

## Гистерезис в аэродинамических характеристиках модели самолета с прямым крылом большого удлинения

© И.В. Колин, В.К. Святодух, Т.И. Трифонова, Д.В. Шуховцов

Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского,  
140180 Жуковский, Московская область, Россия

(Поступило в Редакцию 21 июня 2005 г.)

Изложены результаты экспериментальных исследований множественного гистерезиса продольных аэродинамических характеристик модели самолета с прямым крылом большого удлинения при числе Рейнольдса  $Re = 0.33 \cdot 10^6$ .

PACS: 51.10.+y

### Введение

Экспериментальные исследования в аэродинамических трубах аэродинамических характеристик моделей прямоугольных крыльев различного удлинения ( $\lambda \leq 5$ ) при числах Рейнольдса  $Re < 4 \cdot 10^6$  показали, что на режимах отрывного обтекания аэродинамические характеристики прямоугольных крыльев имеют сложную нелинейную зависимость от угла атаки [1–14].

Известно, что с ростом угла атаки самолета области отрывного обтекания на крыле изменяют свои геометрические характеристики, взаимодействуют с течениями на других частях поверхности модели самолета. Это взаимодействие осуществляется с запаздыванием по отношению к изменениям кинематических параметров и по-разному проявляется при увеличении углов атаки (прямой ход, разрушение исходных структур) и при их уменьшении (обратный ход, восстановление исходных структур), что приводит к зависимости аэродинамических коэффициентов от направления изменения угла атаки, т.е. к гистерезисному характеру зависимостей аэродинамических сил и моментов от угла атаки. Переходная область углов атаки, в которой происходит разрушение безотрывного обтекания и устанавливается развитое отрывное течение, может характеризоваться наличием нескольких устойчивых отрывных течений. При смене структур течения наблюдается, например, резкое уменьшение значений коэффициента  $c_y$ . При обратном отклонении модели могут существовать углы атаки, при которых наблюдается почти скачкообразное увеличение аэродинамических сил. Эти углы отличаются от углов атаки, при которых наблюдается резкое уменьшение величины  $c_y$  при прямом отклонении модели.

Таким образом, гистерезис в аэродинамических характеристиках модели самолета может быть множественным, состоящим из нескольких подобластей, разделенных между собой внутренними границами [8]. В данной работе приведены результаты исследования множественного гистерезиса в аэродинамических характеристиках  $c_y = f(\alpha)$  и  $m_z = f(\alpha)$  модели самолета с прямым крылом большого удлинения ( $\lambda = 10$ ). Основное внимание уделено устойчивости границ множественного гистерезиса к изменению параметров эксперимента.

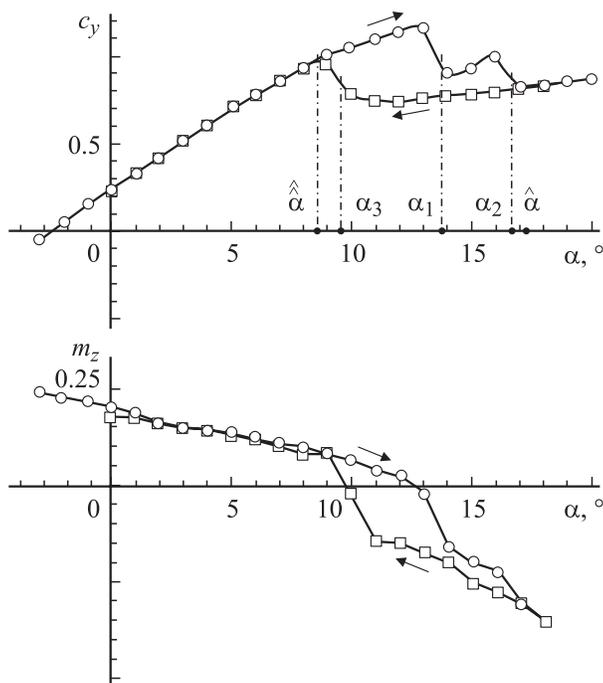
### Модель и методика трубных испытаний

Эксперимент выполнен в аэродинамической трубе Т-103 ЦАГИ на установке ОВП-102Б [10]. Модель самолета имела прямое крыло с удлинением  $\lambda \approx 10$ , сужением  $\eta \approx 2.5$  и относительной толщиной профиля  $c = 17\%$ . Числом Рейнольдса составляло  $Re = 0.33 \cdot 10^6$  (по средней аэродинамической хорде крыла  $b_a = 0.114$  м). Углы отклонения органов управления были равны нулю. Испытания проводились при варьировании углов атаки в диапазоне  $-3 \leq \alpha \leq 20^\circ$  по следующей методике. Модель устанавливалась на хвостовой державке промышленной установки ОВП-102Б и отклонялась на начальный угол атаки  $\alpha_0$ . Затем включался поток и проводились измерения статических аэродинамических сил и моментов при дискретном увеличении угла атаки на величину  $\Delta\alpha$  вплоть до значения  $\alpha_{\max}$ . В каждой серии испытаний определялись те особые значения угла атаки, в окрестности которых наблюдались резкие, почти скачкообразные изменения аэродинамических нагрузок, вначале при увеличении ( $\dot{\alpha} > 0$ ), а затем каждый раз без остановки потока трубы — при уменьшении ( $\dot{\alpha} < 0$ ) угла атаки. Такая методика испытаний позволяет выявить существование областей гистерезисных зависимостей, исследовать участки однозначной зависимости сил и моментов от параметров эксперимента и границы области гистерезиса. Если при прямом отклонении модели наблюдаются более одного особого значения угла атаки, то в дальнейшем испытания проводятся следующим образом. Выбирается начальное значение угла атаки  $\alpha_0$  слева от области гистерезиса, и при прямом отклонении модели ( $\dot{\alpha} > 0$ ) достигается угол атаки  $\alpha'_1$ , немного превышающий первое особое значение угла атаки  $\alpha_1$  ( $\dot{\alpha} > 0$ ). После остановки модели при  $\alpha = \alpha'_1$  продолжают испытания с  $\dot{\alpha} < 0$  до значения  $\alpha_0$ . Затем вновь повторяются испытания с  $\dot{\alpha} > 0$  до угла атаки  $\alpha'_2$ , немного превышающего второе особое значение угла атаки  $\alpha_2$ , и повторяются испытания при  $\dot{\alpha} < 0$  до достижения значения  $\alpha_0$  и т.д. При таких испытаниях реализуются внутренние ветви области гистерезисной зависимости коэффициентов  $c_y$  и  $m_z$  от угла атаки.

## Анализ топологии внешних границ области гистерезиса

На рис. 1 приведены зависимости  $c_y = f(\alpha)$  и  $m_z = f(\alpha)$ , полученные при варьировании углов атаки в диапазоне  $-3 \leq \alpha \leq 20^\circ$ . Видно, что вне интервала углов атаки  $8.5 \leq \alpha \leq 17^\circ$  зависимости являются однозначными, а внутри этого интервала двузначными. Верхняя граница двузначной области получается при увеличении угла атаки ( $\dot{\alpha} > 0$ , прямой ход (маркер  $\circ$ )) от  $\alpha_0 = -3$  до  $\alpha_f = 20^\circ$ , а нижняя граница — при уменьшении угла атаки ( $\dot{\alpha} < 0$ , обратный ход (маркер  $\square$ )) от  $\alpha_f = 20$  до  $\alpha_0 = -3^\circ$ .

Критическое значение угла атаки составляет  $\alpha_c \approx 13^\circ$ , максимальное значение коэффициента подъемной силы  $c_{y \max} \approx 1.15$ . Видно, что при  $\dot{\alpha} > 0$  значения  $c_y$  до углов атаки  $\alpha \approx 5^\circ$  увеличиваются практически линейно. При приближении к критическому значению угла атаки наклон зависимости  $c_y = f(\alpha)$  уменьшается медленно, а при углах  $\alpha > \alpha_c$  величина коэффициента  $c_y$  резко уменьшается. После достижения локального минимума в точке  $\alpha \approx 14^\circ$  функция  $c_y = f(\alpha)$  возрастает, достигает локального максимума при угле атаки  $\alpha \approx 16^\circ$ , затем снова резко уменьшается, достигает локального минимума в точке  $\alpha \approx 17^\circ$ , потом значение коэффициента  $c_y$  увеличивается. Зависимости  $c_y = f(\alpha)$  и  $m_z = f(\alpha)$  при  $\dot{\alpha} < 0$  получены без останова трубы после достижения угла атаки  $\alpha_{\max} = 20^\circ$ . Функция  $c_y = f(\alpha)$  при уменьшении угла атаки с  $\alpha = 17^\circ$  разветвляется, и величина коэффициента нормальной силы  $c_y$  монотонно уменьшается вплоть до значений  $\alpha \approx 12^\circ$ . При  $\alpha < 12^\circ$  наблюда-



**Рис. 1.** Зависимости  $c_y(\alpha)$  и  $m_z(\alpha)$  модели самолета с прямым крылом  $\lambda = 10$  при увеличении ( $\circ$ ) и уменьшении ( $\square$ ) угла атаки.

ется возрастание  $c_y$ , особенно резкое при  $\alpha < 10^\circ$ . При  $\alpha \leq 8.5^\circ$  зависимость  $c_y(\alpha, \dot{\alpha} < 0)$  совпадает с зависимостью  $c_y(\alpha, \dot{\alpha} > 0)$ .

Таким образом, из полученных результатов следует, что при изменении угла атаки от  $\alpha = -3$  до  $\alpha = 20^\circ$ , а затем от  $\alpha = 20$  до  $\alpha = -3^\circ$  аэродинамические характеристики рассматриваемой модели самолета с прямым крылом при малых числах Рейнольдса характеризуются стандартной гистерезисной зависимостью от угла атаки. В области гистерезиса зависимости  $c_y(\alpha, \dot{\alpha} > 0)$  и  $c_y(\alpha, \dot{\alpha} < 0)$  содержат локальные минимумы и максимумы в окрестностях углов атаки, при которых реализуются режимы перестройки отрывных течений на поверхности крыла. Особые значения угла атаки составляют  $\alpha_1 \cong 13.5$  и  $\alpha_2 \cong 16.5$  при  $\dot{\alpha} > 0$  и  $\alpha_3 \cong 9.5$  при  $\dot{\alpha} < 0$ .

Рассмотрим результаты испытаний модели при различных значениях  $\alpha_0$  и  $\alpha_f$ . С этой целью введем специальные обозначения для углов атаки, соответствующих точкам ветвления функций  $c_y = f(\alpha)$  и  $m_z = f(\alpha)$ . Обозначим через  $\hat{\alpha}$  угол атаки, при котором при  $\dot{\alpha} < 0$  функции  $c_y(\alpha, \dot{\alpha})$  и  $m_z(\alpha, \dot{\alpha})$  расходятся с функциями  $c_y(\alpha, \dot{\alpha})$  и  $m_z(\alpha, \dot{\alpha})$ , получаемыми при  $\dot{\alpha} > 0$ . Для зависимостей  $c_y = f(\alpha)$  и  $m_z = f(\alpha)$ , показанных на рис. 1,  $\hat{\alpha} \approx 17^\circ$ . Через  $\hat{\alpha}$  обозначим угол атаки, который при  $\dot{\alpha} < 0$  соответствует точке слияния функций  $c_y(\alpha, \dot{\alpha} < 0)$  и  $c_y(\alpha, \dot{\alpha} > 0)$ , а также функций  $m_z(\alpha, \dot{\alpha} < 0)$  и  $m_z(\alpha, \dot{\alpha} > 0)$ . Исследования показывают, что если угол атаки меньше  $\hat{\alpha}$  и не превышает величины  $\alpha_c$  (для рассматриваемой модели самолета  $\alpha_c \approx 13^\circ$ ), то зависимости  $c_y = f(\alpha)$  и  $m_z = f(\alpha)$  при  $\dot{\alpha} > 0$  и  $\dot{\alpha} < 0$  не отличаются друг от друга. Нижние ветви гистерезисных зависимостей  $c_y = f(\alpha)$  и  $m_z = f(\alpha)$  обычно получают при возвратном движении модели из области больших углов атаки, т.е. когда испытания с  $\dot{\alpha} < 0$  начинают с углов атаки  $\alpha > \hat{\alpha}$ .

В эксперименте показано, что если при отсутствии потока начальный угол атаки выбрать из диапазона  $\hat{\alpha} < \alpha_f < \hat{\alpha}$ , то значения  $c_y = f(\alpha)$  и  $m_z = f(\alpha)$  при наличии потока будут соответствовать нижним ветвям гистерезисных зависимостей, т.е. получаются такими же, как при возвратном движении модели ( $\dot{\alpha} < 0$ ) после достижения угла  $\alpha_f > \hat{\alpha}$  при  $\dot{\alpha} > 0$ . Таким образом, из результатов эксперимента следует, что значения аэродинамических коэффициентов на верхней границе реализуются при  $\dot{\alpha} > 0$  и выборе начального угла атаки из условия  $\alpha_0 < \hat{\alpha}$ , а значения на нижней границе — при выборе без потока начального угла атаки из условия  $\hat{\alpha} < \alpha < \hat{\alpha}$ , или при  $\dot{\alpha} < 0$  после достижения  $\alpha_f > \hat{\alpha}$  при прямом ходе.

## Анализ топологии внутренних ветвей гистерезиса

Из анализа зависимостей  $c_y = f(\alpha)$  и  $m_z = f(\alpha)$  на рис. 1 можно предположить, что после разрушения структуры течений, существовавшей и медленно транс-

формированной до угла атаки  $\alpha_c$ , образуется новая промежуточная структура течений, устойчивая при  $14 \leq \alpha \leq 16^\circ$ . Действительно, в диапазоне углов атаки  $14 \leq \alpha \leq 16^\circ$  характер изменения аэродинамических коэффициентов качественно такой же, как и в диапазоне углов атаки  $\alpha \geq 17^\circ$ . Поэтому можно предположить, что при возвратном движении с углов атаки  $14 \leq \alpha \leq 16^\circ$  зависимости  $c_y = f(\alpha)$  и  $m_z = f(\alpha)$  обладают по отношению к углу атаки  $\alpha = 14^\circ$  такими же свойствами, как и по отношению к углу атаки  $\alpha = 17^\circ$  при возвратном движении с углов атаки  $\alpha > 17^\circ$ , т.е., что угол атаки  $\alpha \approx 14^\circ$  так же как и угол атаки  $\alpha = 17^\circ$  является точкой ветвления зависимостей  $c_y = f(\alpha)$  и  $m_z = f(\alpha)$ .

Подтверждением этого положения являются результаты эксперимента, показанные на рис. 2. В этих испытаниях был установлен начальный угол атаки  $\alpha_0 = 7^\circ$  и при прямом ходе модели при  $\dot{\alpha} > 0$  достигнут конечный угол атаки  $\alpha_f = 14^\circ$  (маркер  $\bullet$ ). При возвратном движении ( $\dot{\alpha} < 0$ ) реализуются внутренние ветви гистерезисных зависимостей  $c_y = f(\alpha)$  и  $m_z = f(\alpha)$  (маркер  $\times$ ).

Внутренние ветви гистерезисных зависимостей  $c_y = f(\alpha)$  и  $m_z = f(\alpha)$  начинаются в точке  $\hat{\alpha}_1 \approx 14^\circ$ , расположенной на верхних границах областей гистерезиса, получаемых при  $\dot{\alpha} > 0$ , и в точке  $\hat{\alpha}_1 \approx 10^\circ$  сливаются с нижними границами областей гистерезиса. Точки  $\hat{\alpha}_1$  и  $\hat{\alpha}_1$  удовлетворяют неравенству  $\hat{\alpha} < \hat{\alpha}_1 < \hat{\alpha}_1 < \hat{\alpha}$ .

Таким образом, проведенный эксперимент позволил выявить важное практическое свойство гистерезисных зависимостей аэродинамических коэффициентов — гистерезис аэродинамических характеристик может быть множественным. Для подтверждения того, что полученный результат не является случайным, были проведены

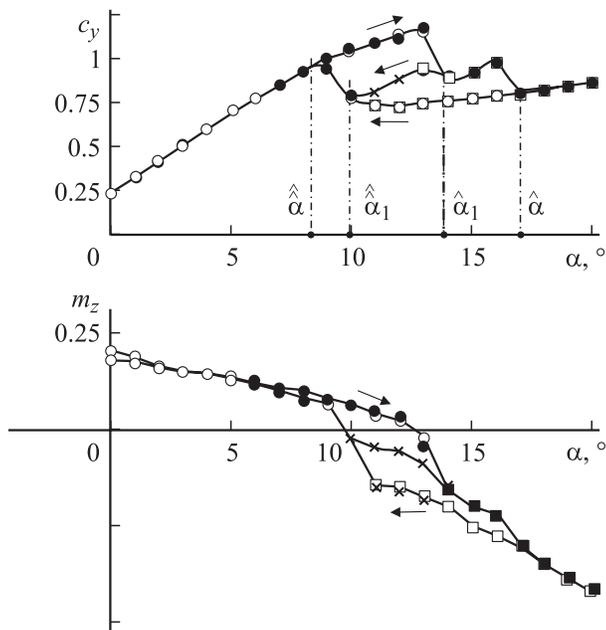


Рис. 2. Множественный гистерезис зависимостей  $c_y(\alpha)$  и  $m_z(\alpha)$ ,  $\bullet$  — прямой ход;  $\times$ ,  $\square$  — обратный.

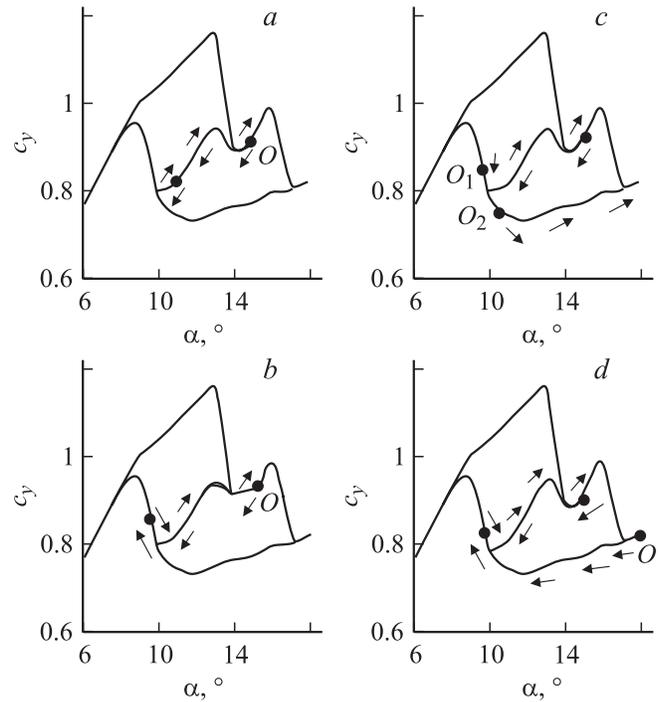


Рис. 3. Исследование внутренней ветви гистерезиса в зависимости  $c_y(\alpha)$  при различных начальных и конечных значениях угла атаки, „0“ — начало движения модели.

многочисленные испытания с вариацией начальных и конечных углов атаки модели. На рис. 3 показаны отдельные результаты таких испытаний. На рис. 3, а, б показаны примеры реализации внутренней ветви гистерезиса в зависимости  $c_y = f(\alpha)$  в случаях, когда при  $\dot{\alpha} < 0$  начальный угол атаки выбирается в диапазоне  $14 \leq \alpha_0 \leq 16^\circ$ , а конечный — либо в диапазоне  $10 \leq \alpha_f < 14^\circ$  (рис. 3, а), либо в диапазоне  $8.5 \leq \alpha_f < 10^\circ$  (рис. 3, б); после достижения конечного значения угла атаки осуществлялось движение модели с  $\dot{\alpha} > 0$  до достижения углов атаки  $14 \leq \alpha \leq 16^\circ$ . Начальные углы атаки  $14 \leq \alpha_0 \leq 16^\circ$  предварительно достигались при  $\dot{\alpha} > 0$  из установившегося угла атаки  $\alpha = 0^\circ$ .

В эксперименте получено, что при таких испытаниях при многократном повторении значения аэродинамических коэффициентов, соответствующие внутренней ветви, реализуются с высокой точностью. Важно подчеркнуть, что при возвратном движении при  $\dot{\alpha} > 0$  внутренняя ветвь гистерезиса реализуется не только при  $10 < \alpha_f \leq 14^\circ$ , но и при  $8.5 \leq \alpha_f \leq 10^\circ$ .

На рис. 3, с показан пример реализации в случаях, когда начальный угол атаки модели  $8.5 \leq \alpha_0 \leq 10^\circ$  устанавливался без потока. Из полученных данных эксперимента видно, что при  $\dot{\alpha} > 0$  сразу реализуются внутренние ветви зависимости  $c_y = f(\alpha)$ , совпадающие с результатами, полученными при других способах выбора  $\alpha_0$  и  $\dot{\alpha}$ . Если при этом после достижения (при  $\dot{\alpha} > 0$ ) угла атаки  $14 < \alpha < 16^\circ$  продолжить испытания при  $\dot{\alpha} < 0$  до угла  $\alpha < 8.5^\circ$ , а затем с  $\dot{\alpha} > 0$  до углов атаки

$14 < \alpha < 16^\circ$ , то вначале при движении от  $14 < \alpha < 16$  к  $\alpha < 8.5^\circ$  реализуются внутренние ветви, а затем при движении от  $\alpha < 8.5^\circ$  — верхняя граница области гистерезиса. В случае, если при  $V = 0$  устанавливается  $\alpha_0 > \hat{\alpha}_1 \approx 10^\circ$ , например  $\alpha = 10.5^\circ$ , а затем выбирается скорость  $\dot{\alpha} > 0$ , то повторяется нижняя граница области гистерезиса.

Если начальные углы атаки выбираются из условия  $\alpha > \hat{\alpha}$ , т.е. в области режимов развитого отрывного обтекания ( $\alpha_0 > \hat{\alpha}$  достигаются либо как конечное значение  $\alpha$  при выборе  $\alpha_0 < \hat{\alpha}$  и  $\dot{\alpha} > 0$ , либо как установившийся угол атаки при  $V = 0$ ) и после прохождения при  $\dot{\alpha} < 0$  нижней границы области гистерезиса достигаются углы атаки  $\hat{\alpha} < \alpha < \hat{\alpha}_1$ , то при последующем увеличении угла атаки с высокой степенью точности повторяются внутренние ветви гистерезиса коэффициентов  $c_y$  и  $m_z$  независимо от способа реализации начальных углов атаки  $\alpha_0 > \hat{\alpha}_1$  (рис. 3, *d*). Если после останова модели при  $14 < \alpha < 16^\circ$  продолжить испытания при  $\dot{\alpha} < 0$ , то снова для внутренней ветви повторятся результаты испытаний, получаемые при  $8.5 < \alpha_0 < 10^\circ$  и  $\dot{\alpha} > 0$ .

Таким образом, внутренние ветви гистерезиса устойчиво реализуются при следующих условиях эксперимента, исчерпывающих возможные варианты начальных значений угла атаки и знака величины  $\dot{\alpha}$ :

— при увеличении угла атаки ( $\dot{\alpha} > 0$ ) от начального значения  $\hat{\alpha} < \alpha < \hat{\alpha}_1$ , которое либо устанавливается при  $V = 0$ , либо достигается при возвратном движении с углов атаки  $\alpha > \hat{\alpha}$  (в свою очередь углы атаки  $\alpha > \hat{\alpha}$  либо устанавливаются при  $V = 0$ , либо достигаются при  $\dot{\alpha} > 0$  из начальных углов  $\alpha < \hat{\alpha}$ );

— при уменьшении угла атаки ( $\dot{\alpha} < 0$ ) от начального значения  $\hat{\alpha}_1 < \alpha < \hat{\alpha}$ , которое достигается при движении по верхней границе гистерезиса при  $\dot{\alpha} > 0$  и  $\alpha_0 < \hat{\alpha}$  при  $\alpha_0 > \hat{\alpha}$ ;

— при увеличении угла атаки от начального значения  $\hat{\alpha} < \alpha < \hat{\alpha}_1$ , которое достигается при  $\dot{\alpha} < 0$  и  $\hat{\alpha} < \alpha_0 < \hat{\alpha}_1$ .

В рассматриваемом случае зависимости  $c_y = f(\alpha)$  и  $m_z = f(\alpha)$  имеют по одной внутренней ветви гистерезиса и соответственно по четыре точки ветвления, соответствующие углам атаки  $\hat{\alpha} < \hat{\alpha}_1 < \hat{\alpha}_1 < \hat{\alpha}$ . При этом свойства зависимостей  $c_y = f(\alpha)$  и  $m_z = f(\alpha)$  в точке ветвления, соответствующей углу атаки  $\hat{\alpha}_1$ , аналогичны свойствам в точке ветвления, соответствующей углу атаки  $\hat{\alpha}$ , а свойства в точке ветвления, соответствующей углу атаки  $\hat{\alpha}_1$ , аналогичны свойствам в точке ветвления, соответствующей углу атаки  $\hat{\alpha}$ : при прохождении точек ветвления, соответствующих углам атаки  $\hat{\alpha}$  и  $\hat{\alpha}_1$ , в сторону увеличения угла атаки всегда реализуется верхняя из двух ветвей гистерезисной зависимости, а при прохождении точек ветвления, соответствующих углам атаки  $\hat{\alpha}_1$  и  $\hat{\alpha}$ , в сторону уменьшения угла атаки всегда реализуется нижняя из двух ветвей гистерезиса.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант № 05-01-00246).

## Список литературы

- [1] *Jacobs E.M.* // NASA. Rep. N 391. 1931.
- [2] *Курьянов А.И., Столяров Г.И., Штейнберг Р.И.* // Ученые записки ЦАГИ. 1979. Т. 10. № 3.
- [3] *Столяров Г.И., Табачников В.Г.* // Тр. ЦАГИ. 1985. Вып. 2290.
- [4] *Колмаков Ю.А., Рыжов Ю.А., Столяров Г.И., Табачников В.Г.* // Тр. ЦАГИ. 1985. Вып. 2290.
- [5] *Табачников В.Г.* // Тр. ЦАГИ. 1985. Вып. 2290.
- [6] *Нейланд В.Я., Столяров Г.И., Табачников В.Г.* // Ученые записки ЦАГИ. 1985. Т. 16. № 3.
- [7] *Табачников В.Г.* // Тр. ЦАГИ. 1985. Вып. 2290.
- [8] *Томпсон Дж.М.Т.* Неустойчивости и катастрофы в науке и технике. / М.: Мир, 1985.
- [9] *Караваев Э.А., Прудников Ю.А., Часовников Е.А.* // Ученые записки ЦАГИ. 1986. Т. 17. № 6.
- [10] *Колин И.В., Трифонова Т.И., Шуховцов Д.В.* // ЖТФ. 2001. Т. 71. Вып. 7. С. 128.
- [11] *Колин И.В., Суханов В.Л., Трифонова Т.И., Шуховцов Д.В.* // Механика жидкости и газа. 2002. № 2.
- [12] *Patric S. Murphy V.* // AIAA Paper. Rep. 4016. P. 1–9. 2001.
- [13] *Ильяшенко Н.П., Колин И.В., Марков В.Г., Трифонова Т.И., Шуховцов Д.В.* // Аэромеханика и газовая динамика. 2003. № 2.
- [14] *Колин И.В., Марков В.Г., Трифонова Т.И., Шуховцов Д.В.* // ЖТФ. 2004. Т. 74. Вып. 2. С. 124.