

П.С. Лазнюк, А.И. Жданов, П.М. Виноградский

## ВЛИЯНИЕ ЛИВНЕВЫХ ОСАДКОВ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

*Проведены экспериментальные исследования аэродинамических характеристик модели самолета в условиях моделируемых ливневых осадков в аэродинамической трубе ТАД-2 КМУГА (Киевского международного университета гражданской авиации).*

Атмосферная прямоточная аэродинамическая труба ТАД-2 имеет расположенную в камере Эйфеля закрытую восьмиугольную рабочую часть со щелевыми стенками. Сечение рабочей части  $4 \times 2,5$  м, площадь – 9, 1 м<sup>2</sup>. На рис. 1 показан общий вид модели в рабочей части.

При исследовании аэродинамических характеристик модели самолета в условиях ливневых осадков использовалась установка для моделирования ливневых осадков. Установка представляет собой размещенный в форкамере трубы цилиндрический коллектор с тремя рядами штуцеров, смонтированный в подшипниках и снабженный приводом, обеспечивающим его колебания вокруг продольной оси цилиндра. На штуцеры крепятся быстросъемные форсунки с прямолинейным цилиндрическим каналом различного диаметра. Заданная интенсивность и равномерность поля водности в рабочей части трубы достигаются путем изменения положения установки в форкамере трубы, угла наклона коллектора в вертикальной плоскости и амплитуды колебаний – в горизонтальной, а также давления воды в коллекторе. Спектр размеров капель зависит от диаметра форсунок. О структуре моделируемых интенсивных ливневых осадков, получаемых в рабочей части трубы ТАД-2 при реализуемых в процессе эксперимента скоростях потока, можно судить по спектру размеров капель (рис. 2) и по равномерности поля водности в месте расположения модели (рис. 3). На рис. 2 (кривые 1, 2, 3) показано распределение водности  $w$  по размерам капель, создаваемых форсунками с диаметром канала 1,0, 1,5 и 2,0 мм. Методика оценки размеров капель рассмотрена в работе [1]. Зависимости 4, 5 и 6 показывают распределение водности по размерам капель в реальном дожде различной интенсивности [2]. Из сравнения зависимостей 1, 2, 3 с зависимостями 4, 5 и 6 следует, что использование форсунок диаметром 1,0, 1,5 и 2,0 мм позволяет получить распределение капель по размерам, достаточно близкое к имеющему место в реальном дожде соответствующей интенсивности.

Изменение поля водности моделируемых ливневых осадков в месте расположения модели, показанное на рис. 3 для интенсивности  $h = 1200$  мм/ч и диаметра форсунок  $d = 2$  мм, указывает на удовлетворительную равномерность. Следует отметить определенные трудности в обеспечении более равномерного распределения водности. При экспериментальном исследовании аэродинамических характеристик модели интенсивность осадков изменялась до  $h = 1700$  мм/ч.

В качестве исследуемой модели использовалась одна из продувочных моделей самолета Ту-204 ЦАГИ, изготовленная в масштабе 1: 26,8. Характерной особенностью модели являлось выполненные из стали крыло с закрылками и предкрылками, а также оперение, что обеспечило сохранение геометрических характеристик при продувках в условиях интенсивных ливневых осадков.

Аэродинамические силы и моменты измерялись на шестикомпонентных электротензометрических весах БКЭТВ с ленточной подвеской модели.

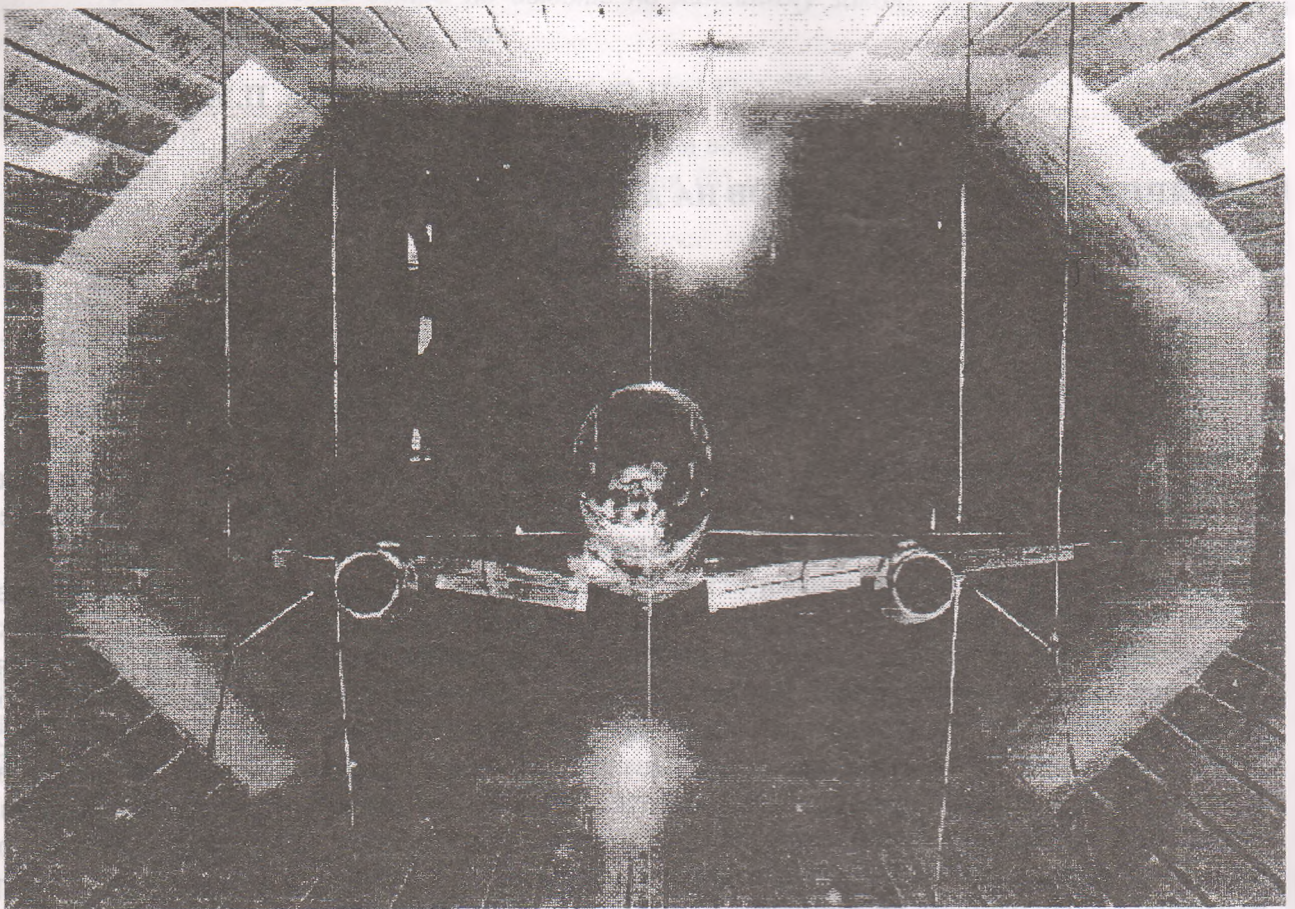


Рис. 1. Общий вид модели в рабочей части ТАД-2

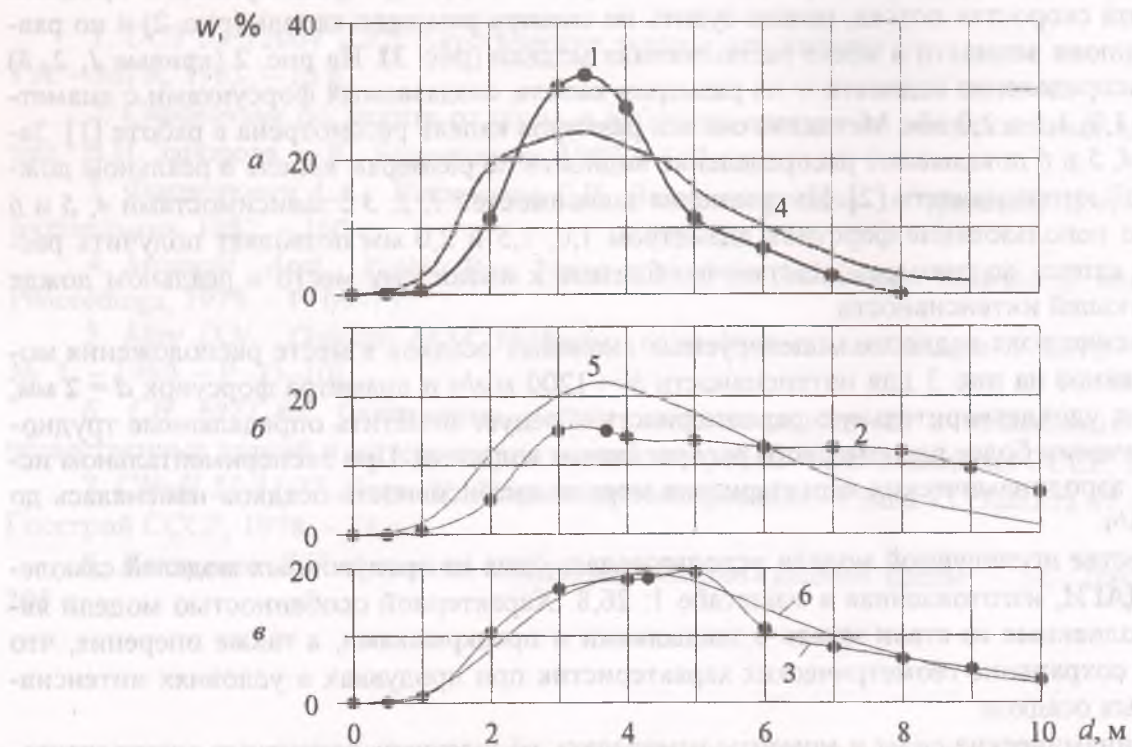


Рис. 2. Спектр размеров капель, создаваемых установкой:

*a* - интенсивность  $h = 600 \text{ мм/ч}$ ; *б* -  $h = 1000 \text{ мм/ч}$ ; *в* -  $h = 2000 \text{ мм/ч}$ ;  
 —■— - эксперимент, ——— - реальный дождь

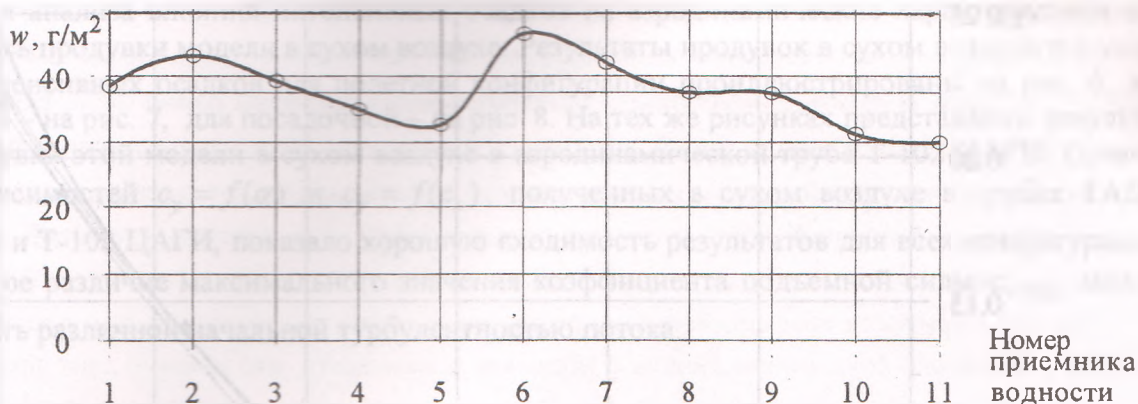


Рис. 3. Распределение влажности по сечению рабочей части в месте установки модели;  $h = 1200$  мм/ч  
 —○— - замер; — - среднее значение

С целью контроля работы электротензометрических весов БКЭТВ и определения эффективной косизны потока в рабочей части аэродинамической трубы проведено (как вспомогательное) исследование аэродинамических характеристик эталонного крыла. Модель крыла стальная с геометрическими характеристиками: удлинение  $\lambda = 5$ , стреловидность  $\chi = 0$ , хорда  $b = 295$  мм постоянная по размаху, размах крыла  $l = 1510$  мм. Эталонное крыло продувалось в аэродинамической трубе Т - 102 ЦАГИ и в аэродинамических трубах такого же класса АТ - 1 и А - 6 других организаций. Результаты исследований аэродинамических характеристик эталонного крыла в ТАД - 2 КМУГА и сравнение с результатами исследований в других трубах показаны на рис. 4, 5. Значения среднеквадратичных отклонений аэродинамических коэффициентов при продувках эталонного крыла составили: для коэффициентов сопротивления  $c_x$  в области  $c_{x \min}$   $\sigma_{c_x} \leq 0,001$ , в области  $c_{x \max}$   $\sigma_{c_x} = 0,007$ ; для коэффициентов подъемной силы в области малых значений  $c_y$   $\sigma_{c_y} = (0 \dots 0,013)$ , в области  $c_{y \max}$   $\sigma_{c_y} \leq 0,022$ ; для коэффициента момента тангажа  $\sigma_{m_z} \leq 0,007$  – во всем диапазоне углов атаки. Погрешность установки угла атаки с помощью  $\alpha$ -механизма не превышала  $\pm 3'$ .

Сравнение результатов исследования показывает, что зависимости аэродинамических коэффициентов, полученные в результате продувок эталонного крыла в трубе ТАД - 2, удовлетворительно ложатся на экспериментальные зависимости, полученные в других трубах. Можно отметить, что в области углов атаки, на которых имеют место срывные явления, коэффициент сопротивлений по продувкам в ТАД - 2 начинает увеличиваться быстрее, чем при продувках в других трубах, что может зависеть от начальной турбулентности в аэродинамических трубах.

Исследование аэродинамических характеристик модели выполнено в условиях моделирования ливневых осадков при трех значениях интенсивности:  $h_1 = 600$  мм/ч,  $h_2 = 1000$  мм/ч и  $h_3 = 1700$  мм/ч. Наиболее широкая программа исследований выполнена для интенсивности  $h_2 = 1000$  мм/ч для трех конфигураций: полетной, взлетной и посадочной. Выбор такой интенсивности объясняется тем, что такая максимальная интенсивность зафиксирована в аэропортах бывшего СССР (Кисловодск). Продувки проводились при числах Рейнольдса, вычисленных по САХ крыла, равных  $Re = (0,5 \dots 0,8) \times 10^6$ . Значения аэродинамических нагрузок фиксировались как при увеличении угла атаки ("прямой ход"), так и при его уменьшении ("обратный ход"). Воспроизводимость результатов на прямом и обратном ходе хорошая.

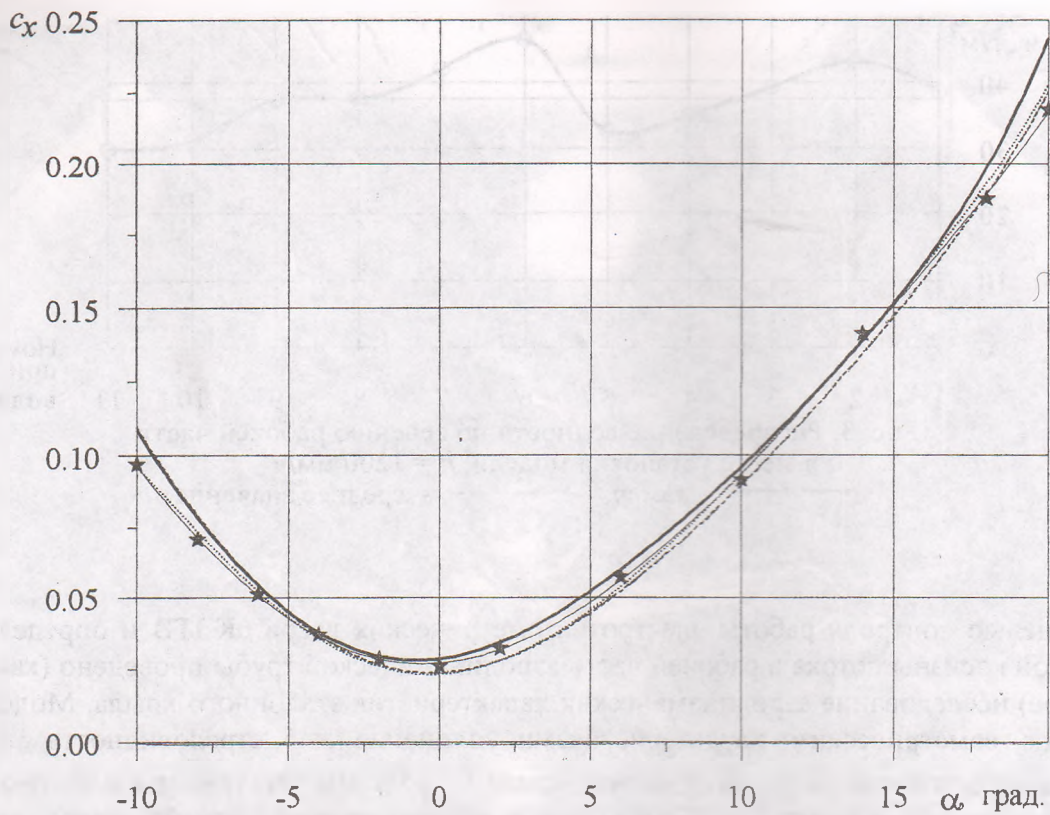


Рис. 4. Сравнение зависимостей  $c_x = f(\alpha)$  контрольного крыла, полученных в различных аэродинамических трубах

— TAД-2; - - T-102; \* - A-6; — AT-1

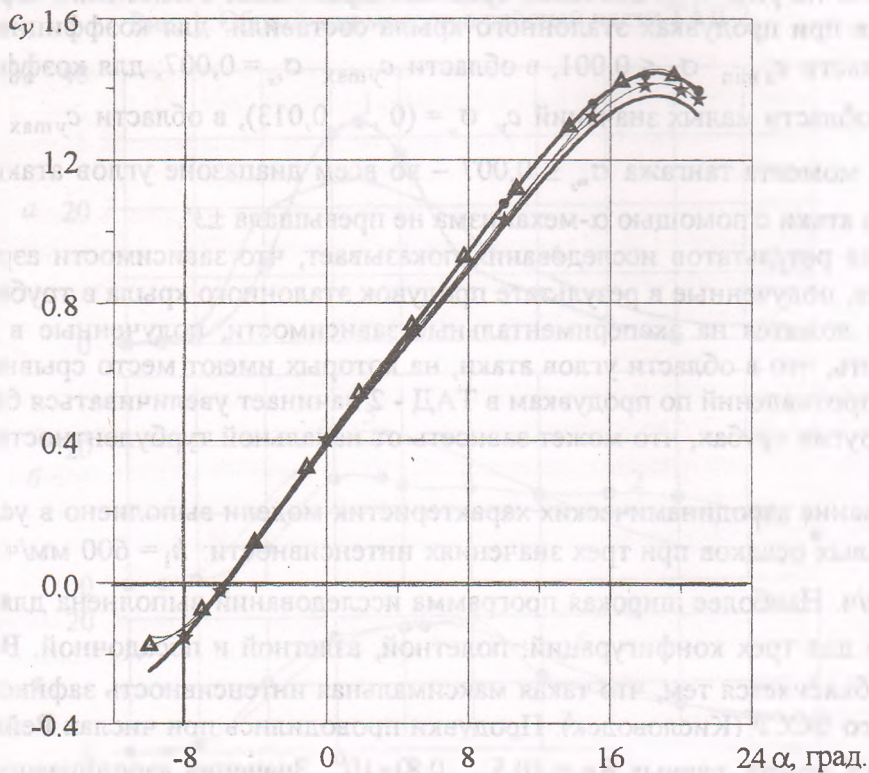


Рис. 5. Сравнение зависимостей  $c_y = f(\alpha)$  контрольного крыла, полученных в различных аэродинамических трубах

TAД-2: — - трубное положение; —●— - летное положение  
 ▲ - T-102; \* - A-6; — AT-1

Для анализа влияния интенсивных осадков на аэродинамические характеристики выполнялись продувки модели в сухом воздухе. Результаты продувок в сухом воздухе и в условиях интенсивных осадков для полетной конфигурации проиллюстрированы на рис. 6, для взлетной – на рис. 7, для посадочной – на рис. 8. На тех же рисунках представлены результаты продувки этой модели в сухом воздухе в аэродинамической трубе Т-102 ЦАГИ. Сравнение зависимостей  $c_y = f(\alpha)$  и  $c_y = f(c_x)$ , полученных в сухом воздухе в трубах ТАД-2 КМУГА и Т-102 ЦАГИ, показало хорошую сходимость результатов для всех конфигураций. Некоторое различие максимального значения коэффициента подъемной силы  $c_{y\max}$  можно объяснить различной начальной турбулентностью потока.

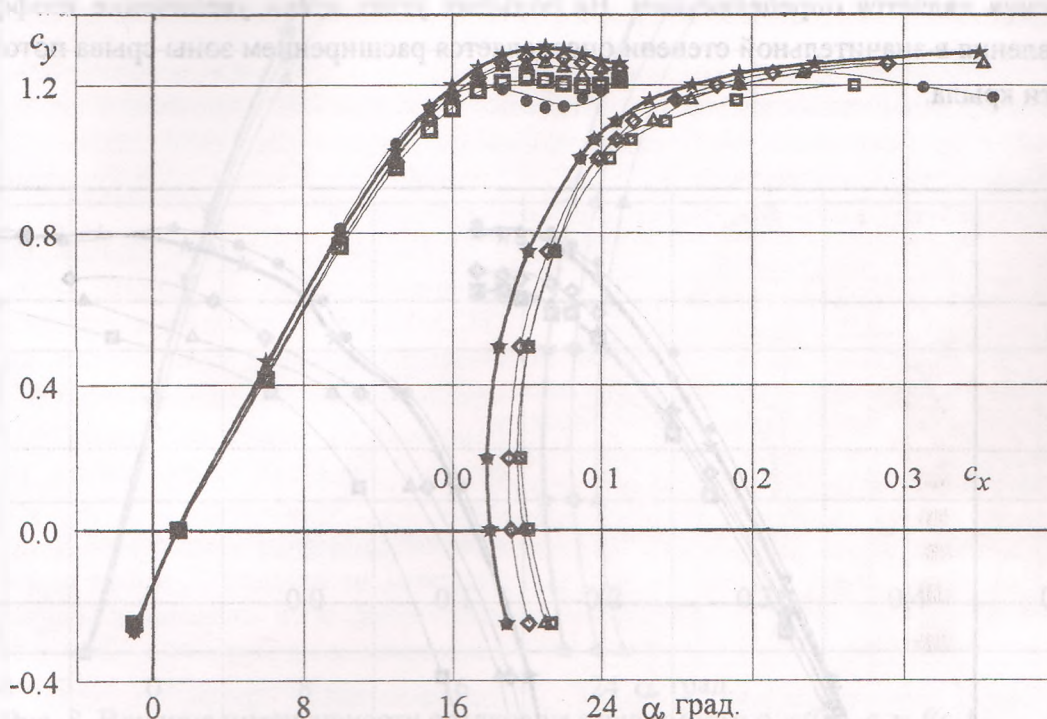


Рис. 6. Влияние интенсивности осадков на зависимости  $c_x = f(\alpha)$ ,  $c_y = f(c_x)$ .

Полетная конфигурация: —●— Т-102; —★— ТАД-2,  $h = 0$   
 —◆—  $h = (600 \dots 700)$  мм/ч; —▲—  $h = (1000 \dots 1100)$  мм/ч; —■—  $h = 1700$  мм/ч  
 р

Из анализа зависимостей коэффициентов подъемной силы от угла атаки в различных конфигурациях (рис. 6, 7, 8) следует, что при увеличении интенсивности ливневых осадков коэффициент подъемной силы уменьшается во всем диапазоне углов атаки, иначе говоря, с увеличением интенсивности осадков уменьшается производная  $c_y^\alpha$  и значение максимального коэффициента подъемной силы  $c_{y\max}$ . Так, при интенсивности осадков  $h = 1000$  мм/ч значение максимального коэффициента подъемной силы  $c_{y\max}$  уменьшилось в полетной конфигурации на 3%, во взлетной и посадочной – приблизительно на 8 ... 9%. Из графиков (рис. 6, 7, 8) видно, что критический угол атаки в условиях ливневых осадков уменьшается на 1 ... 2°.

Анализ зависимостей  $c_y = f(c_x)$  (рис. 6, 7, 8) показывает, что при увеличении интенсивности осадков коэффициент сопротивления возрастает. Так, при интенсивности осадков  $h = 1000$  мм/ч во взлетной конфигурации при углах атаки  $\alpha \approx 0$  коэффициент сопротивления

увеличился приблизительно на 30%, на углах атаки  $\alpha \approx (4 \dots 5)^\circ$  – на 35%, на угле атаки  $\alpha = 12^\circ$  – на 27%. Для посадочной конфигурации при интенсивности  $h = 1000$  мм/ч в диапазоне углов атаки  $\alpha = (-4 \dots +5)^\circ$  прирост сопротивления составил около 20%. Возрастание сопротивления обусловлено, с одной стороны, возрастанием шероховатости поверхности за счет волнистости водяной пленки и определенной высоты всплесков пленки в процессе соударения капель с пленкой воды и поверхностью модели, а, с другой, – потерей импульса при столкновении капель дождя с поверхностью модели.

Расчеты прироста коэффициента сопротивления от потери импульса при рассмотрении модели неупругого соударения капель с моделью показывают, что именно этот прирост сопротивления является определяющим. На больших углах атаки увеличение коэффициента сопротивления в значительной степени определяется расширением зоны срыва потока на поверхности крыла.

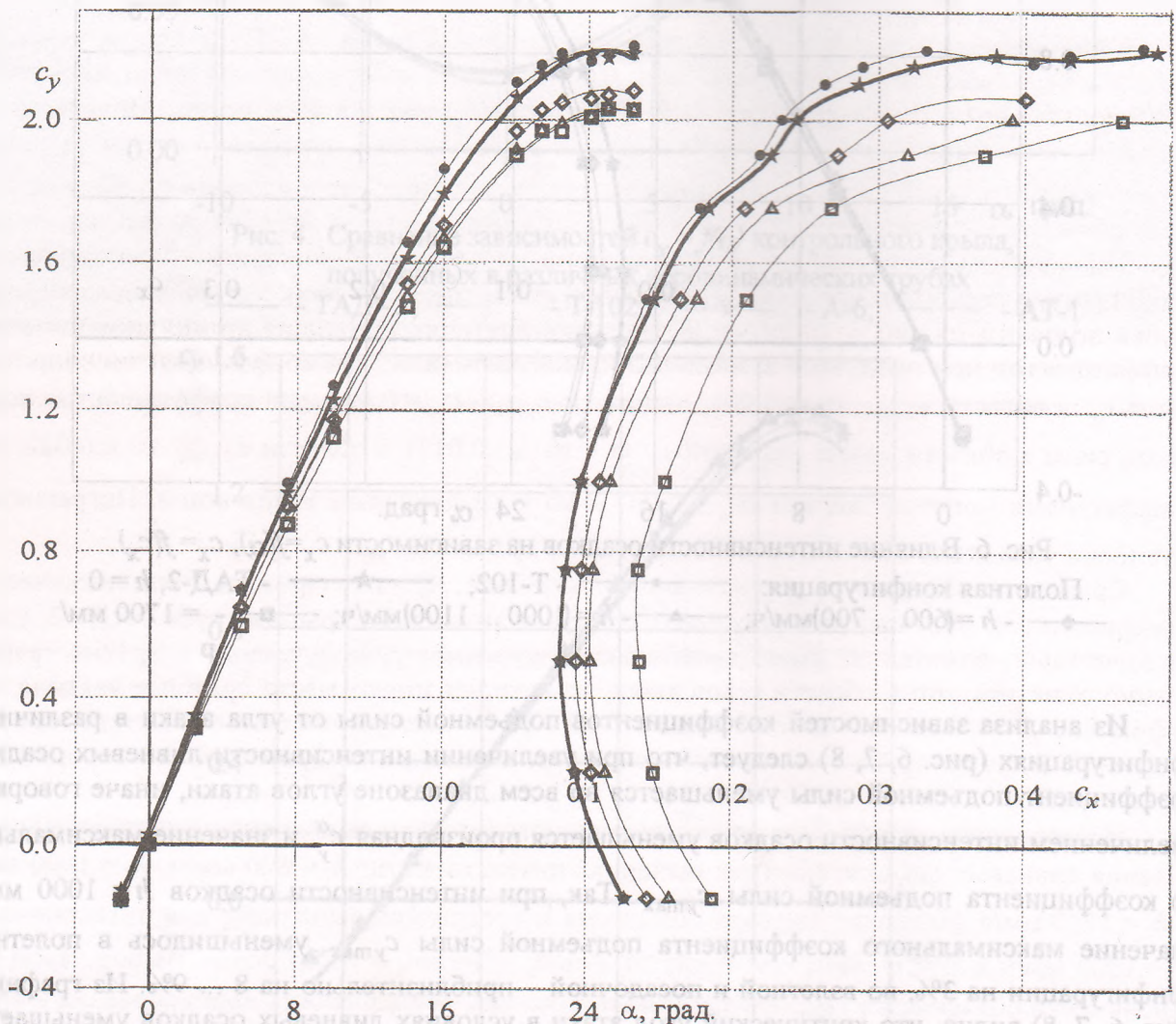


Рис. 7. Влияние интенсивности осадков на зависимости  $c_y=f(\alpha)$ ,  $c_x=f(\alpha)$ .

Взлетная конфигурация: —●— - Т-102; —★— - ТАД-2,  $h = 0$   
 —◇— -  $h = (600 \dots 700)$  мм/ч; —△— -  $h = (1000 \dots 1100)$  мм/ч; —□— -  $h = 1700$  мм/ч

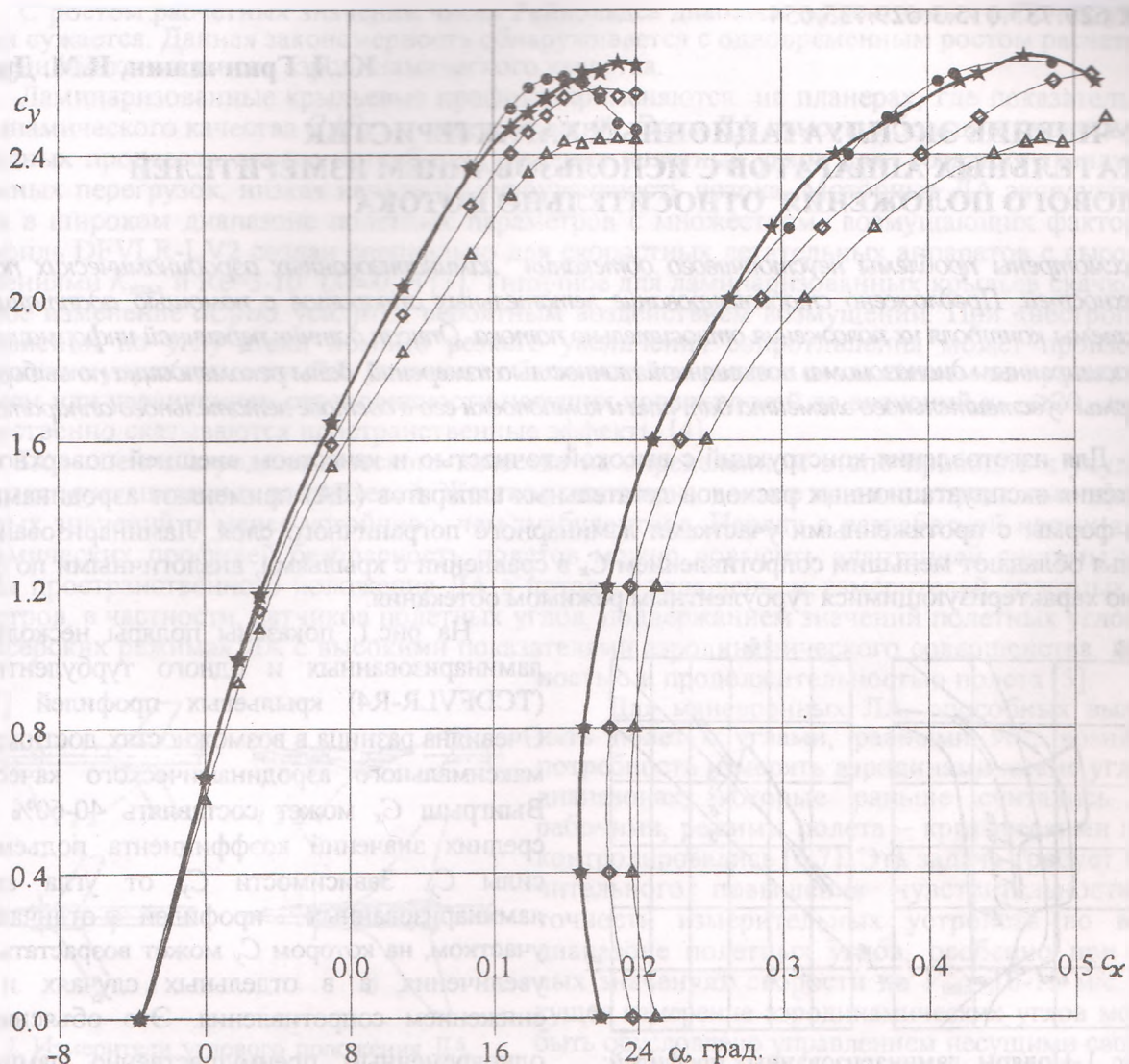


Рис. 8. Влияние интенсивности осадков на зависимости  $c_y = f(\alpha)$ ,  $c_x = f(c_y)$ .

Посадочная конфигурация: —●— — Т-102; —★— — ТАД-2,  $h = 0$   
 —◆— —  $h = (600 \dots 700)$  мм/ч; —▲— —  $h = (1000 \dots 1100)$  мм/ч; —■— —  $h = 1700$  мм/ч

Полученные результаты удовлетворительно согласуются с зарубежными материалами по исследованию влияния ливневых осадков в аэродинамической трубе [3] и на специальном полигоне [4] НИЦ им. Эймса, НАСА.

#### Список литературы

1. Лазнюк П.С., Жданов А.И., Виноградский П.М. Регистрация размеров капель в аэродинамическом эксперименте с моделированием ливневых осадков // Прикладная аэродинамика: Сб. науч. тр. — К.: КМУГА, 1997. — С. 182 — 190.
2. Marshall J.S., Langille R.S. and Palmer W. McK. The Distribution of Rain Drops with Size // J. Meteorol. — 5, 1948. — P. 165 — 166.
3. Hainse P., Luers J. Aerodynamic Penalties of Heavy Rain on Landing Airplanes // J. Aircraft — V. 20. — № 2: February, 1983. — P. 111 — 119.
4. NASA Tests Indicate Heavy Rainfall Can Reduce Lift at High Angles of Attack // Aviat. Week and Space Technol. — V. 131. — № 9, 1989. — P. 64 — 65.

Стаття надійшла до редакції 21 липня 2000 року.