |\overline{W}| \cdot \cos\gamma)$$

$$\overline{V}_{py1} = (0, |V_p| \cdot \sin\alpha_{np}, 0)$$

$$\overline{W}_{oz1y1} = \overline{W}_{y1} + \overline{W}_{z1} = (0, |\overline{W}| \cdot \cos\beta, |\overline{W}| \cdot \cos\gamma)$$

Тогда, $\overline{V}_{\infty T} = \overline{W}_{oz1y1} + \overline{V}_{py1} = (0, |\overline{W}| \cdot \cos\beta + |\overline{V}_p| \cdot \sin\alpha_{np}, |\overline{W}| \cdot \cos\gamma)$:

$$|\overline{V}_{\infty T}|^2 = |\overline{W}|^2 (\cos^2\beta + \cos^2\gamma) + |\overline{V}_p|^2 \sin^2\alpha_{np} + 2 \cdot |\overline{V}_p||\overline{W}| \sin\alpha_{np} \cos\beta.$$

Так как направляющие косинусы орта оси $OY_1 - (0,1,0)$, то φ_T – трубный угол крена определяется из соотношения:

$$\cos\varphi_T = \frac{|\overline{W}|\cos\beta + |\overline{V}_p|\sin\alpha_{np}}{\sqrt{(|\overline{W}|\cos\beta + |\overline{V}_p|\sin\alpha_{np})^2 + (|\overline{W}|\cos\gamma)^2}}, \qquad (1)$$

(из определения скалярного произведения векторов $\overline{V}_{\infty T}$ и орта оси OY_1).

Вектор $\overline{V}_\infty$ и $|\overline{V}_\infty|^2$ определяются из соотношения:

$$\overline{V}_\infty = \overline{V}_p + \overline{W} = (|\overline{V}_p|\cos\alpha_{np}, |\overline{V}_p|\sin\alpha_{np}, 0) + (|\overline{W}|\cos\alpha, |\overline{W}|\cos\beta, |\overline{W}|\cos\gamma) =$$
$$(|\overline{V}_p|\cos\alpha_{np} + |\overline{W}|\cos\alpha, |\overline{V}_p|\cos\alpha_{np} + |\overline{W}|\cos\beta, |\overline{W}|\cos\gamma)(***)$$

$$|\overline{V}_\infty|^2 = |\overline{V}_p|^2 + |\overline{W}|^2 + 2|\overline{V}_p||\overline{W}|(\cos\alpha_{np}\cos\alpha + \sin\alpha_{np}\cos\beta).$$

И тогда трубный угол атаки находится из определения скалярного произведения векторов $\overline{V}_\infty$ и OX_1 из формулы:

$$\cos\alpha_T = \frac{|\overline{V}_p|\cos\alpha_{np} + |\overline{W}|\cos\alpha}{|\overline{V}_\infty|}. \qquad (2)$$

Анализ формул (1) и (2) позволяет сделать следующие выводы:

1) Если $\cos\gamma = 0$, т.е. угол γ=90° или γ=270° (ветер дует в «лоб» или в «хвост»), то $\cos\varphi_T = 1$, откуда следует, что $\varphi_T = 0^\circ$ или $\varphi_T = 180^\circ$ и аэродинамический момент $\overline{M}_{x1} = 0$, что соответствует физическим представлениям.

2) Если $\overline{W}=0$ в связанной системе координат, то $\cos\varphi_T=1$, откуда следует, что $\varphi_T=0^\circ$ или $\varphi_T=180^\circ$ и $\overline{M}_{x1}=0$. Это означает, что если ракета перемещается в направлении Z_1 со скоростью ветра (в инерциальной системе координат), то $\overline{M}_{x1}=0$. Отсюда следует, что для ликвидации (или уменьшения) момента «косого» обдува нужно снять управление ракетой в боковом канале.

Считая $\alpha_{пр}$ и $|\overline{V}_P|$ функциями времени, $\alpha_{пр}=\alpha_{пр}(t), |\overline{V}_P|=|\overline{V}_P(t)|$ рассмотрим задачу определения максимального значения момента «косого» обдува, как следующую задачу нелинейного программирования:

$$F(x)=-|\overline{M}_{x1}|=-m_{x1}\cdot q(V_\infty)LS_M\to\min,$$

где $m_{x1}=m_{x1}(\alpha_T,\varphi_T)$ – коэффициент аэродинамического момента крена вычисляется в соответствии с [3], а $\varphi_T,\alpha_T,V_\infty$ – по формулам (1), (2), (3) соответственно, при наличии следующих ограничений: $t_{ну}\le t\le t_{ку}$, $0\le|\overline{W}|\le|\overline{W}(t)|_{\max}$, $0\le\alpha\le180^\circ$, $0\le\beta\le180^\circ$, $0\le\gamma\le180^\circ$, $\cos^2\alpha+\cos^2\beta+\cos^2\gamma=1$, где $t_{ну}$ – начало управляющего движения ракеты на воздушном участке траектории, $t_{КУ}$ – его окончание, $|\overline{W}|_{\max}$ – максимальное значение модуля вектора скорости ветра.

Таким образом, в качестве варьируемых параметров используется t – время, $|\overline{W}|$ – модуль вектора скорости ветра и углы α,β,γ между вектором скорости и осями изделия. Размерность задачи в данном случае равна 5.

Под огибающей аэродинамического момента крена понимается кривая, представляющая собой в каждой точке траектории воздушного участка максимальное возможное значение момента крена. Огибающая аэродинамического момента крена используется при оценке запасов топлива на управление по крену.

При построении огибающей максимальный момент крена ищется для каждой точки программной траектории. При этом размерность задачи понижается на 1, так как расчёт ведётся для фиксированного момента времени.

Предположим теперь, что угол скольжения $\psi\ne0$ – угол между вектором скорости и проекцией вектора скорости на плоскость OY_1X_1.

Тогда:

$$\overline{V}_P=(|\overline{V}_P|\cos\psi\cos\alpha_{пр},|\overline{V}_P|\cos\psi\sin\alpha_{пр},|\overline{V}_P|\sin\psi)$$

$$\overline{V}_{P_{OX1Y1}}=(0,|\overline{V}_P|\cos\psi\sin\alpha_{пр},|\overline{V}_P|\sin\psi)$$

$$\overline{V}_{\infty T}=\overline{W}_{oz1y1}+\overline{V}_{P_{OZ1Y1}}=(0,|\overline{W}|\cos\beta+|\overline{V}_P|\cos\psi\sin\alpha_{пр},|\overline{W}|\cos\gamma+|\overline{V}_P|\sin\psi),$$

а трубный угол крена – угол между векторами $\overline{V}_{\infty T}$ и $\overline{V}_{Py1}$ определяется из соотношения:

$$\cos\varphi_T = \frac{|\overline{W}|\cos\beta + |\overline{V}_p|\cos\psi\sin\alpha_{np}}{|\overline{V}_{\infty T}|}.$$

Для определения трубного угла атаки уточним вектор $\overline{V}_\infty$ и $|\overline{V}_\infty|$:

$$|\overline{V}_p|\cos\psi\cos\alpha_{np} + |\overline{W}|\cos\alpha, |\overline{V}_p|\cos\psi\cos\alpha_{np} + |\overline{W}|\cos\beta,$$

$$\overline{V}_\infty = \overline{V}_p + \overline{W} = \left\{|\overline{V}_p|\sin\psi + |\overline{W}|\cos\gamma\right\}$$

$$|\overline{V}_\infty|^2 = |\overline{V}_p|^2 + |\overline{W}|^2 + 2|\overline{V}_p||\overline{W}|(\cos\psi\cos\alpha_{np}\cos\alpha + \cos\psi\sin\alpha_{np}\cos\beta +$$
$$+ \sin\psi\cos\gamma)$$

Тогда α_T определяется из соотношения:

$$\cos\alpha_T = \frac{|\overline{W}|\cos\alpha + |\overline{V}_p|\cos\psi\cos\alpha_{np}}{|\overline{V}_\infty|}.$$

При $\psi = 0$ полученные формулы переходят в формулы (1), (2), (3).

Методика определения значения максимального аэродинамического момента крена M_{x1} и огибающей остается такой же, как и в предыдущем случае.

В общем случае атмосферный ветер ориентирован не произвольно, как это предполагалось ранее. Основная составляющая ветра-горизонтальная, а вертикальная составляющая достигает 25 % от горизонтальной. Зная угол тангажа ϑ, можно это обстоятельство учесть в методике.

Горизонтальная составляющая $\overline{W}_\Gamma$ ветра для случая $\overline{V}_P$, лежащей в плоскости X_1OY_1 имеет следующие координаты в связанной системе координат $OX_1Y_1Z_1$

$\overline{W}_\Gamma = \{|\overline{W}_\Gamma|\cos\gamma\cos\vartheta, -|\overline{W}_\Gamma|\sin\gamma\sin\vartheta, |\overline{W}_\Gamma|\cos\gamma\}$, где γ – угол между $\overline{W}_\Gamma$ и осью OZ_1, лежащей в данном случае в горизонтальной плоскости. Вертикальная составляющая $\overline{W}_B$ ветра в этом случае имеет координаты:

$$\overline{W}_B = \left\{|\overline{W}_B|\sin\ ,|\overline{W}_B|\cos\ ,0\right\}.$$

Тогда:

$$|\overline{W}_\Gamma|\cos\ \sin\gamma + |\overline{W}_B|\sin\ ,|\overline{W}_B|\cos\ - |\overline{W}_\Gamma|\sin\ \sin\gamma,$$

$$\overline{W} = \overline{W}_\Gamma + \overline{W}_B = \{|\overline{W}_\Gamma|\cos\gamma\}$$

$$\overline{V}_p = \{|\overline{V}_p|\cos\alpha_{np}, |\overline{V}_p|\sin\alpha_{np}, 0\}$$

$$\overline{V}_{py1} = \{0, |\overline{V}_p|\sin\alpha_{np}, 0\}$$

$$\overline{W}_{oz1y1} = \{0, |\overline{W}_B|\cos\vartheta - |\overline{W}_\Gamma|\sin\gamma\sin\vartheta, |\overline{W}_\Gamma|\cos\gamma\}$$

$$\overline{V}_{\infty T} = \overline{W}_{oz1y1} + \overline{V}_{py1} = \{0, |\overline{W}_B| \cos\vartheta - |\overline{W}_\Gamma| \sin\gamma \sin\vartheta + |\overline{V}_p| \sin\alpha_{np}, |\overline{W}_\Gamma| \cos\gamma\}$$

$$|\overline{V}_{\infty T}|^2 = |\overline{W}_B|^2 \cos^2\vartheta + |\overline{W}_\Gamma|^2 \sin^2\gamma \sin^2\vartheta - 2|\overline{W}_B||\overline{W}_\Gamma| \cos\vartheta \sin\vartheta \sin\gamma +$$
$$+ |\overline{V}_p|^2 \sin^2\alpha_{np} + 2|\overline{V}_p||\overline{W}_\Gamma| \sin\gamma \sin\vartheta \sin\alpha_{np} + |\overline{W}_\Gamma|^2 \cos^2\gamma +$$
$$+ 2|\overline{V}_p||\overline{W}_B| \cos\vartheta \sin\alpha_{np}$$

В этом случае трубный угол крена φ_T определяется из соотношения:

$$\cos\varphi_T = \frac{|\overline{W}_B| \cos\vartheta - |\overline{W}_\Gamma| \sin\gamma \sin\vartheta + |\overline{V}_P| \sin\alpha_{np}}{|\overline{V}_{\infty T}|}.$$

Для определения α_T уточним вектор $\overline{V}_\infty$:

$$\overline{V}_\infty = \overline{V}_p + \overline{W} = \{|\overline{V}_p| \cos\alpha_{np} + |\overline{W}_\Gamma| \sin\gamma \cos\vartheta + |\overline{W}_B| \sin\vartheta,$$
$$|\overline{V}_p| \sin\alpha_{np} + |\overline{W}_B| \cos\vartheta - |\overline{W}_\Gamma| \sin\vartheta \sin\gamma, |\overline{W}_\Gamma| \cos\gamma\}.$$

Тогда трубный угол атаки определяется из соотношения:

$$\cos\alpha_T = \frac{|\overline{V}_p| \cos\alpha_{np} + |\overline{W}_\Gamma| \sin\gamma \cos\vartheta + |\overline{W}_B| \sin\vartheta}{|\overline{V}_\infty|}.$$

В этом случае для построения огибающей решается следующая оптимизационная задача:

$$F(x) = -M_{x1} \to \min$$

$$0 \le |\overline{W}_\Gamma| \le |\overline{W}_\Gamma|_{\max},\ 0 \le |\overline{W}_B| \le |\overline{W}_B|_{\max},\ 0^\circ \le \gamma \le 180^\circ,$$

где $|\overline{W}_\Gamma|_{\max}$, $|\overline{W}_B|_{\max}$ – максимально возможное значение горизонтальной и вертикальной составляющей ветра.

Рассмотрим общий случай, когда угол скольжения $\psi \ne 0$, а модель ветра соответствует модели, описанной в разделе 4.

Введем в рассмотрение стартовую СК [2]. Ориентацию вектора скорости ветра удобно задавать в стартовой СК.

Тогда:

$$\overline{W}_\Gamma = \left(|\overline{W}_\Gamma| \sin\gamma \quad 0 \quad |\overline{W}_\Gamma| \cos\gamma\right);\ \overline{W}_B = \left(0 \quad |\overline{W}_B| \quad 0\right),$$

где γ – угол между вектором $\overline{W}_\Gamma$ и осью OZ – стартовой СК (при этом вектор $\overline{W}_\Gamma$ лежит в плоскости OXZ стартовой СК). Вектор скорости $\overline{V}_P$ в связанной системе координат имеет координаты:

$$\overline{V}_p = \left(|\overline{V}_p| \cos\beta \cos\alpha, |\overline{V}_p| \cos\beta \sin\alpha, |\overline{V}_p| \sin\beta\right)',$$

где β – угол скольжения, α – угол атаки, $'$ – знак транспонирования. Тогда для получения расчетных формул для φ_T и α_T нужно перевести векторы $\overline{W}_\Gamma$ и $\overline{W}_B$ в связанную СК с помощью следующей матрицы перехода [2].

$$\Gamma = \begin{pmatrix} \cos\psi\sin\varphi & \sin\varphi & -\sin\psi\sin\varphi \\ \sin\psi\sin\eta - \cos\psi\sin\varphi\cos\eta & \cos\varphi\cos\eta & \cos\psi\sin\eta + \sin\psi\sin\varphi\cos\eta \\ \sin\psi\cos\eta + \cos\psi\sin\varphi\sin\eta & -\cos\varphi\sin\eta & \cos\psi\cos\eta - \sin\psi\sin\varphi\sin\eta \end{pmatrix},$$

$$\Gamma = \{\alpha_{ij}\} = \begin{pmatrix} \alpha_{11} & \alpha_{12} & \alpha_{13} \\ \alpha_{21} & \alpha_{22} & \alpha_{23} \\ \alpha_{31} & \alpha_{32} & \alpha_{33} \end{pmatrix}.$$

Здесь ψ – угол рыскания, φ – угол тангажа, η – угол крена.
Тогда:

$$\overline{W}_{\Gamma x1} = \Gamma \cdot \overline{W}_{\Gamma} = \begin{pmatrix} \alpha_{11} & \alpha_{12} & \alpha_{13} \\ \alpha_{21} & \alpha_{22} & \alpha_{23} \\ \alpha_{31} & \alpha_{32} & \alpha_{33} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} |\overline{W}_{\Gamma}|\sin\gamma \\ 0 \\ |\overline{W}_{\Gamma}|\cos\gamma \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \alpha_{11}|\overline{W}_{\Gamma}|\sin\gamma + \alpha_{13}|\overline{W}_{\Gamma}|\cos\gamma \\ \alpha_{21}|\overline{W}_{\Gamma}|\sin\gamma + \alpha_{23}|\overline{W}_{\Gamma}|\cos\gamma \\ \alpha_{31}|\overline{W}_{\Gamma}|\sin\gamma + \alpha_{33}|\overline{W}_{\Gamma}|\cos\gamma \end{pmatrix}$$

$$\overline{W}_{Bx1} = \Gamma \cdot \overline{W}_{B} = \begin{pmatrix} \alpha_{11} & \alpha_{12} & \alpha_{13} \\ \alpha_{21} & \alpha_{22} & \alpha_{23} \\ \alpha_{31} & \alpha_{32} & \alpha_{33} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 0 \\ |\overline{W}_{B}| \\ 0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \alpha_{12}|\overline{W}_{B}| \\ \alpha_{22}|\overline{W}_{B}| \\ \alpha_{32}|\overline{W}_{B}| \end{pmatrix}$$

$$\overline{V}_{poz1y1} = \{0, |\overline{V}_p|\cos\beta\sin\alpha, |\overline{V}_p|\sin\beta\}$$

$$0, \alpha_{21}\sin\gamma|\overline{W}_{\Gamma}| + \alpha_{23}\cos\gamma|\overline{W}_{\Gamma}| + \alpha_{22}|\overline{W}_{B}|,$$

$$\overline{W}_{oz1y1} = \{\alpha_{31}\sin\gamma|\overline{W}_{\Gamma}| + \alpha_{33}\cos\gamma|\overline{W}_{\Gamma}| + \alpha_{32}|\overline{W}_{B}|\}$$

$$0, |\overline{V}_p|\cos\beta\sin\alpha + \alpha_{21}\sin\gamma|\overline{W}_{\Gamma}| + \alpha 23\cos\gamma|\overline{W}_{\Gamma}| + \alpha_{22}|\overline{W}_{B}|,$$

$$0, V_{\infty T_{Y1}}, V_{\infty T_{Z1}}$$

$$\overline{V}_{\infty T} = \overline{W}_{oz1y1} + \overline{V}_{py1} = \{|\overline{V}_p|\sin\beta + \alpha_{32}|\overline{W}_{B}| + \alpha_{31}\sin\gamma|\overline{W}_{\Gamma}| + \alpha_{33}\cos\gamma|\overline{W}_{\Gamma}|\} = \{0, V_{\infty TY1}, V_{\infty TZ1}\}$$

$$|\overline{V}_{\infty T}| = \sqrt{(V^2_{\infty T_{Y1}} + V^2_{\infty T_{Z1}})}.$$

Тогда трубный угол крена определяется из соотношения:

$$\cos\varphi_T = \frac{|\overline{V}_p|\cos\beta\sin\alpha + \alpha_{21}\sin\gamma|\overline{W}_{\Gamma}| + \alpha_{23}\cos\gamma|\overline{W}_{\Gamma}| + \alpha_{22}|\overline{W}_{B}|}{|\overline{V}_{\infty T}|}.$$

Для определения трубного угла атаки вычислим $\overline{V}_{\infty}$:

$$\overline{V}_{\infty} = \overline{V}_p + \overline{W} = \overline{V}_p + \overline{W}_{\Gamma_{X1}} + \overline{W}_{B_{X1}} =$$

$$\begin{Bmatrix} |\overline{V}_p|\cos\beta\cos\alpha + |\overline{W}_{\Gamma}|(\alpha_{11}\sin\gamma + \alpha_{13}\cos\gamma) + \alpha_{12}|\overline{W}_{B}|, \\ \overline{V}_p|\cos\beta\sin\alpha + |\overline{W}_{\Gamma}|(\alpha_{21}\sin\gamma + \alpha_{23}\cos\gamma) + \alpha_{22}|\overline{W}_{B}|, |\overline{V}_p|\sin\beta + |\overline{W}_{\Gamma}|(\alpha_{31}\sin\gamma + \alpha_{33}\cos\gamma) + \alpha_{32}|\overline{W}_{B}| \end{Bmatrix}_{\infty} = (V_{\infty x1}, V_{\infty y1}, V_{\infty z1})$$

$$|\overline{V}_{\infty}| = \sqrt{(V_{\infty x1})^2 + (V_{\infty y1})^2 + (V_{\infty z1})^2}.$$

Тогда α_T находится из соотношения:

$$\cos\alpha_T = \frac{|\overline{V}_p|\cos\beta\cos\alpha + \alpha_{11}\sin\gamma\,|\overline{W}_\Gamma| + \alpha_{13}\cos\gamma\,|\overline{W}_\Gamma| + \alpha_{12}\,|\overline{W}_B|}{|\overline{V}_\infty|}.$$

Определение максимального момента с помощью оптимизационной задачи осуществляется так же, как и в предыдущем случае.

В качестве примера применения методики приведем результаты решения задачи для условной ракеты [4].

Значения максимального момента крена рассчитывались для значений скорости ветра в 20, 80 м/с.

Результаты расчетов приведены в таблице.

$|\overline{W}_{\max}|$ – максимальное значение модуля вектора скорости, M_{x1} – максимальное значение момента «косого обдува», t – время по программной траектории, на которой реализуется максимальное значение.(начальное время t=10 сек), $|\overline{W}|$ – значение модуля вектора скорости, при котором реализуется максимальный момент крена, α,β,γ – углы, которые образует вектор скорости W с осями координат OX_1,OY_1,OZ_1 ракеты соответственно, α_T – реализовавшийся трубный угол атаки, φ_T – реализовавшийся трубный угол крена.

Таблица

Результаты расчетов

$\|\overline{W}_{\max}\|$ $^{м}/_{с}$	M_{x1} кГм	t, с	M_{x1} кГм	α град	β град	γ град	α_T град	φ_T град
20	256	18,66	20	86,7	59,0	31,0	46,5	10,0
80	756	19,06	80	85,3	31,4	59	57,0	14,94

На рис. 2–3 приведены огибающие момента для соответствующих ограничений максимального значения вектора скорости (20, 80 $^{м}/_{с}$). Кроме того, на рисунках представлены соответствующие значения трубного угла атаки α_T и трубного угла крена φ_T.

Анализ результатов расчетов показывает:

1. Максимальное значение аэродинамического момента крена при больших углах атаки возникает при трубном угле крена отличном от того, которому соответствует максимальное значение коэффициента аэродинамического момента крена.

2. При уменьшении программного угла атаки трубный угол крена приближается к 115°, которому соответствует максимальное значение коэффициента аэродинамического момента крена. Следовательно, при малых углах атаки максимальный аэродинамический момент крена можно определять по формуле $M_{x1} = m_{x1}^{m} \cdot q \cdot S_m \cdot L_1$, где m_{x1}^{m} – максимальное значение коэффициента m_{x1}, соответствующее значению $\varphi_T = 115^\circ$, а q – программный

скоростной напор, что и было содержанием прежней методики. Таким образом, при малых углах атаки предложенная методика совпадает с прежней, что подтверждает ее достоверность.

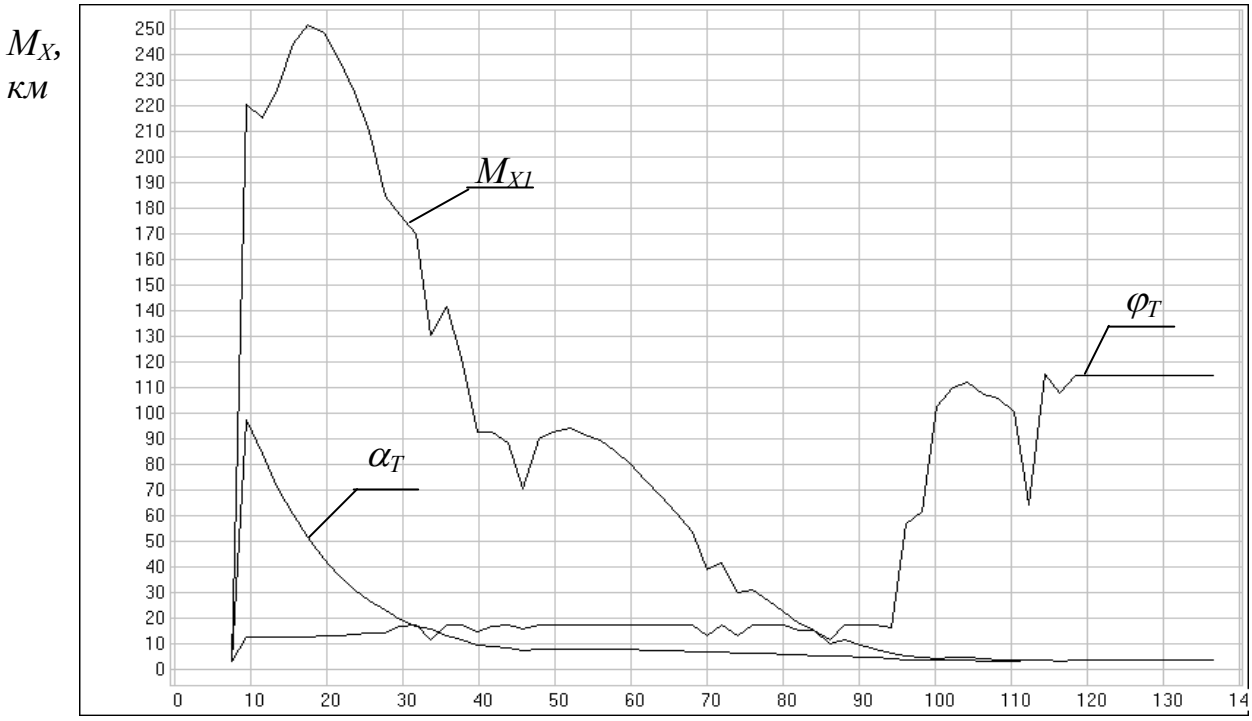

Рис. 2. Огибающая момента крена, $|W|_{max}$=20 м/с

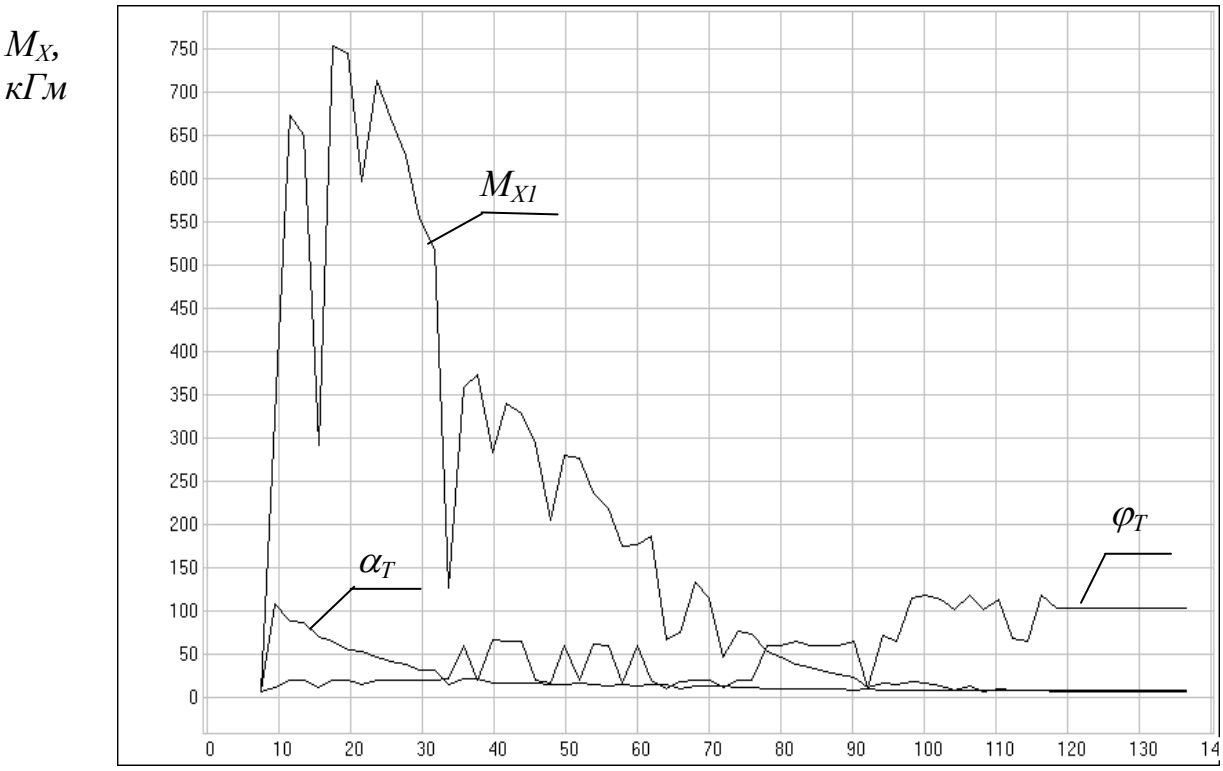

Рис. 3. Огибающая момента крена, $|W|_{max}$=80 м/с

Выводы

1. Представлена методика определения максимального управляющего момента по крену, необходимого для компенсации аэродинамического момента «косого обдува» в условиях старта ракеты с самолета, характеризующегося большими (>15°) углами атаки.

2. При малых углах атаки методика совпадает с основными положениями методики, применяемой при решении этой задачи для ракет с традиционным способом старта.

Библиографический список

1. Абгарян, К.А. Динамика ракет / К.А. Абгарян, И.М. Рапопорт. – М.: Машиностроение, 1969. – 378 с.

2. Лебедев, А.А. Баллистика ракет / А.А. Лебедев, Н.Ф. Герасюта. – М.: Машиностроение, 1970. – 244 с.

3. Дегтярь, В.Г. Гидродинамика подводного старта ракет / В.Г. Дегтярь, В.И. Пегов. – М.: Машиностроение, 2009. – 447 с.

4. Методики и подпрограммы расчета характеристик баллистических моделей РН и аэродинамических характеристик: Технический отчет по договору № 2011071 от 1.04.2011 ЭТФ ФГБОУ ВПО ЮУрГУ (НИУ) / Пегов В.И. и др. – Миасс: ЭТФ ЮУрГУ, 2011. – 189 с.

К содержанию