

## Моделирование динамики полета самолета в нестационарном движении

*Національний авіаційний університет*

### Вступление

Определение математических моделей необходимо для моделирования динамики полета самолета в условиях нестационарного движения. Результаты моделирования могут быть использованы в тренажерной технике и при анализе авиационных происшествий. В практике моделирования обычно используются параметрические модели с постоянными коэффициентами. Особый интерес представляет исследование динамики полета самолета на посадке в возмущенной атмосфере, когда изменение подъемной силы и аэродинамического сопротивления влияет на скорость и высоту полета, определяющих безопасность полета.

### Постановка задания

Результаты анализа имеющихся данных по исследованию изменения подъемной силы и аэродинамического сопротивления свидетельствуют о петлеобразном их изменении при нестационарности движения [1].

Большинство работ посвящено исследованию подъемной силы и уделено мало внимания исследованию аэродинамического сопротивления и его составляющих.

Целесообразно рассмотреть возможность более точного описания изменения коэффициентов подъемной силы и, особенно, аэродинамического сопротивления, а также оценить их влияние на траекторию движения самолета при колебаниях его рулем высоты по тангажу и полете при периодическом изменении вертикальной составляющей скорости ветра. Моделирование динамики полета производится по стандартной модели продольного движения с учетом дополнительных составляющих в разложении коэффициентов подъемной силы и сопротивления, изменяющихся петлеобразно.

### Математическая модель нестационарных аэродинамических коэффициентов продольного движения

В гипотезе «гармоничности» [2] аэродинамические производные для нестационарного движения дополняются составляющими, зависящими от скорости изменения угла атаки ( $\alpha$ ) и имеют вид:

$$\begin{aligned} C_y &= C_{y_0} + C_y^\alpha \alpha + C_y^{\delta_6} \delta_6 + C_y^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha}, \\ C_x &= C_{x_0} + C_x^{\alpha^2} \alpha^2 + C_x^{\delta_6} \delta_6 + C_x^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha}. \end{aligned} \quad (1)$$

Дополним эту модель аэродинамического сопротивления составляющей индуктивной нестационарной добавки в виде

$$C_{xi} = \frac{(C_y + c_y^{\dot{\alpha}} \cdot \dot{\alpha})^2}{\pi \lambda_{эф.}} = \frac{C_y^2}{\pi \lambda_{эф.}} + \left( \frac{2C_y C_y^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + (C_y^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha})^2}{\pi \lambda_{эф.}} \right). \quad (2)$$

Первое слагаемое учитывает изменение статической составляющей аэродинамического индуктивного сопротивления, а составляющие в скобках учитывают приращение индуктивного сопротивления при изменении  $\Delta C_y$  от нестационарного обтекания. С учетом изменения угловой скорости при колебательном движении, нестационарную добавку запишем в виде

$$\Delta C_{xi} = \frac{2C_y(C_y^{\dot{\alpha}} + C_y^{\omega_z})}{\pi\lambda_{эф.}} + \frac{(C_y^{\dot{\alpha}} + C_y^{\omega_z})^2}{\pi\lambda_{эф.}}. \quad (3)$$

Более точная модель для описания нестационарного сопротивления несущей или рулевой поверхности конечного размаха предложена в виде, учитывающем еще и ускорение изменения угла атаки:

$$C_x = C_{xcm}(\alpha) + \Delta C_{xi} + C_x^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + C_x^{\ddot{\alpha}} \ddot{\alpha}; \quad (4)$$

для подъемной силы:

$$C_y = C_{ycm}(\alpha) + \Delta C_{yi} + C_y^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + C_y^{\ddot{\alpha}} \ddot{\alpha}. \quad (5)$$

При этом для более точного описания асимметричной петли в изменении аэродинамического сопротивления от угла атаки значениями производной  $C_x^{\dot{\alpha}}$  зададим постоянным только для определенной части периода колебаний

$$C_x^{\dot{\alpha}} = f\left(\frac{t}{n}T\right), \quad (6)$$

где  $n$  – определенная часть периода колебаний, в которой  $C_x^{\dot{\alpha}} = \text{const}$ .

В таком случае математическую модель для аэродинамического сопротивления назовем полипараметрической.

### Результаты моделирования и сравнение с данными известных экспериментов

Нестационарные явления, имеющие место при обтекании колеблющегося самолета намного сложнее по сравнению с колеблющимся профилем. Вклад отдельных частей самолета в вихревую структуру на его поверхности с учетом их нестационарного взаимовлияния и взаимодействия с внешним потоком и, соответственно, в изменение аэродинамических характеристик описать математически весьма проблематично. Кроме того, сама физика процесса нестационарного обтекания на сегодняшний день полностью не изучена.

Для решения траекторных задач динамики полета предлагается следующая упрощенная модель учета влияния нестационарности на интегральную характеристику – профильное сопротивление самолета. Используем слагаемое  $\Delta C_x = C_x^{\dot{\alpha}} \cdot \dot{\alpha}$ , которое учитывается в математической модели только при совпадении знаков  $\alpha$  и  $\dot{\alpha}$ . При положительных значениях угла атаки, как это имеет место для эксплуатационных режимов полета, и увеличении угла атаки добавка сопротивления от влияния нестационарности учитывается, а при уменьшении угла атаки эта поправка обнуляется, т.е. не учитывается. Таким образом, влияние нестационарности на величину профильного сопротивления самолета учитывается на половине периода колебания, когда сопротивление возрастает. Величина производной  $C_x^{\dot{\alpha}}$  определяется таким образом, чтобы

раскрытие динамической петли зависимости  $C_y^2 = f(C_x - C_p)$  полученной по результатам летных испытаний и моделирования совпали. Найденное значение будет отвечать конкретному режиму полета, характеризуемому конфигурацией самолета, частотой колебаний по тангажу, осуществляемых отклонениями руля высоты, частотой и амплитудой изменений угла атаки, числами Рейнольдса и Маха.

Если рассматривать полет самолета на этапах взлета и посадки, то параметры колебательного движения, определяющие режим обтекания его поверхности, изменяются в весьма узком диапазоне. Поэтому величина коэффициента  $C_x^{\bar{\alpha}}$ , зависящая от режима обтекания и определенная по результатам летных испытаний может быть принята постоянной. При увеличении угла атаки до  $\alpha_{дон.}$ , когда интенсивность вихреобразования усиливается, величина  $C_x^{\bar{\alpha}}$  видимо будет возрастать. Влияние частоты изменения угла атаки учитывается через изменение производной  $\dot{\alpha}$ . С увеличением частоты изменения угла атаки увеличивается и производная  $\dot{\alpha}$ . Влияние скорости тангажа на изменение угла атаки в математической модели учитывается. Таким образом, можно считать обоснованным изложенный подход при моделировании влияния нестационарности на профильное сопротивление самолета в траекторных задачах динамики полета.

На рис. 1 показано сравнение динамических петель зависимости  $C_y^2 = f(C_x - C_p)$  по результатам моделирования при  $C_x^{\bar{\alpha}} = 3$  и по результатам летных испытаний [3].

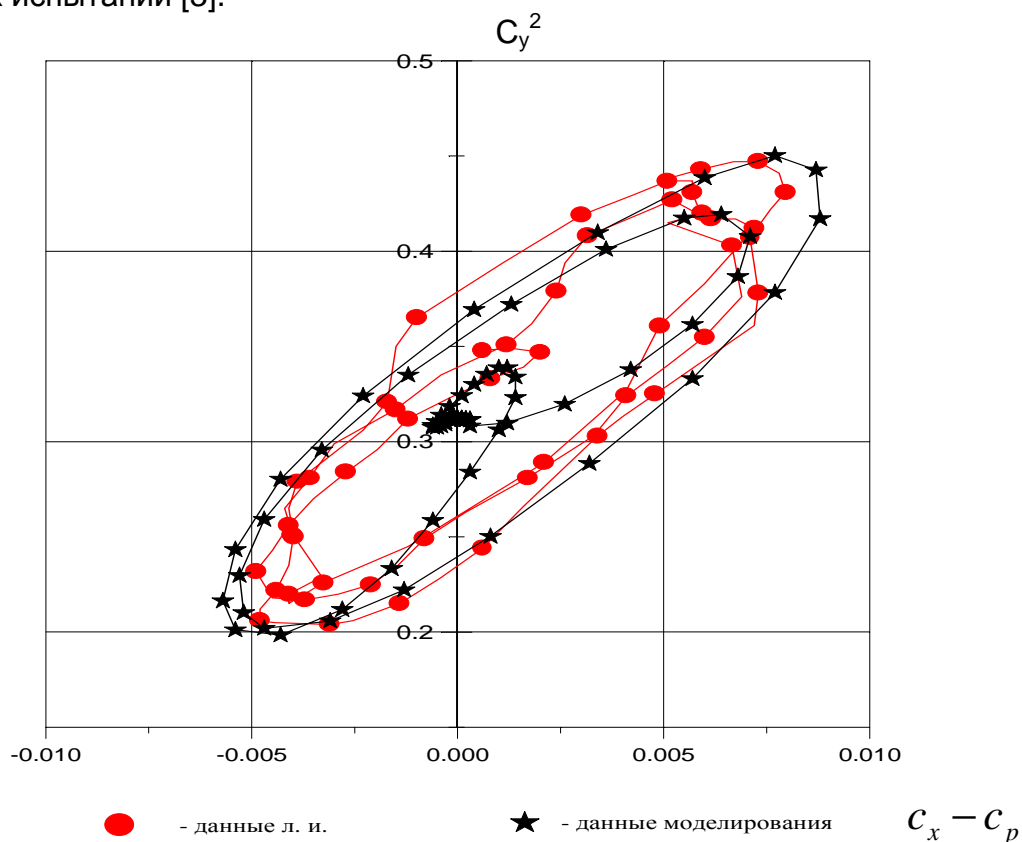


Рис. 1 Сравнение результатов моделирования с результатами обработки экспериментальных данных

Наблюдается вполне приемлемое совпадение, позволяющее использовать предложенный подход при моделировании нестационарности и конкретную величину коэффициента  $C_x^{\bar{\alpha}}$  для исследования полета самолета на режимах взлета и посадки в эксплуатационном диапазоне скоростей и углов атаки с помощью численного моделирования. На рис.2 приведено сравнение кривых изменения высоты и приборной скорости по результатам моделирования с учетом влияния нестационарности и без ее учета. Как видим, отличие в изменении траекторных параметров наблюдается только в случае учета влияния нестационарности на профильное сопротивление и только при увеличении угла атаки. Учет влияния нестационарности на профильное сопротивление при увеличении и уменьшении угла атаки не приводит к заметному отличию траекторных параметров движения в сравнении со случаем отсутствия учета нестационарности.

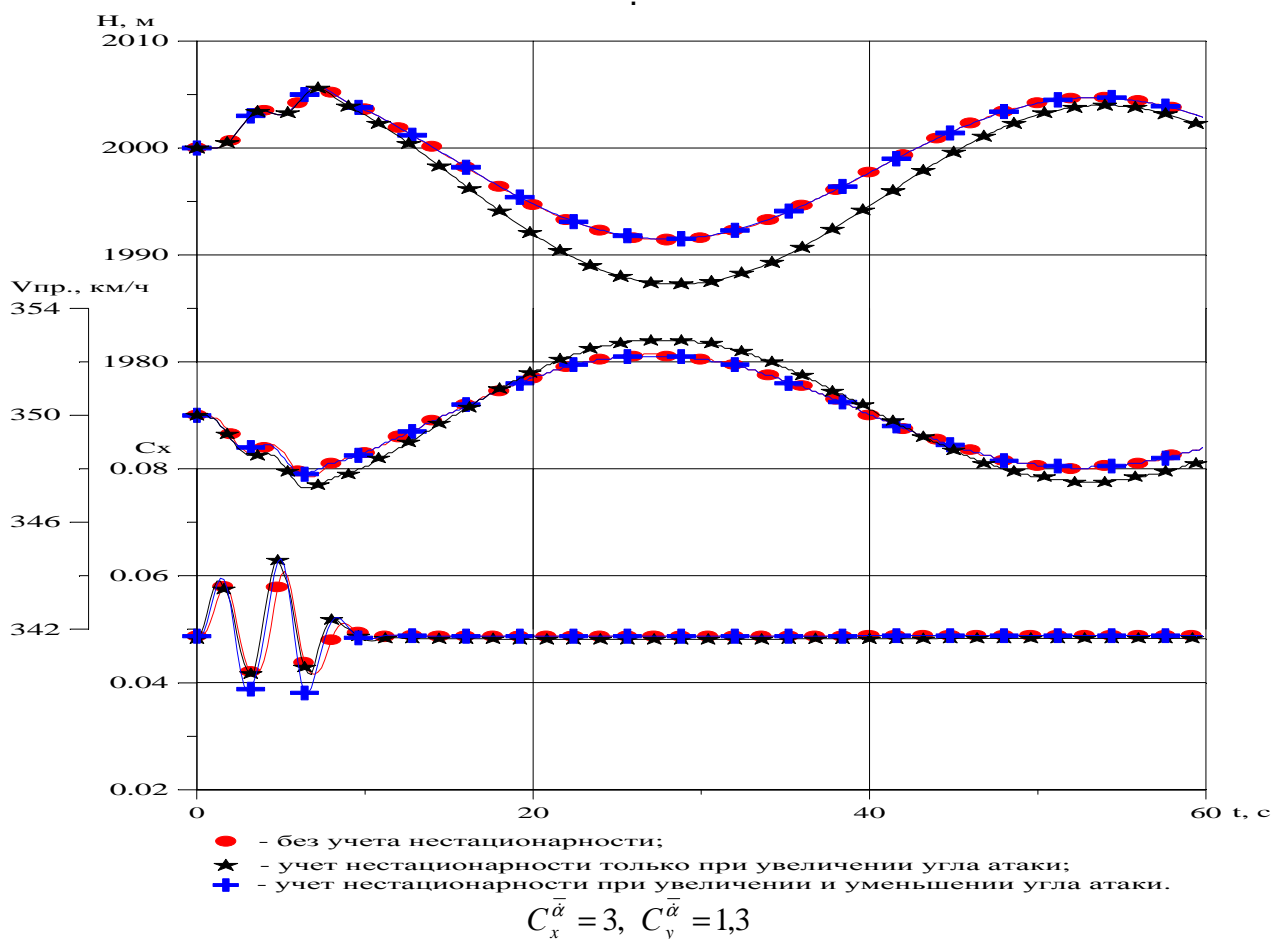


Рис. 2 Параметры движения самолета без учета нестационарности и с учетом нестационарности при колебаниях рулем высоты

На рис. 2 также показано отличие в изменении лобового сопротивления самолета с учетом и без учета нестационарности, особенно в начальный период колебаний. Было выполнено моделирование полета самолета при балансировочном положении руля высоты, но в условиях вертикальной составляющей скорости ветра, изменяющейся по синусоидальному закону в

функции времени с различной частотой. Амплитуда колебаний вертикального порыва ветра составляла 5 м/с. В результате показано сравнение траекторных параметров движения для трех случаев моделирования: без учета нестационарности; с учетом нестационарности только при увеличении угла атаки; с учетом нестационарности при увеличении и уменьшении угла атаки (рис. 3).

Характерным является существенное влияние нестационарности на параметры движения самолета при увеличении частоты ветрового возмущения, но при учете влияния нестационарности на профильное сопротивление только на части периода изменения угла атаки, а именно, при его увеличении.

Характерным является существенное влияние нестационарности на параметры движения самолета при увеличении частоты ветрового возмущения, но при учете влияния нестационарности на профильное сопротивление только на части периода изменения угла атаки, а именно, при его увеличении. При уменьшении частоты ветрового возмущения поведение самолета приближается к случаю стационарных условий полета при изменении угла атаки. Учет влияния нестационарности на профильное сопротивление самолета при увеличении и уменьшении угла атаки несущественно влияет на параметры движения для рассмотренных частот ветровых гармонических возмущений

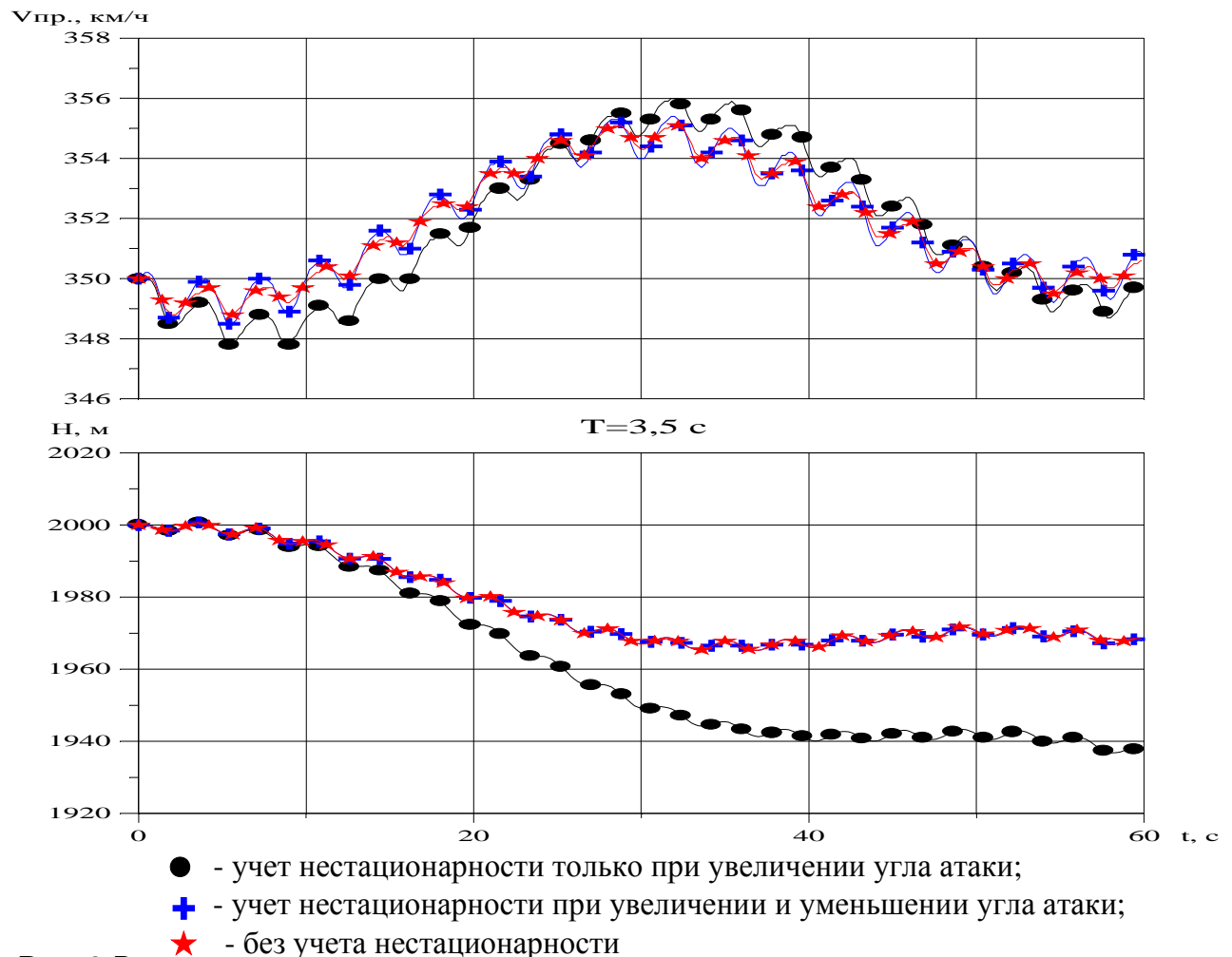


Рис. 3 Влияние учета нестационарности на параметры движения самолета при периодическом изменении вертикальной составляющей скорости ветра с периодом 3,5с

## **Выводы**

Предложена математическая модель для описания изменения подъемной силы крыла конечного размаха при колебательном движении. Математическая модель для изменения аэродинамического сопротивления предложена в виде полипараметрической модели, учитывая, что изменение сопротивления характеризуется асимметричной петлей на разных периодах колебаний задаются разные постоянные коэффициенты.

Выводы сделаны на основании анализа данных летных испытаний самолета при колебательном режиме полета с помощью руля высоты.

Математическую модель возможно использовать для описания аэродинамических характеристик дозвукового и трансзвукового режимов колебательного полета самолета.

## **Список литературы**

1. Ударцев Е.П., Переверзев А.М., Швец А.В. Нестационарная аэродинамика несущих поверхностей. Аэродинамика: проблемы и перспективы. Сб. научных трудов. Вып. 2. – Харьков: ХАИ, 2006. с. 194–211
2. Белоцерковский С.М. Крыло в нестационарном потоке газа. –М.: Изд-во «НАУКА», 1971. -767 с.
3. Касьянов В.А., Ударцев Е.П. Определение характеристик воздушных судов методами идентификации. –М.: Машиностроение, 1988. -176 с.