

УДК 532.526

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ АТМОСФЕРНОЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ НА ТЕЧЕНИЕ В ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ НА КРЫЛЕ ПЛАНЕРА

Б. Ю. Занин

Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН,
630090 Новосибирск, Россия
E-mail: zanin@itam.nsc.ru

Представлен обзор проведенных в 80-х гг. XX в. летных исследований, в которых изучался процесс перехода от ламинарного течения к турбулентному в пограничном слое на крыле планера при различных уровнях атмосферной турбулентности. Результаты получены с помощью термоанемометрических измерений и посредством визуализации течения на поверхности крыла методом сублимирующих покрытий. Установлено, что переход происходит в несколько этапов: возникновение, развитие и разрушение дискретного пакета волн неустойчивости в области неблагоприятного градиента давления. Проведено сравнение полученных данных с результатами аналогичных исследований в большой аэродинамической трубе на таком же реальном крыле планера при натуральных числах Рейнольдса.

Ключевые слова: пограничный слой, ламинарно-турбулентный переход, летные исследования.

DOI: 10.15372/PMTF20200503

Введение. Проблема возникновения турбулентности и перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный является предметом постоянного исследования, что обусловлено необходимостью решения практических задач ламинаризации обтекания и снижения сопротивления летательных аппаратов. Иными словами, изучение возникновения турбулентности необходимо для того, чтобы предотвратить этот процесс и сохранить первоначальное ламинарное течение в пограничном слое. Данные проблемы являются предметом теоретических и экспериментальных исследований, активно ведущихся в мире, в том числе в России. Исследования процесса ламинарно-турбулентного перехода на крыле в полете являются логическим продолжением экспериментов в аэродинамических трубах. Полеты начались в 1980 г. и продолжались до 1988 г. Научной основой для летных исследований служил наработанный в Институте теоретической и прикладной механики (ИТПМ) СО РАН опыт экспериментального изучения процессов возникновения турбулентности с помощью термоанемометрической аппаратуры [1]. Описываемые в настоящей работе летные исследования на планере стали возможны, поскольку имелись необходимые методики измерений, проверенные в экспериментах в аэродинамических трубах.

Предварительно были изучены работы, описывающие летные исследования атмосферной турбулентности с помощью различных методов. В работе [2] дано определение атмо-

сферного пограничного слоя: “слой атмосферы, в котором наряду с градиентом давления и кориолисовой силой существенную роль играют силы турбулентного трения”. Атмосфера над этим слоем называется свободной. Толщина пограничного слоя атмосферы составляет в среднем $1,0 \div 1,5$ км. В свою очередь, в атмосферном пограничном слое можно выделить тонкий приземный слой, имеющий толщину несколько десятков метров. Летные исследования атмосферной турбулентности были описаны, в частности, в работах [3, 4], а летные измерения структуры течения на поверхности крыльев проведены в работах [5–7]. Однако данных о процессах, происходящих на крыле в области ламинарно-турбулентного перехода, было недостаточно.

Ко времени начала летных экспериментов в ИТПМ [8–14] оставалось неясным, насколько данные, полученные в аэродинамической трубе, соответствуют процессам, происходящим на крыле в реальном полете. В первую очередь, это касается физического механизма процесса возникновения турбулентного течения. Требовалось выяснить, происходят ли на крыле летательного аппарата физические явления, обнаруженные в лабораторных экспериментах. При таком подходе полагается, что большое значение имеет влияние различных внешних возмущений на характер течения [1]. Это так называемая задача о восприимчивости, т. е. о возбуждении собственных колебаний пограничного слоя в результате внешнего периодического воздействия и о преобразовании внешних колебаний в колебания в пограничном слое с такой же периодичностью или частотой. Кроме того, известно, что процесс возникновения турбулентности зависит от внешних возмущающих факторов, таких как турбулентность набегающего потока, внешние акустические возмущения, вибрации обтекаемой поверхности или ее шероховатость.

Чтобы определить, как различные виды внешних возмущений преобразуются в собственные колебания пограничного слоя, необходимо в натуральных условиях разделить их влияние, выделить основные возмущающие факторы и показать, каким образом они воздействуют на течение. Этим объясняется важность проведения летных исследований именно на планере: отсутствие вибраций и шума работающих двигателей и соответственно меньшее количество помех для термоанемометрических измерений. Кроме того, планер обладает высокой степенью аэродинамического совершенства и поэтому создает малое количество вихревых возмущений в полете.

Эксперименты, описанные в работах [8–14], включали:

- 1) измерения уровня турбулентных пульсаций в атмосфере при полете в различных условиях, в частности в облаках и на малой высоте;
- 2) изучение структуры течения в пограничном слое на крыле планера в различных условиях полета для оценки влияния атмосферных турбулентных пульсаций на возникновение неустойчивых колебаний в пограничном слое;
- 3) сравнительные исследования обтекания одного и того же крыла в полете и в аэродинамической трубе при натуральных числах Рейнольдса.

Методика летных исследований. Летные исследования проводились на базе Планерного клуба, созданного в г. Новосибирске группой энтузиастов под руководством научного сотрудника ИТПМ В. М. Рыцарева и существовавшего в качестве общественной организации при институте. На проведение исследований было получено официальное разрешение Центрального Комитета ДОСААФ, которому подчинялись аэроклубы СССР.

Для проведения исследовательских полетов сначала использовался серийный планер Л-13 “Бланик” (Чехословакия) [8–11, 14]. Полеты начались в июле 1980 г. Часть летных экспериментов была проведена в летающей лаборатории ППЛЛ-М [12, 13], изготовленной в Литовской ССР на базе такого планера в 1985 г. (рис. 1). Лаборатория отличается от планера наличием съемных манжет (отсеков крыла), в одной из которых имеется дренажная система для измерения статического давления на поверхности крыла. Манометры



Рис. 1. Летающая лаборатория ПЛЛЛ-М:

1 — область ламинарного течения, 2 — область турбулентного течения

размещались в задней кабине планера. Визуализация обтекания манжеты проводилась с помощью сублимирующего покрытия (нафталина).

В летных исследованиях в первую очередь измерялись акустические возмущения (уровень шума), создаваемые планером в полете [14]. Микрофон устанавливался на державке перед носовой частью планера и подсоединялся к шумомеру, находившемуся в задней кабине планера. Показания шумомера фиксировались на бумаге непосредственно в полете. Кроме того, сигнал шумомера записывался на магнитофон для последующего анализа частотного состава шума на земле в лабораторных условиях. Полученные результаты сравнивались с уровнем шума в малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 ИТПМ. При измерениях шума в трубе микрофон размещался вдоль оси рабочей части трубы. Установлено, что при скорости полета 25 м/с уровень шума планера составляет приблизительно 80 дБ, а уровень шума в трубе — 91 дБ.

Затем были проведены основные летные исследования с помощью термоанемометров [8–14]. В первую очередь был измерен уровень турбулентных пульсаций в атмосфере (степень турбулентности набегающего потока). Датчик термоанемометра устанавливался на державке перед носовой частью кабины планера. Первоначальная тарировка датчика проводилась заранее в аэродинамической трубе Т-324 ИТПМ. В полете имелась возможность проводить дополнительную тарировку термоанемометра по известной скорости планера. Измерительная аппаратура размещалась в задней кабине планера, все измерения в полетах выполнялись автором данной работы. Пилот управлял планером из передней кабины.

Летные измерения уровня турбулентных пульсаций в атмосфере [8, 9, 14] проводились термоанемометром DISA 55D01. Сигнал термоанемометра подавался на блок частотных фильтров DISA 55D25 с полосой пропускания $1 \div 5000$ Гц и затем на интегрирующий вольтметр DISA 55D35, находившийся в задней кабине планера. Показания этого вольтметра (среднеквадратичное значение амплитуды пульсаций) и показания вольтметра, встроенного в термоанемометр (средний уровень сигнала), фиксировались оператором на бумаге. Кроме того, сигнал термоанемометра записывался на магнитофон для последующего анализа частотного состава сигнала на земле в лабораторных условиях. Скорость и высота полета планера определялись оператором с помощью указателя скорости и высотомера на приборной доске в задней кабине планера.

Исследования процесса развития возмущений в области ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое на крыле планера также выполнялись с помощью термоанемометрической аппаратуры [8, 9, 14]. Использовался термоанемометр ТПС-2М, разработанный и изготовленный в ИТПМ. Датчики термоанемометра закреплялись на крыле таким

образом, чтобы чувствительный элемент датчика (позолоченная вольфрамовая нить диаметром 6 мкм и длиной 1,5 мм) находился в пограничном слое на расстоянии приблизительно 0,5 мм от поверхности крыла. Кабели, соединявшие датчик с термоанемометром, закреплялись на поверхности крыла и далее заводились в кабину планера. В полете оператор поочередно подключал датчики к термоанемометру. Сигнал термоанемометра записывался на магнитофон, для того чтобы в лабораторных условиях на земле определить частотный состав записанных колебаний. Кроме того, в кабине планера к термоанемометру подключался осциллограф. По форме сигнала на экране осциллографа оператор определял состояние пограничного слоя в данной точке. После приземления датчики переклеивались в другие точки на поверхности крыла, и эксперимент повторялся. При этом скорость полета планера в экспериментах поддерживалась постоянной.

Летные исследования [8, 9, 14] проводились в различных условиях: на разных высотах, в частности на предельно малой высоте $1 \div 2$ м, в кучевых облаках и вдали от них, в условиях невозмущенной и возмущенной атмосферы, при наличии большого количества восходящих и нисходящих потоков. В тех случаях, когда проводились измерения в облаках, планер сначала набирал необходимую высоту вдали от облака, в восходящих потоках или на буксире за самолетом, а затем в режиме прямолинейного планирования пересекал облако. Для проведения измерений вблизи поверхности земли на высоте $H = 1 \div 2$ м сначала в пикировании с большой высоты планер набирал необходимый запас скорости ($200 \div 220$ км/ч), обеспечивавший его полет над землей со скоростью 90 км/ч (25 м/с) в течение $10 \div 15$ с, что достаточно для записи сигнала термоанемометра. При фиксированных положениях датчиков и одних и тех же параметрах записывающей и анализирующей аппаратуры измерения проводились сначала в слабовозмущенной атмосфере, а затем в зоне с повышенной турбулентностью, что позволило провести качественное сравнение полученных результатов.

Результаты летных исследований. Проводились исследования атмосферной турбулентности и структуры течения в пограничном слое на крыле планера.

Измерения атмосферной турбулентности. Результаты измерений уровня турбулентных пульсаций в атмосфере (уровня пульсаций относительно скорости полета, составлявшей 25 м/с), описанных в работах [8, 9, 14], приведены на рис. 2. Первые полеты выполнялись в июле 1980 г. В середине дня, при наличии кучевых облаков и большого количества восходящих и нисходящих потоков относительный уровень пульсаций на высоте $H = 100 \div 1200$ м колебался в диапазоне $\varepsilon = 0,2 \div 0,4$ %. При $H < 100$ м амплитуда пульсаций резко увеличивалась и на высоте $H = 50$ м составляла $\varepsilon = 0,67$ %. В кучевом облаке амплитуда пульсаций увеличивалась до значения $\varepsilon = 0,97 \div 1,40$ % и в 1,5–2 раза превышала амплитуду вблизи облака. Следующий полет выполнялся вечером в отсутствие ветра и облаков. Результаты измерений показывают (см. рис. 2), что амплитуда пульсаций на высотах $H = 100 \div 1000$ м колеблется в прежнем диапазоне и значительно увеличивается вблизи поверхности земли. Измерения, проведенные в сентябре 1985 г., показали, что осенью турбулентность уменьшается до значений $\varepsilon = 0,1 \div 0,2$ % на высотах $H > 200$ м.

В рассматриваемом случае степень турбулентности потока представляет собой отношение среднеквадратичного значения амплитуды турбулентных пульсаций в атмосфере к средней скорости полета [15]. Для сравнения полученных результатов с известными данными необходимо использовать абсолютное значение амплитуды вихревых пульсаций в атмосфере.

Абсолютное значение амплитуды пульсаций, полученное в настоящей работе, составляет $0,03 \div 0,35$ м/с. Этот результат совпадает с данными измерений, полученными с помощью термоанемометра вдали от облаков и в околооблачном пространстве в работе [4] ($0,18 \div 0,32$ м/с). В работе [2] амплитуда пульсаций скорости ветра измерялась с помо-

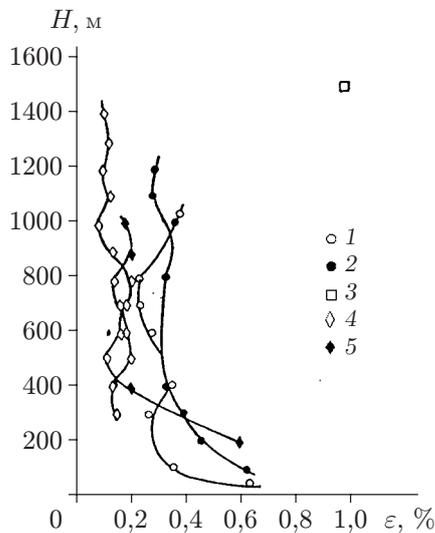


Рис. 2

Рис. 2. Уровни турбулентных пульсаций в атмосфере, полученные в полетах при различных условиях:

1, 2 — вдали от облака (июль 1980 г.), 3 — в кучевом облаке (июль 1980 г.), 4, 5 — штитель, в отсутствие облаков (сентябрь 1985 г.)

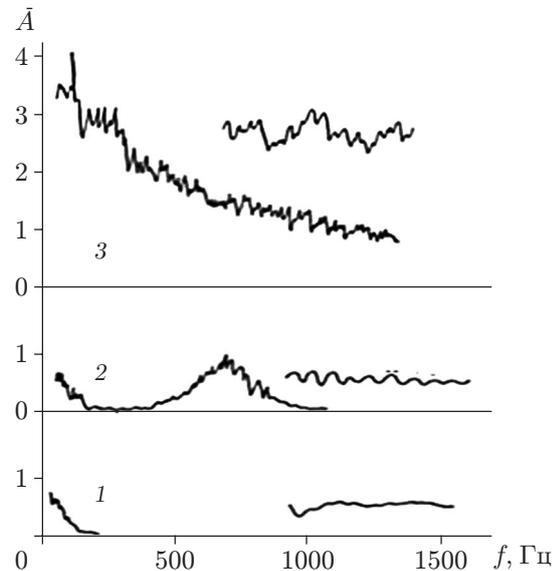


Рис. 3

Рис. 3. Частотные спектры и осциллограммы пульсаций в различных точках поверхности крыла планера в области ламинарно-турбулентного перехода при полете в слабозмущенной атмосфере:

1 — $x = 480$ мм ($\bar{x} = 0,36$), 2 — $x = 505$ мм ($\bar{x} = 0,38$), 3 — $x = 555$ мм ($\bar{x} = 0,41$)

щью чашечных анемометров, установленных на аэростатных зондах. Абсолютная величина пульсаций составляла $0,1 \div 2,0$ м/с, причем, как и в настоящей работе, максимальные значения достигались вблизи поверхности земли.

Результаты, полученные в данной работе, и результаты других работ находятся в одном и том же диапазоне, что свидетельствует об их достоверности. Таким образом, при скорости полета 25 м/с в атмосфере относительный уровень мелкомасштабных турбулентных пульсаций в диапазоне частот $f = 1 \div 5000$ Гц составлял $\varepsilon = 0,1 \div 1,4$ %, что значительно больше, чем при той же скорости в малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 ИТПМ.

Следует отметить, что при полете в атмосфере измеренное значение степени турбулентности потока зависит от скорости. При изменении скорости полета изменяется также измеряемая степень турбулентности ε . Увеличение скорости полета приводит к ее уменьшению. Например, в условиях крейсерского полета самолета ТУ-154 со скоростью 900 км/ч степень турбулентности на порядок меньше, чем при измерениях в полете со скоростью 90 км/ч [15].

Структура течения в пограничном слое на крыле планера. Исследования процесса ламинарно-турбулентного перехода, наблюдавшегося в полете в пограничном слое на крыле планера, описаны в работах [8–11, 14]. На рис. 3 приведены частотные спектры и осциллограммы пульсаций потока в пограничном слое в трех точках на верхней поверхности крыла при полете со скоростью 25 м/с вдали от облаков на высоте 900 м. Результаты измерений для ламинарного, переходного и турбулентного состояний пограничного слоя

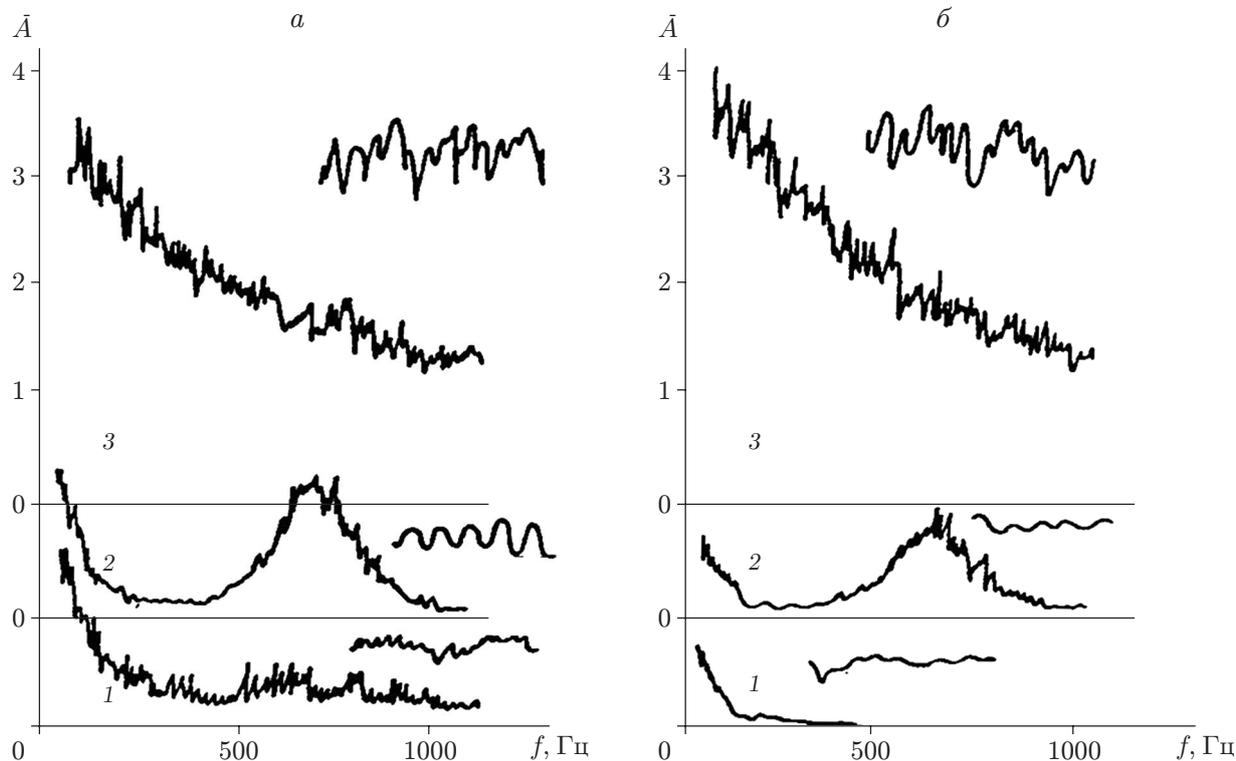


Рис. 4. Спектры частоты и осциллограммы пульсаций в различных точках поверхности крыла планера в области ламинарно-турбулентного перехода при полете в кучевом облаке (*а*) и в слабовозмущенной атмосфере (*б*):

1 — $x = 480$ мм ($\bar{x} = 0,36$), 2 — $x = 505$ мм ($\bar{x} = 0,38$), 3 — $x = 555$ мм ($\bar{x} = 0,41$)

показывают, что при переходе от ламинарного течения к турбулентному в пограничном слое возникает пакет волн неустойчивости, как и в экспериментах на моделях крыльев в малотурбулентной аэродинамической трубе. Такой же механизм ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое на крыльях зафиксирован в летных экспериментах, описанных в работах [16–18].

В летных исследованиях [14] установлено, что средняя частота нарастающих колебаний зависит от скорости полета. Эта частота равна $f = 650$ Гц при скорости 25 м/с и $f = 1550$ Гц при увеличении скорости полета до 50 м/с. Следует отметить, что в набегающем потоке основная энергия возмущений сосредоточена на значительно меньших значениях частоты ($f \leq 300$ Гц) при скорости полета 25 м/с.

Далее были проведены летные исследования структуры течения в пограничном слое на крыле планера в полете в условиях повышенной атмосферной турбулентности, в кучевых облаках [8, 9, 14]. Как указывалось выше, измерения проводились сначала в полете в слабовозмущенной атмосфере вдали от облака, а затем в полете внутри облака при одних и тех же параметрах записывающей аппаратуры, что позволило провести качественное сравнение полученных результатов (рис. 4). В полете в облаке в пограничном слое также возникает пакет волн неустойчивости, при этом амплитуда пульсаций на ламинарном участке пограничного слоя возрастает. Увеличивается также амплитуда волн неустойчивости, развивающихся в пограничном слое, при этом механизм перехода не меняется. Аналогичные результаты получены в полетах на малой высоте ($H = 1 \div 2$ м).

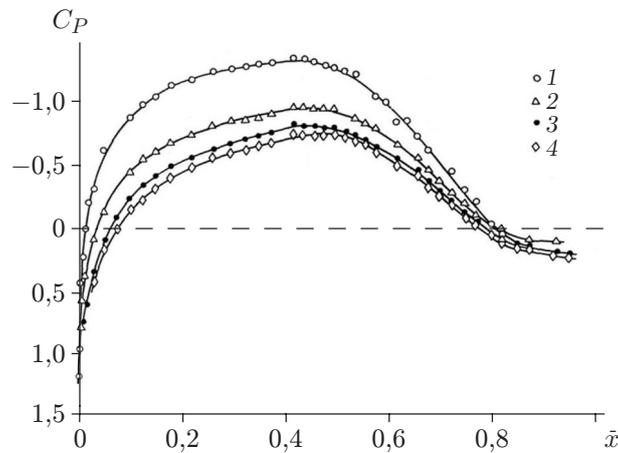


Рис. 5. Распределение статического давления на манжете при различных значениях скорости полета v :

1 — $v = 25$ м/с (90 км/ч), 2 — $v = 33$ м/с (120 км/ч), 3 — $v = 42$ м/с (150 км/ч), 4 — $v = 50$ м/с (180 км/ч)

Исследования состояния пограничного слоя в полете проводились не только на подветренной (верхней) поверхности крыла планера, но и на его наветренной (нижней) поверхности [11]. Установлено, что механизмы перехода от ламинарного течения к турбулентному на верхней и нижней поверхностях крыла одинаковы. Переход происходит в результате развития пакета волн неустойчивости в пограничном слое. Средняя частота пакета на нижней поверхности крыла при скорости полета 25 м/с значительно меньше и составляет $f = 303$ Гц, тогда как на верхней поверхности крыла эта частота равна $f = 650$ Гц.

В работе [11] описаны также эксперименты в малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 ИТПМ на модели крыла планера, уменьшенной в пять раз. Установлено, что при скорости потока 25 м/с средние частоты волновых пакетов на верхней и нижней поверхностях крыла составляют 1940 и 910 Гц соответственно. Как и в полете, эти частоты различаются приблизительно в 2,1 раза.

Исследования на манжете (отсеке крыла) летающей лаборатории в полете и в аэродинамической трубе. На рис. 1 видно, что на манжете (съемном отсеке крыла) имеются области ламинарного и турбулентного течений. Визуализация проводилась методом сублимирующего покрытия [10, 14]: перед взлетом вся поверхность манжеты покрывалась нафталином, который разводился в ацетоне и с помощью краскопульта наносился на манжету. В полете нафталин быстрее улетучивался с той части поверхности, где пограничный слой находился в турбулентном состоянии. На участке ламинарного пограничного слоя покрытие сохранилось. Визуализация дает возможность определить положение зоны ламинарно-турбулентного перехода.

В полете измерялось статическое давление на поверхности манжеты при скорости полета $90 \div 180$ км/ч (рис. 5). При увеличении скорости полета уменьшается угол атаки крыла, поэтому при различных скоростях полета данные различаются [14]. Манжета имеет форму с ламинарным профилем Вортмана FX-67-170, в носовой части которого имеется протяженная зона отрицательного (благоприятного) градиента давления, что обеспечивает ламинарное обтекание. Переход к турбулентности в пограничном слое происходит в задней части крыла в зоне положительного (неблагоприятного) градиента давления.

Исследования структуры течения в пограничном слое на манжете проводились так же, как на крыле планера [12–14]. Сигнал установленных на крыле датчиков термоанемо-

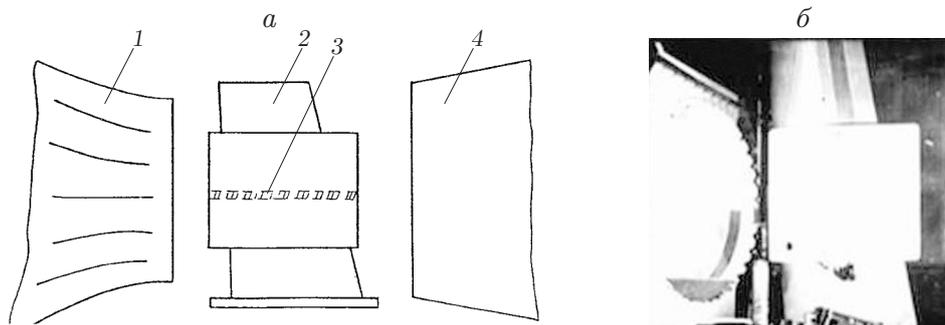


Рис. 6. Схема эксперимента (а) и крыло летающей лаборатории (б) в аэродинамической трубе:

1 — сопло, 2 — крыло, 3 — область измерений, 4 — диффузор

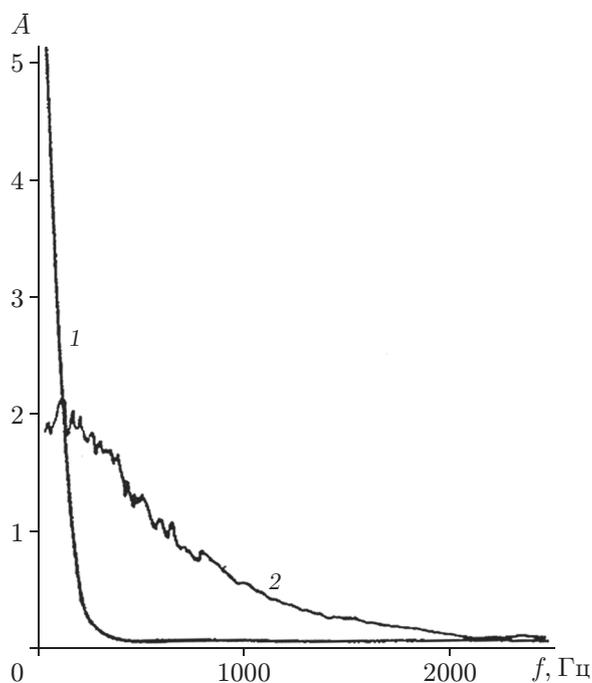


Рис. 7. Спектры частоты пульсаций набегающего потока в полете (1) и в аэродинамической трубе (2) при скорости полета 25 м/с

метра записывался на магнитофон для последующего анализа в лабораторных условиях. Оператор на борту отсутствовал, так как задняя кабина была занята манометрами для измерения статического давления на поверхности манжеты. Термоанемометр включался заранее перед взлетом, однако запись сигнала на магнитофон проводилась только в полете. Пилот включал магнитофон после отцепки летающей лаборатории от самолета-буксировщика и выхода на заданный режим полета со скоростью 25 м/с.

Помимо летных исследований проводились эксперименты на той же манжете крыла в промышленной аэродинамической трубе с открытой рабочей частью, имеющей сопло эллиптической формы размером $4,0 \times 2,3$ м (рис. 6). Крыло устанавливалось в аэродинамической трубе под таким углом атаки, чтобы распределение статического давления на поверхности манжеты было таким же, как в полете. Скорость потока задавалась такая же, как в полете. Это позволило сравнить характеристики течения в пограничном слое

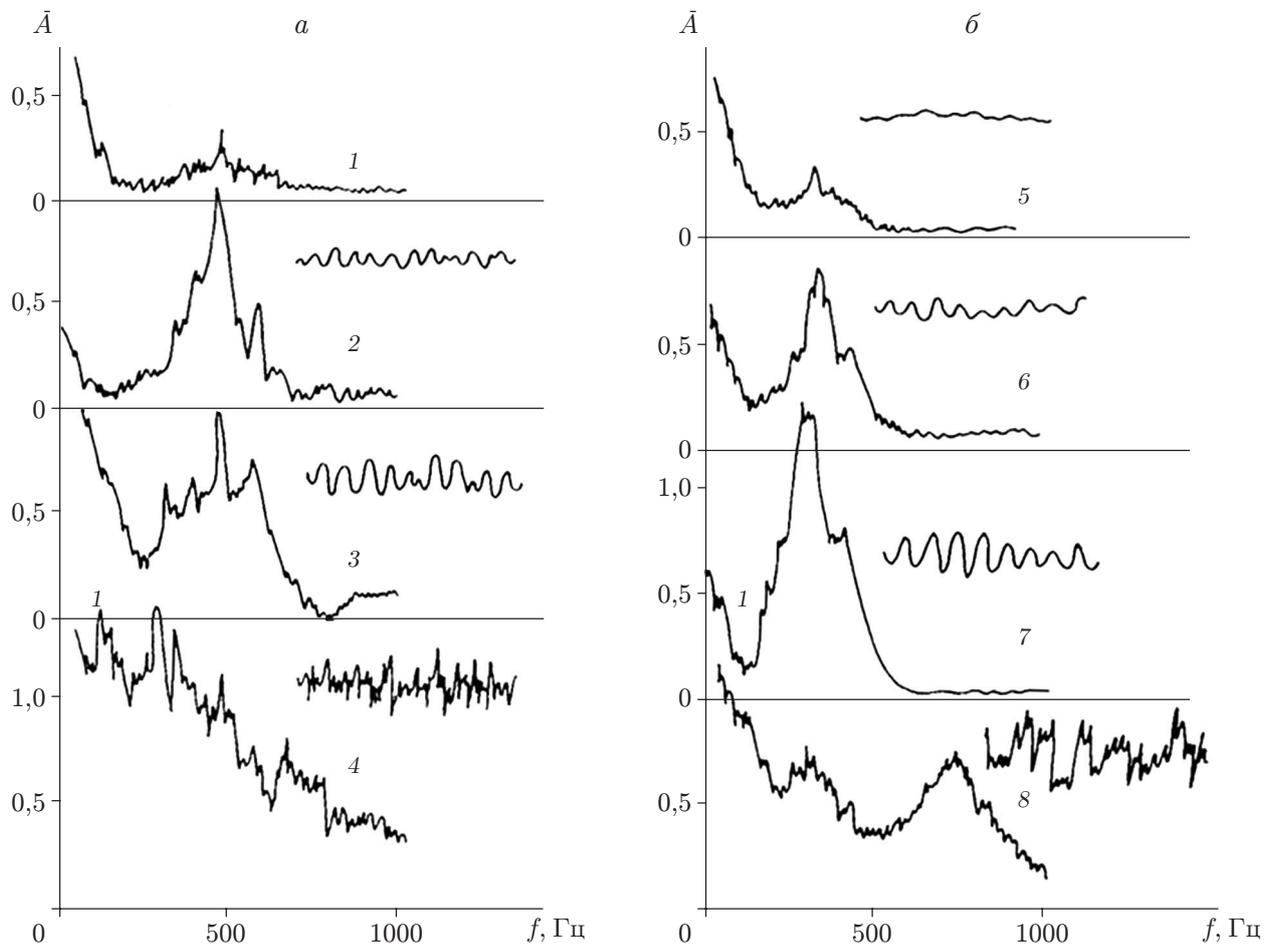


Рис. 8. Спектры частоты и осциллограммы пульсаций в различных точках поверхности манжеты в области ламинарно-турбулентного перехода, полученные в полете (*a*) и в аэродинамической трубе (*б*):

1 — $\bar{x} = 0,52$, 2, 5 — $\bar{x} = 0,54$, 3, 7 — $\bar{x} = 0,56$, 4, 8 — $\bar{x} = 0,58$, 6 — $\bar{x} = 0,55$

на одном и том же крыле в полете и в аэродинамической трубе при натуральных числах Рейнольдса. Результаты измерений [12–14] показывают, что амплитуда продольных пульсаций в этой установке в диапазоне скоростей потока $10 \div 50$ м/с составляет $\varepsilon = 0,3 \div 0,4$ %, т. е. имеет приблизительно такое же значение, как при полете в слабовозмущенной атмосфере. Вместе с тем частотные составы пульсаций набегающего потока в полете и в трубе существенно различаются (рис. 7). Если в полете со скоростью 25 м/с основная энергия пульсаций соответствует частотам $f < 300$ Гц, то в трубе частота пульсаций составляет $f < 2$ кГц. При таком уровне внешних возмущений пограничный слой на передней части крыла является ламинарным, а переход к турбулентности на манжете происходит на расстоянии, приблизительно равном 58 % длины хорды. Как и в полете, в трубе наблюдается механизм ламинарно-турбулентного перехода путем образования и развития пакета волн неустойчивости в пограничном слое (рис. 8). Установлено, что механизмы перехода одинаковы, а средние значения частот пакетов волн неустойчивости близки.

Умеренный уровень турбулентности потока ($0,3 \div 0,4$ %) в промышленных аэродинамических трубах данного класса не является препятствием для моделирования и изучения процессов перехода от ламинарного течения к турбулентному в пограничном слое на ре-

альных крыльях [13–15]. Результаты работы [16], полученные в аэродинамической трубе с уровнем турбулентности набегающего потока $\varepsilon = 0,8 \%$, показывают, что в этом случае структура течения на реальном крыле значительно отличается от наблюдавшейся в полете.

Заключение. Получены натурные данные о развитии возмущений в пограничном слое на крыльях летательных аппаратов при малых дозвуковых скоростях полета. Экспериментально показано, что переход от ламинарного течения к турбулентному в пограничном слое происходит в результате развития волновых колебаний в виде пакета волн неустойчивости, аналогично тому как это наблюдается в экспериментах в малотурбулентных аэродинамических трубах. При полете в сильно возмущенной атмосфере (в облаках и на малой высоте) амплитуда пульсаций скорости потока на ламинарном участке пограничного слоя увеличивается, однако механизм перехода не меняется.

Проведены исследования обтекания одного и того же крыла в полете и в аэродинамической трубе при натуральных числах Рейнольдса. Показано, что в полете и в трубе механизм ламинарно-турбулентного перехода и протяженность ламинарного участка одинаковы. В обоих случаях переход к турбулентности в пограничном слое на крыловых профилях происходит в области положительного (неблагоприятного) градиента давления и в результате развития и разрушения пакета волн неустойчивости. Средние значения частоты волнового пакета в полете и в трубе близки.

Результаты экспериментов позволяют сделать вывод, что обнаружено новое физическое явление — самовозбуждение неустойчивых колебаний в пограничном слое в отсутствие внешнего воздействия. Возникновение такого волнового течения не зависит от восприимчивости пограничного слоя к возмущениям в набегающем потоке. Предполагается, что в данном случае имеет место самовозбуждение автоколебаний течения. Возможность появления такого вида колебаний в пограничных слоях описана в работах [19, 20]. Даже в отсутствие внешних возмущений амплитуда колебаний в пограничном слое увеличивается и происходит переход к турбулентности. Именно такие волновые колебания наблюдались в описанных в данной работе экспериментах на крыле планера.

ЛИТЕРАТУРА

1. Качанов Ю. С. Возникновение турбулентности в пограничном слое / Ю. С. Качанов, В. В. Козлов, В. Я. Левченко. Новосибирск: Наука. Сиб. отд-ние, 1982.
2. Воронцов П. А. Турбулентность и вертикальные токи в пограничном слое атмосферы. Л.: Гидрометеоиздат, 1966.
3. Shein C. M., Tennekes H., Lumley J. L. Airborne hot-wire measurements of the small-scale structure of atmospheric turbulence // *Phys. Fluids*. 1971. V. 14, N 2. P. 201–215.
4. Силаева В. И., Шметер С. М. Турбулентность внутри кучевых облаков и в их окрестностях // *Тр. Центр. аэрологич. обсерватории*. 1977. Вып. 128. С. 63–72.
5. Зозуля В. Б., Черановский О. Р. Управление ламинарным обтеканием крыла в свободном полете // *Гидромеханика*. 1972. Вып. 20. С. 3–7.
6. Герасимов Ю. Я., Грачев В. С., Кабуров И. С. и др. Исследование обтекания сечения крыла самолета в полете и в аэродинамической трубе // *Учен. зап. Центр. аэрогидродинам. ин-та*. 1982. Т. 13, № 3. С. 1–11.
7. Holms V. J., Obara C. J. Observations and implications of natural laminar flow on practical airplane surfaces // *J. Aircraft*. 1983. V. 20, N 12. P. 993–1006.
8. Занин Б. Ю., Козлов В. В. Натурные исследования структуры пограничного слоя // *Учен. зап. Центр. аэрогидродинам. ин-та*. 1983. Т. 14, № 6. С. 109–112.

9. **Zanin B. Yu.** Transition at natural conditions and comparison with the results of wind tunnel studies // Proc. of the 2nd IUTAM symp. on laminar-turbulent transition, Novosibirsk, July 9–13, 1984. Berlin: Springer-Verlag, 1985. P. 541–546.
10. **Занин Б. Ю.** Визуализация перехода в пограничном слое сублимирующимися покрытиями // Учен. зап. Центр. аэрогидродинам. ин-та. 1986. Т. 17, № 4. С. 84–89.
11. **Занин Б. Ю.** Структура пограничного слоя на нижней поверхности крыла в полете и в аэродинамической трубе // Учен. зап. Центр. аэрогидродинам. ин-та. 1991. Т. 22, № 3. С. 118–122.
12. **Занин Б. Ю.** Переход к турбулентности на крыле в полете и в аэродинамической трубе при одинаковых числах Рейнольдса // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. 1988. № 18, вып. 5. С. 51–53.
13. **Zanin B. Yu.** Transition of turbulence on a wing in flight and in a wind tunnel at the same Reynolds numbers // Soviet J. Appl. Phys. 1989. V. 3, N 2. P. 53–56.
14. **Занин Б. Ю.** Моделирование в аэродинамических трубах натурной структуры течения на крыловых профилях и управление их обтеканием: Дис ... д-ра техн. наук. Новосибирск, 1999.
15. **Бойко А. В., Кириловский С. В., Маслов А. А., Поплавская Т. В.** Инженерное моделирование ламинарно-турбулентного перехода: достижения и проблемы (обзор) // ПМТФ. 2015. Т. 56, № 5. С. 30–49.
16. **Пилипенко А. А.** Натурные исследования перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный // Методы аэрофизических исследований: Тез. докл. 4-й Всесоюз. шк., Новосибирск, 1986. Новосибирск: Ин-т теорет. и прикл. механики СО АН СССР, 1986. Вып. 4. С. 139.
17. **Ермолаев В. П., Киринов Ю. В., Озеров В. Н. и др.** Управление развитием возмущений в пограничном слое // Учен. зап. Центр. аэрогидродинам. ин-та. 1990. Т. 21, № 1. С. 1–10.
18. **Reeh A., Weismüller M., Tropea C.** In-flight investigation of transition under turbulent conditions on a laminar wing glove // AIAA J. 2014. V. 52, N 10. P. 2176–2189.
19. **Гольдштик М. А.** Гидродинамическая устойчивость и турбулентность / М. А. Гольдштик, В. Н. Штерн. Новосибирск: Наука. Сиб отд-ние, 1977.
20. **Гапонов С. А., Терехова Н. М.** Автоколебания, ответвляющиеся от нейтральной кривой в сверхзвуковом пограничном слое при $M = 2$ // Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Сер. Физика. 2016. Т. 11, № 3. С. 5–15.

*Поступила в редакцию 28/V 2020 г.,
после доработки — 28/V 2020 г.
Принята к публикации 29/VI 2020 г.*