

УДК 532.526.5:533.6.011.35

© 2003 г. В. И. БИРЮКОВ, В. Д. БОКСЕР

## НОВЫЙ МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОТРЫВА ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ ПРИ ОКОЛОЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ

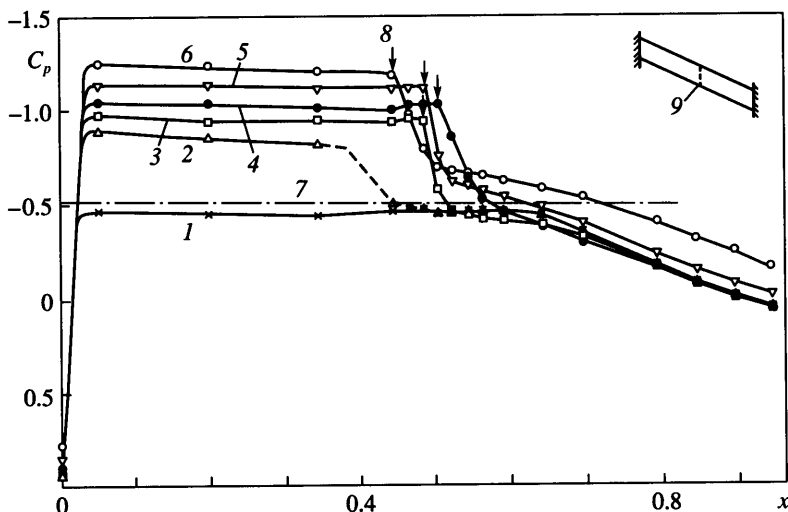
Предложен новый метод определения момента возникновения отрыва пограничного слоя, основанный на измерении пульсаций статического давления. На примере дренированного скользящего крыла этим методом выявлены критерии возникновения и развития отрыва при околозвуковых скоростях.

*Ключевые слова:* пограничный слой, отрыв, пульсации давления, эксперимент.

При реальном обтекании летательного аппарата или его элементов (крыла, фюзеляжа, оперения и т.п.) при определенных углах атаки и числах Маха могут возникать отрывы пограничного слоя, приводящие к появлению нелинейности в суммарных аэродинамических характеристиках. В настоящее время идентифицировать отрывное обтекание при больших дозвуковых скоростях позволяют как количественные, основанные на измерении местной скорости (термоанемометр, лазерно-доплеровский измеритель скорости), так и качественные (пневмометрические, жидкая пленка, оптические) методы измерений. В качестве вариации пневмометрического метода измерений для определения перехода пограничного слоя на крыле использовался метод пульсаций полного давления [1]. В принципе такой метод может быть использован и для определения отрыва пограничного слоя. Однако для этого необходимо перемещать насадок полного давления вдоль поверхности или устанавливать поверхностные козырьки (трубки Стантона).

Предлагаемый новый метод определения момента возникновения отрыва пограничного слоя основан на измерении пульсаций статического давления непосредственно на фоне измерения распределения давления на гладкой поверхности. Известно об использовании пульсаций статического давления для исследования обтекания стреловидных крыльев сложной формы в плане при малых скоростях ( $V = 25$  м/с) и больших углах атаки ( $\alpha = 20-35^\circ$ ) [2].

**1. Методика эксперимента.** Экспериментальные исследования по измерению пульсаций статического давления проводились в среднем дренированном сечении ( $z = 0$ ) на верхней поверхности модели скользящего крыла со стреловидностью  $\chi = 24^\circ$ , скомпонованного из одного сверхкритического профиля. Модель с отношением размаха к хорде (по потоку), равным 5, устанавливалась между боковыми стенками большой околозвуковой аэродинамической трубы  $2.75 \times 2.75$  м, имитируя "скользящее крыло" (фиг. 1). Статическое давление и его пульсации на поверхности определялись одновременно с помощью нестационарных миниатюрных (цилиндр  $d \times l = 1.6 \times 10$  мм) микрофонных датчиков типа "Kulite" [1], установленных непосредственно у поверхности. Значения статического давления и его пульсаций определялись по разности со статическим давлением набегающего потока ( $p_\infty$ ). Точность определения пульсаций давления не превышала  $0.5$  кГц/м<sup>2</sup> (0.5 мм водяного столба). Регистрация показаний датчиков проводилась в течение 6 с при частоте опроса  $f \approx 3.4$  кГц на датчик. Одновременность взятия отсчета по всем датчикам обеспечивалась за счет применения аналоговой памяти. Опрос датчиков



Фиг. 1. Распределения давлений  $C_p$  по верхней поверхности в среднем сечении скользящего крыла при различных углах атаки  $\alpha$  и при числе  $M = 0.808$  и  $Re = 5.7 \cdot 10^6$ : 1–6 –  $\alpha = 0, 2, 2.5, 3, 4, 5.25^\circ$ ; 7 –  $C_{p_{cr\chi}}$ ; 8 –  $x_{sh}$ ; 9 –  $z = 0$

осуществлялся последовательно с частотой 200 кГц (5 мкс). По результатам измерений в каждой точке вычислялись средние значения давлений

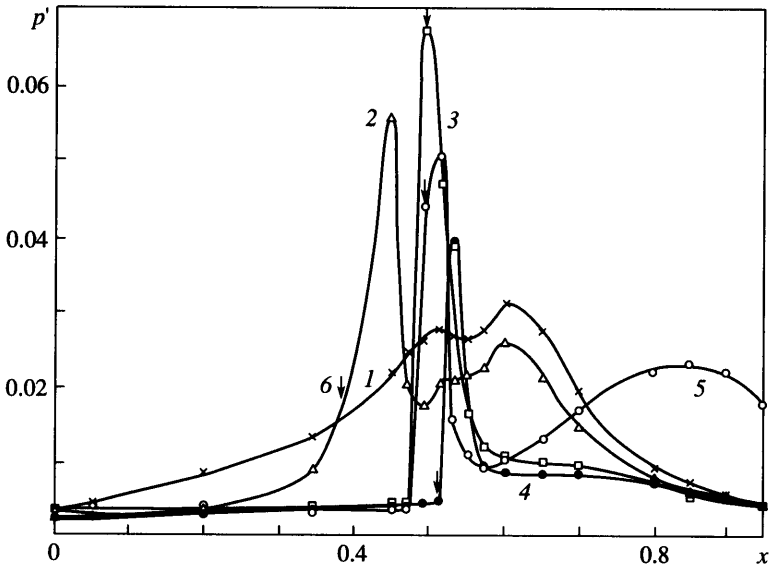
$$\langle p_i \rangle = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n p_i, \quad n = t \times f \approx 20000$$

и среднеквадратичное отклонение пульсаций давления относительно среднего значения

$$p'_i = S_p = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_1^n (p_i - \langle p_i \rangle)^2}$$

Эксперимент проводился в диапазоне числа  $M = 0.778-0.828$ , угла атаки  $\alpha = 0-5.25^\circ$  при постоянном числе  $Re \approx 5.7 \cdot 10^6$ . Постоянство числа Рейнольдса с изменением числа Маха достигалось регулированием полного давления в аэродинамической трубе. Переход пограничного слоя фиксировался в носке крыла ( $x_{tr} = 0.07$ ). Все линейные размеры отнесены к хорде крыла, а давление ( $p'$ ) – к скоростному напору набегающего потока ( $q_\infty$ ).

**2. Распределения давления и его пульсаций.** В качестве иллюстрации на фиг. 1 приведено распределение давления по верхней поверхности среднего сечения ( $z = 0$ ) скользящего крыла при закритическом обтекании ( $M \approx 0.808, Re = 5.7 \cdot 10^6$ ) на различных углах атаки ( $\alpha = 0-5.25^\circ$ ). Величина  $C_{p_{cr\chi}}$  рассчитана с учетом скольжения ( $\chi = 24^\circ$ ). Эпюры давления в передней части профиля ( $x < 0.5$ ) имеют практически "полочный" характер. Местная сверхзвуковая зона при  $\alpha > 0$  замыкается скачками уплотнения. Условно за положение скачка уплотнения ( $x_{sh}$ ) принято начало резкого роста статического давления. Отметим, что вблизи задней кромки верхней поверхности ( $x = 0.95, C_p = C_{p*}$ ) при углах атаки  $\alpha > 3^\circ$  наблюдается, согласно [3], ярко выраженное отрывное обтекание ( $C_{p*} < 0$ ), обусловленное отрывом, вызванным скачком уплотнения (волновым отрывом, [4]). Од-



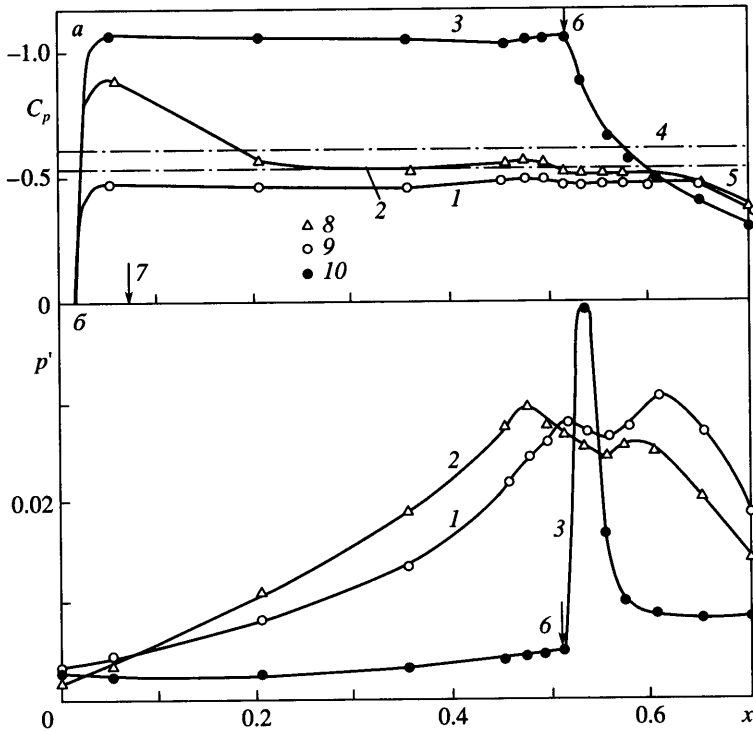
Фиг. 2. Распределения относительных пульсаций статического давления ( $p'$ ) вдоль верхней поверхности ( $x$ ) на различных углах атаки  $\alpha$ : 1–5 –  $\alpha = 0, 2, 2.75, 3, 4^\circ$ ; 6 –  $x_{sh}$

нако при этом затруднительно определить положение точки отрыва пограничного слоя на поверхности.

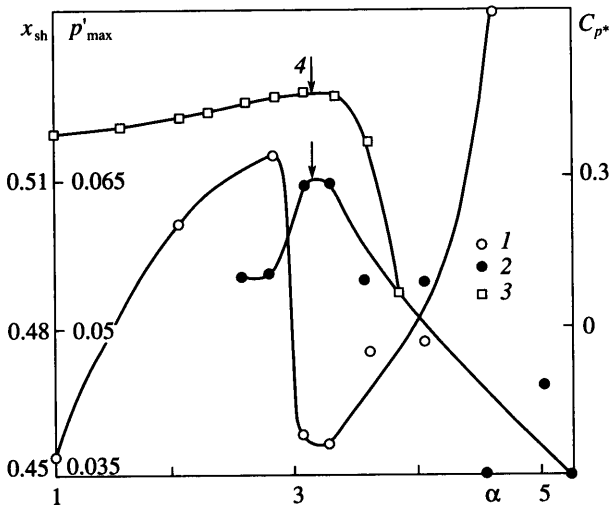
На фиг. 2 представлены относительные пульсации статического давления ( $p'$ ) вдоль хорды профиля скользящего крыла для углов атаки  $\alpha = 0-4^\circ$ . Уровень измеренных относительных пульсаций давления колеблется примерно от 0.25 до 7% скоростного напора набегающего потока. При этом положение максимума (при  $x < 0.55$ ,  $\alpha > 0$ ) соответствует координате скачка уплотнения ( $x_{sh}$ ). Некоторое их рассогласование в ряде случаев обусловлено дискретностью измерительных точек в области скачка уплотнения (фиг. 1). Немонотонный характер зависимости  $p'(x)$  диффузорной части профиля (например,  $x > 0.55$ ,  $\alpha = 4^\circ$ ) свидетельствует (как будет подробнее рассмотрено ниже) о наличии отрыва пограничного слоя на этом участке (фиг. 2), что нельзя определить по эпюре давлений (фиг. 1).

Анализ результатов экспериментальных исследований показывает, что темп нарастания пульсаций давления вдоль хорды профиля скользящего крыла зависит от характера эпюры давления  $C_p(x)$  (фиг. 3, а). Наличие положительного градиента давления (например, при  $\alpha = 1.5^\circ$  и  $M = 0.778$ ) способствует интенсивному росту пульсаций давления в передней части ( $x < 0.6$ ) профиля крыла (фиг. 3, б). В то же время быстрый разгон потока непосредственно у носка и сверхзвуковые скорости (низкое давление) на верхней поверхности (например, при  $\alpha = 3^\circ$  и  $M = 0.808$  (фиг. 3, а)) приводят к пониженному уровню пульсаций давления и к более слабому темпу их нарастания вдоль хорды при  $x < 0.5$  (фиг. 3, б).

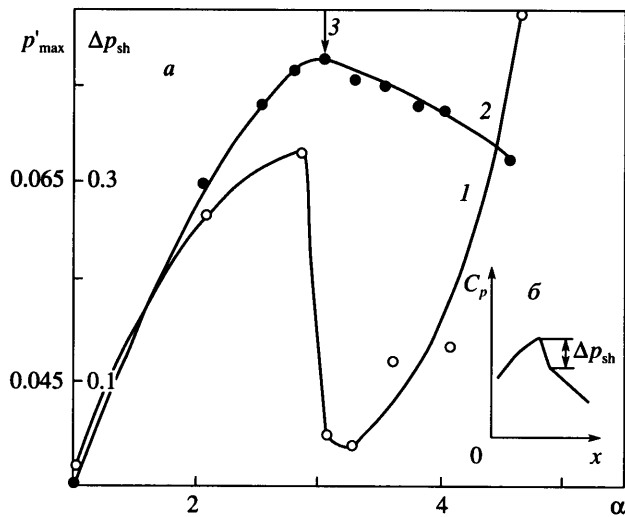
**3. Отрыв пограничного слоя.** Наличие скачков уплотнения, как отмечалось выше, приводит к появлению максимальных пульсаций давления ( $p'_{max}$ ) на профиле скользящего крыла. В настоящей работе установлено, что зависимости  $p'_{max}(\alpha)$  при  $M = const$  характеризуются наличием как максимума, так и минимума. Именно минимум максимальных пульсаций давления соответствует возникновению отрыва пограничного слоя (фиг. 4). Об этом свидетельствуют и другие известные критерии отрыва – макси-



Фиг. 3. Распределения давлений (а) и относительных пульсаций статического давления (б) на различных числах Маха и углах атаки  $\alpha$ : 1-3 -  $\alpha = 0, 1.5, 3^\circ$ ; 4, 5 -  $C_{p\text{кр}}(M = 0.778, 0.808)$ ; 6 -  $x_{\text{sh}}$ ; 7 -  $x_{\text{tr}}$ ; 8 -  $M = 0.778$ ; 9, 10 -  $M = 0.808$



Фиг. 4. Распределения максимальных относительных пульсаций давления 1 ( $p'_{\text{max}}$ ), положения скачка уплотнения 2 ( $x_{\text{sh}}$ ) и коэффициента давления 3 вблизи задней кромки ( $C_{p^*}$ ) в зависимости от угла атаки  $\alpha$  при числе  $M = 0.808$  и  $Re = 5.7 \cdot 10^6$ ; 4 -  $\alpha_{\text{sep}}$



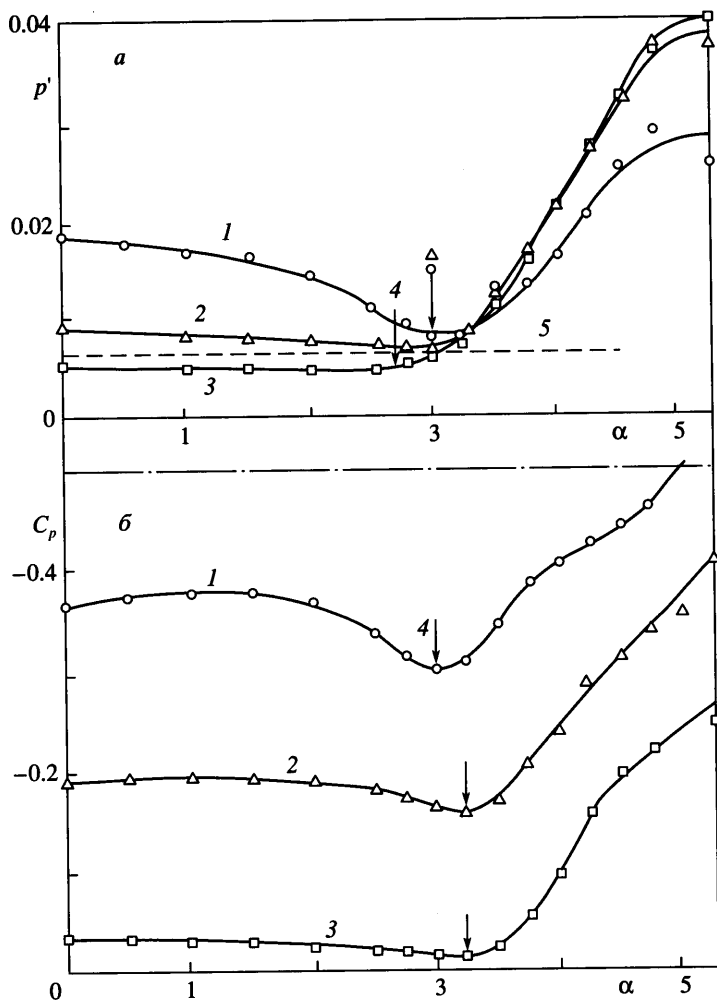
Фиг. 5. Распределения (а) максимальных относительных пульсаций давления 1 ( $p'_{\max}$ ) и относительного перепада давлений 2 ( $\Delta p_{sh}$ ) в скачке уплотнения при числе  $M = 0.808$  и  $Re = 5.7 \cdot 10^6$  от угла атаки  $\alpha$ : 3 –  $\alpha_{sep}$ ; схематичное распределение коэффициента давления (б)

мумы зависимостей  $x_{sh}(\alpha)$  [5] и  $C_p^*(\alpha)$  [3], соответствующие началу резкого снижения давления у задней кромки ( $x = 0.95$ ). Все три рассмотренные критерии отрыва удовлетворительно согласуются между собой. При этом ( $M = 0.808$ ) отметим, что данный отрыв пограничного слоя обусловлен интенсивным скачком уплотнения ( $\alpha = 4^\circ$ ,  $x_{sh} = 0.49$ , волновой отрыв).

В [6] показано, что начало снижения перепада статического давления в скачке уплотнения ( $\Delta p'_{sh}$ ) по мере роста угла атаки свидетельствует о возникновении волнового отрыва (фиг. 5). Непосредственное сопоставление зависимостей максимальных пульсаций давления и перепада давлений в скачке уплотнения по углу атаки на примере числа  $M = 0.808$  показывает, что с увеличением перепада давлений в скачке уплотнения максимальные пульсации давления возрастают. Падение величины  $\Delta p'_{sh}$  ведет к снижению максимальных пульсаций давления (фиг. 5). Таким образом, причиной снижения максимальных пульсаций давления является уменьшение перепада давления в скачке уплотнения, вызванное возникновением волнового отрыва ( $\alpha = \alpha_{sep}$ ). Далее при  $\alpha > \alpha_{sep}$  рост максимальных пульсаций давления обусловлен увеличением интенсивности отрыва потока.

Анализ зависимостей пульсаций статического давления по углу атаки,  $p'(\alpha)$  в диффузорной части профиля крыла ( $x > x_{sh}$ , дозвуковые местные скорости,  $|C_p| < |C_{p\text{кр}}|$ ) при фиксированных значениях координаты  $x$  (фиг. 6, а) показывает, что моменту возникновения отрыва пограничного слоя соответствует начало резкого роста пульсаций давления ( $\alpha = \alpha_{sep}$ ). При этом на углах атаки  $\alpha > \alpha_{sep}$  в отрывной зоне пульсации давления имеют тенденцию к увеличению по мере продвижения к задней кромке (например,  $M = 0.808$ ,  $\alpha > 3^\circ$ ,  $x = 0.7-0.9$ , фиг. 6, а). Это обстоятельство и является причиной изменения характера зависимости  $p'(x)$  при  $\alpha$ ,  $M = \text{const}$  на режимах отрывного обтекания (например,  $M = 0.808$ ,  $\alpha = 4^\circ$ , фиг. 2).

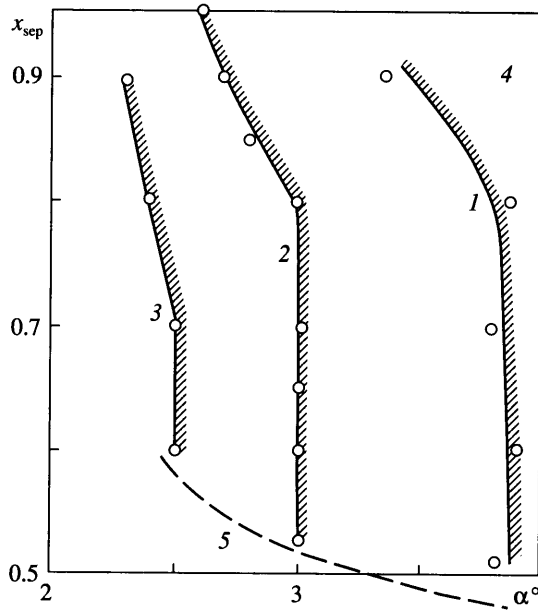
С точки зрения момента возникновения отрыва пограничного слоя ( $\alpha = \alpha_{sep}$ ) зависимости  $p'(\alpha)$  при  $x = \text{const}$  находятся в удовлетворительном согласовании с зависимос-



Фиг. 6. Распределения относительных пульсаций давления (а) и коэффициентов давления (б) при числе  $M = 0.808$  и  $Re = 5.7 \cdot 10^6$  от угла атаки  $\alpha$  при фиксированном положении вдоль хорды: 1–3 –  $x = 0.7, 0.8, 0.9$ ; 4 –  $\alpha_{sep}$ ; 5 – (0.006 при  $dC_p/dx = 0$ ); 6 –  $C_{pcrx}$

тями  $C_p(\alpha)$  при  $x = \text{const}$  (фиг. 6, б). Как известно [3], минимуму этих кривых (начало резкого снижения давления) соответствует момент возникновения отрыва пограничного слоя.

На зависимостях  $p'(\alpha)$  при  $x = \text{const}$  (фиг. 6, а) линией 5 отмечен уровень пульсаций давления (0.006) при полностью турбулентном обтекании плоской пластины безградиентным потоком ( $dC_p/dx = 0$ , [7]). Заметим, что при безотрывном обтекании данного скользящего крыла ( $\alpha < 3^\circ$ ) на фиксированном значении угла атаки по мере приближения к задней кромке (утолщения пограничного слоя) пульсации давления в условиях положительного градиента давления ( $dC_p/dx > 0$ ,  $x = 0.7-0.9$ , фиг. 1) снижаются. Причем вблизи задней кромки ( $x \geq 0.85$ ) они становятся даже меньшими по сравнению с пульсациями давления на плоской пластине (фиг. 6,а). Таким образом, пограничный слой оказывает демпфирующее воздействие на пульсации давления. Иными словами,

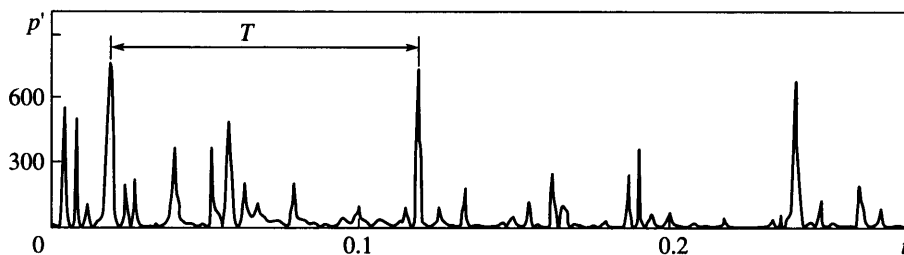


Фиг. 7. Изменение положения точки отрыва пограничного слоя от угла атаки при различных числах Маха: 1–3 –  $M = 0.778, 0.808, 0.828$ ; 4 – область отрыва; 5 –  $x_{sh}$

утолщение пограничного слоя при положительном градиенте давления приводит к снижению пульсаций статического давления. Отсюда применительно к пульсациям статического давления вытекает следующее. По мере увеличения числа Рейнольдса (утоньшения пограничного слоя) пульсации давления должны возрастать. Об этом свидетельствуют результаты [8], показывающие, что в случае полностью турбулентного безградиентного течения отношение среднеквадратичных пульсаций давления к напряжению трения на стенке ( $\tau_w$ ) зависит от числа Рейнольдса и равно  $1.25Re^{1/7}$ .

Анализ пульсаций статического давления позволил построить зависимости положения отрыва пограничного слоя по углу атаки,  $x_{sep}(\alpha)$  для исследованных чисел  $M = 0.778–0.828$  (фиг. 7). Здесь же приведена зависимость  $x_{sh}(\alpha)$  для этих чисел  $M$ . Область отрывного обтекания верхней поверхности скользящего крыла заштрихована. Отметим наличие вертикальных участков у кривых  $x_{sep}(\alpha)$ , показывающих полностью отрывное обтекание поверхности от скачка уплотнения ( $x_{sep,min}$ ) вплоть до задней кромки ( $x = 1$ ) при фиксированных значениях угла атаки и числа  $M$ . Например, при  $M = 0.808$  и угле атаки  $\alpha = 3^\circ$  волновой отрыв распространяется на всю диффузорную часть профиля крыла (от  $x = 0.52$  до  $x = 1$ , фиг. 7). Отклонение влево от вертикального участка зависимости  $x_{sep}(\alpha)$  свидетельствует о наличии диффузорно-волнового отрыва, согласно [4], т.е. отрыва пограничного слоя, обусловленного наличием скачка уплотнения в передней части. Так, например, при числе  $M = 0.808$  и угле атаки  $\alpha = 2.75^\circ$  положение скачка уплотнения по хорде  $x_{sh} = 0.49$  (фиг. 4), а точка отрыва при этом находится вблизи задней кромки ( $x_{sep} = 0.9$ , фиг. 7). Увеличение числа  $M$  приводит к снижению значения  $\alpha_{sep}$ . Так, например, увеличение числа  $M$  от 0.778 до 0.828 уменьшает величину  $\alpha_{sep}$  от  $3.75$  до  $2.5^\circ$ .

Измерение пульсаций давления позволило исследовать нестационарные явления, такие, в частности, как отрыв пограничного слоя и колебания (пульсации) скачка уплотнения. Иллюстрацией тому служат зависимости изменения абсолютных пульсаций



Фиг. 8. Изменение абсолютных пульсаций статического давления  $p'$  (мм водяного столба) по времени  $t$  (с) в точке расположения скачка уплотнения ( $x_{sh} = 0.45$ ) при числе  $M = 0.808$  и  $Re = 5.7 \cdot 10^6$

статического давления по времени,  $p'(t)$ , так называемая временная реализация в точке нахождения скачка уплотнения ( $M = 0.808$ ,  $\alpha = 4.5^\circ$ , фиг. 8). О наличии скачка уплотнения свидетельствует тот факт, что все пульсации статического давления (а их примерно 1000 на исследованном интервале времени в 0.3 с) отклоняются от среднего значения ( $\Delta p_{cp} = p_{cp} - p_\infty$ ) только в сторону их увеличения (рост статического давления в скачке уплотнения). По положению максимумов пульсаций статического давления отчетливо виден период колебаний скачка уплотнения ( $T$ ) относительно точки измерения  $x = 0.45$ . В рассмотренном интервале времени  $t = 0-0.3$  с период колебаний скачка уплотнения составил  $T \approx 0.1$  с. На основании периода колебаний определяется частота колебаний скачка уплотнения,  $f_{sh} = 1/T \approx 10$  Гц. Это соответствует числу Струхала (при хорде  $b = 0.55$  м и скорости набегающего потока  $V_\infty = 266$  м/с)  $Sh = bf_{sh}/V_\infty \approx 0.02$ . Таким образом, колебания скачка уплотнения имеют низкочастотный характер.

**Закключение.** На основе измерений среднеквадратичных пульсаций статического давления при околосзвуковом обтекании скользящего крыла ( $\chi = 24^\circ$ ) показано, что возникновение скачков уплотнения сопровождается резким ростом пульсаций статического давления (появление максимальных пульсаций,  $p'_{max}$ , у зависимости  $p'(x)$  при  $\alpha$ ,  $M = const$ ).

Предложены критерии определения момента возникновения волнового (по положению минимума максимальных пульсаций, зависимости  $p'_{max}(\alpha)$  при  $M \approx const$ ) и диффузорного (по началу резкого роста пульсаций давления, зависимости  $p'(\alpha)$  при  $x$ ,  $M = const$ ) отрывов пограничного слоя.

Выявлено влияние градиента давления и уровня местных скоростей на величину и характер развития пульсаций давления вдоль хорды крыла.

На основании анализа нестационарной картины пульсаций давления в скачке уплотнения выявлен низкочастотный характер его колебаний ( $f_{sh} = 10$  Гц), что соответствует малой величине числа Струхала ( $Sh \approx 0.02$ ).

Экспериментальные данные получены в ЦАГИ при выполнении заказа ONERA (Франция).

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бирюков В.И., Боксер В.Д., Микеладзе В.Г., Шаповалов Г.К. О некоторых методах экспериментального исследования ламинарно-турбулентного перехода при околосзвуковых скоростях // Изв. РАН. МЖГ. 1997. № 6. С. 42–47.
2. Woods M.I., Wood H.J. Effect of sweep on buffet over novel wing planforms // J. Aircraft. 2000. V. 37. № 5. P. 810–817.
3. Pearcey H.H. The occurrence and development of boundary layer separation on high incidences and high speeds // Aeronaut. Res. Council. Repts and Mem. 1960. № 3109. 15 p.



4. Боксер В.Д. Развитие отрыва и его влияние на аэродинамику сверхкритических профилей при околосвуковых скоростях // Уч. зап. ЦАГИ. 1988. Т. 19. № 5. С. 60–69.
5. Боксер В.Д. Некоторые особенности околосвукового обтекания профилей // Уч. зап. ЦАГИ. 1980. Т. 11. № 2. С. 107–112.
6. Боксер В.Д. Приближенные способы определения начала резкого возрастания сопротивления профиля при околосвуковых скоростях // Уч. зап. ЦАГИ. 1980. Т. 11. № 3. С. 14–23.
7. Ефимцов Б.М., Караушев Г.П. Летные исследования шума пограничного слоя // Тр. ЦАГИ. 1970. Вып. 1207. С. 23–26.
8. Ефимцов Б.М. Критерия подобия спектров пристеночных пульсаций давления турбулентного пограничного слоя // Акуст. журнал. 1984. Т. 30. Вып. 1. С. 58–61.

Москва

Поступила в редакцию  
30.I.2002