

На правах рукописи



Живоглотов Дмитрий Николаевич

МЕТОДЫ ИЗМЕРЕНИЯ И РАСЧЕТА ТЕМПЕРАТУРЫ ВОЗДУХА,
СКОРОСТИ И НАПРАВЛЕНИЯ ВЕТРА В АТМОСФЕРЕ ПО ДАННЫМ
САМОЛЕТА-ЛАБОРАТОРИИ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ

Специальность

25.00.29 — физика атмосферы и гидросфера

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание учёной степени
кандидата физико-математических наук

Долгопрудный – 2018

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном учреждении
«Центральная аэрологическая обсерватория» Росгидромета

Научный руководитель:	доктор физико-математических наук, заведующий лабораторией Федерального государственного бюджетного учреждения «Центральная аэрологическая обсерватория» Росгидромета Струнин Михаил Александрович
Официальные оппоненты:	доктор физико-математических наук, заведующий лабораторией Федерального государственного бюджетного учреждения науки «Институт физики атмосферы им. А.М. Обухова» РАН Репина Ирина Анатольевна
	доктор физико-математических наук, главный научный сотрудник Федерального государственного бюджетного учреждения «Гидрометеорологический научно-исследовательский центр Российской Федерации» Иванова Анна Рудольфовна
Ведущая организация:	Федеральное государственное бюджетное учреждение «Научно-производственное объединение «Тайфун» Росгидромета

Защита состоится 19 сентября 2018 г. в 12:00 на заседании диссертационного совета по защите докторских и кандидатских диссертаций Д 327.008.01 в Федеральном государственном бюджетном учреждении «Институт прикладной геофизики имени академика Е.К. Федорова» по адресу: 129128, Москва, ул. Ростокинская, д. 9

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Федерального государственного бюджетного учреждения «Институт прикладной геофизики имени академика Е.К. Федорова» и на сайте:

<http://ipg.geospace.ru/dissertation-council/>

Отзывы на автореферат в двух экземплярах, заверенные гербовой печатью организации, просим направлять в адрес диссертационного совета по защите докторских и кандидатских диссертаций Д 327.008.01 Федерального государственного бюджетного учреждения «Институт прикладной геофизики имени академика Е.К. Федорова» по адресу: 129128, Москва, ул. Ростокинская, д. 9

Автореферат разослан 20 июня 2018 г.

Учёный секретарь диссертационного совета Д 327.008.01, кандидат физико-математических наук

Е.Н. Хотенко

Общая характеристика работы

Актуальность работы

Актуальность настоящей работы определяется тем, что методы, обеспечивающие качественный расчет термодинамических параметров атмосферы по измерениям с борта самолета-лаборатории (с высокой точностью и в широком диапазоне частот, в различных условиях и фазах полета) необходимы не только для анализа состояния атмосферы. От точности расчета термодинамических параметров атмосферы (температуры воздуха, скорости и направления ветра, турбулентности) во многом зависит успех в самолётных исследованиях различных атмосферных образований: облаков, фронтов, циклонов, струйных течений и пограничного слоя атмосферы. Измерения термодинамических параметров атмосферы требуются для корректной интерпретации и прогноза как локального распространения в атмосфере газовых и аэрозольных примесей естественного и антропогенного происхождения, так и их трансграничного переноса. Самолет-лаборатория позволяет получать информацию о пространственной структуре (вертикальной и горизонтальной) полей термодинамических параметров на обширной территории, в различных регионах, в том числе и в труднодоступных районах.

В настоящее время в мире появились самолётные системы для измерения навигационных параметров полёта (координат места, высоты полёта, компонент путевой скорости и углов положения самолёта), приёмники и датчики давлений и температуры нового поколения. Они отличаются повышенной точностью измерений и позволяют рассчитывать истинную температуру воздуха, скорость и направление ветра, турбулентные пульсации скорости ветра и температуры с более высокой, чем ранее, точностью. Для обеспечения получения точных данных о температуре и скорости ветра в любых условиях полёта (в том числе при манёврах самолёта) требуется определить величины аэродинамических возмущений, которые вносит самолёт и элементы его конструкции в набегающий поток. Необходимо отметить, что до сих пор не решена и проблема контактного измерения температуры воздуха в облаках с жидкокапельной фракцией, что может приводить к неправильной интерпретации данных измерений микрофизических параметров облаков и некорректным оценкам процессов их развития.

Объектом исследований в настоящей диссертации являются поля

температуры воздуха, скорости и направления ветра, турбулентности в атмосфере, определяемые в результате измерений с борта самолёта-лаборатории, оснащенного датчиками температуры наружного воздуха, приёмниками и датчиками давлений нового поколения.

Предметом настоящей работы являются теплофизические и аэрофизические процессы в датчиках температуры и приёмниках давлений, в окружающем их воздушном потоке, протекающие в реальных условиях полёта самолёта-лаборатории, на различных высотах и скоростях полёта, в том числе и в облаках.

Цель и задачи диссертационной работы

Целью настоящей диссертационной работы являлось создание и апробация методов расчета термодинамических параметров атмосферы (температуры воздуха, скорости и направления ветра, турбулентных пульсаций компонент скорости ветра) по данным самолётной аппаратуры нового поколения и проведение исследований термодинамического состояния атмосферы с помощью самолёта-лаборатории.

Для достижения поставленной цели было необходимо решить ряд задач:

- Провести анализ распределения величин давления, скорости и температуры воздуха вблизи датчиков температуры и приёмников давления, наружных штанг самолёта-лаборатории и определить величины аэродинамических поправок расчетными и экспериментальными методами;
- Определить величину поправки в показания самолётного датчика температуры на концентрацию жидкко-капельной фракции облака, для чего разработать специальную аэродинамическую установку для определения характеристик самолётных датчиков температуры, разработать систему создания воздушного потока с жидкко-капельной фракцией, имитирующей облачную среду с заданной водностью и провести исследования самолётных датчиков температуры;
- Провести лётные исследования для оценки качества измерения термодинамических параметров атмосферы с борта самолёта-лаборатории;
- Провести летные исследования для изучения степени влияния термодинамических условий в атмосфере на характеристики распространения аэрозольных примесей.

Методы исследований

Для исследований использовались экспериментальные и расчётные методы:

- Расчёты параметров обтекания воздушным потоком датчиков температуры и приёмников давления, самолётной штанги с размещёнными на ней датчиками с помощью современных компьютерных программ с целью определения характеристик датчиков температуры и аэродинамических возмущений, вносимых в поток различными элементами конструкции самолёта-лаборатории.
- Лабораторные исследования датчиков давления и температуры на калибровочных стендах и в специальной аэродинамической установке.
- Проведение натурных лётных исследований и сравнение данных о температуре воздуха, измеренной датчиками различных типов, оценка степени влияния манёвров самолёта-лаборатории на результаты расчётов температуры воздуха, скорости и направления ветра.
- Сопоставление результатов самолётных наблюдений с радиозондовыми данными.
- Проведение летных исследований полей температуры воздуха и скорости ветра в атмосфере и оценка степени их влияния на распространение аэрозольных примесей.

Научная новизна

Создан новый метод определения величин аэродинамических поправок в показания датчиков давления и температуры, расположенных на фюзеляже самолёта-лаборатории и на его подкрыльевой штанге, основанный на компьютерных расчётах и натурных измерениях.

Разработан комплексный метод определения коэффициента восстановления температуры для самолётного датчика температуры, основанный на компьютерном моделировании воздушного потока в датчике и экспериментах в аэродинамической установке.

Впервые определён коэффициент зависимости величины поправки в измеряемую с борта самолёта температуру воздуха от значения жидкокапельной водности облака.

Проведена оценка точности расчетов температуры воздуха, скорости и направления ветра по самолётным данным с учётом случайных погрешностей и систематических факторов (аэродинамических возмущений, влияния жидкокапельной водности облака).

капельной фракции облака, маневров самолета).

Выполнено исследование влияния термодинамических условий в пограничном слое атмосферы на характеристики распространения аэрозольных примесей.

Научная и практическая значимость результатов

Разработанные методы расчета используются для получения высокоточных данных о температуре воздуха (в том числе и в облаках с жидкo-капельной фракцией), скорости и направлении ветра, определения турбулентных пульсаций скорости ветра и температуры.

Данные о температуре воздуха, скорости и направлении ветра, турбулентности, полученные по результатам измерений с борта самолета-лаборатории, используются для исследований переноса загрязняющих примесей различного происхождения, валидации систем дистанционного зондирования атмосферы (спутниковых и радиолокационных).

Разработанная специальная аэродинамическая установка с системой создания воздушного потока с жидкo-капельной фракцией применяется для исследований датчиков температуры различной конструкции, калибровок самолётные датчиков водности облаков.

Метод определения аэродинамических возмущений, вносимых в поток элементами конструкции самолёта может быть использован для определения систематических ошибок при исследованиях аэродинамических характеристик различных типов самолётов.

Метод введения поправки в температуру воздуха послужил основой для создания способа оценки стадии развития конвективных облаков с целью определения их пригодности для воздействий.

Положения, выносимые на защиту

Комплексный метод определения коэффициента восстановления температуры для самолётных датчиков температуры, основанный на компьютерном моделировании воздушного потока в датчике и экспериментах в аэродинамической установке.

Метод расчета температуры воздуха, скорости и направления ветра с борта самолета-лаборатории с учётом аэродинамических возмущений, вносимых в воздушный поток элементами самолётной конструкции, основанный на компьютерном моделировании воздушного потока и сравнении показаний

различных датчиков.

Результаты исследований степени влияния термодинамических условий в пограничном слое на распространение аэрозольных примесей.

Метод экспериментального определения коэффициента зависимости поправки в измеряемую с борта самолёта температуру воздуха от значения жидко-капельной водности в облаке.

Достоверность результатов

Достоверность полученных в диссертации результатов определения температуры воздуха, скорости и направления ветра подтверждается наземными калибровками датчиков, теоретическими оценками погрешностей измерения, результатами лётных исследований аппаратуры при манёврах самолёта, сопоставлением данных радиозондирования и самолётных зондировок. Оценки аэродинамических возмущений основаны на сопоставлении экспериментальных данных с результатами компьютерного моделирования. Величина коэффициента зависимости поправки в измеряемую с борта самолёта температуру воздуха от значения жидко-капельной водности облака проверена по данным самолётных наблюдений в конвективных облаках.

Публикации автора

По теме диссертации опубликовано 15 научных работ, из них 3 — в рецензируемых журналах, входящих в список ВАК РФ, получен 1 патент РФ на полезную модель.

Апробация работы (доклады на конференциях)

Результаты настоящей диссертационной работы доложены на следующих Всероссийских и международных конференциях:

16-ой Международной конференции по физике облаков, Лейпциг (Германия),
31 июля – 3 августа 2012 г.

Конференции молодых специалистов по гидрометеорологии и мониторингу окружающей среды, Обнинск, 4 – 6 июня 2013 г.

Международной научной конференции с элементами научной школы «Инновационные методы и средства исследований в области физики атмосферы, гидрометеорологии, экологии и изменения климата», СКФУ-ВГИ-РГГМУ, Ставрополь, 23 – 26 сентября 2013 г.

Всероссийской открытой конференции по физике облаков и активным

воздействиям на гидрометеорологические процессы, посвященной 80-летию Эльбрусской высокогорной комплексной экспедиции АН СССР, Нальчик, 7 – 9 октября 2014 г.

5-ой Международной научной школе молодых учёных «Волны и вихри в сложных средах», «Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского» РАН, Москва, 25 – 28 ноября 2014 г.

II-ой Всероссийской научной конференции «Экология и космос» им. академика К.Я. Кондратьева, Военно-космическая академия им. А.Ф. Можайского, Санкт-Петербург, 10 – 11 февраля 2015 г.

Второй Международной научной конференции с элементами научной школы «Инновационные методы и средства исследований в области физики атмосферы, гидрометеорологии, экологии и изменения климата», СКФУ-ВГИ-РГГМУ, Ставрополь, 21 – 25 сентября 2015 г.

Международной конференции Турбулентность, динамика атмосферы и климата, посвященной 100-летию со дня рождения А. М. Обухова, Москва, 16 – 18 мая 2018 г.

Результаты диссертации докладывались также на семинарах и заседаниях Учёного совета ФГБУ «Центральная аэрологическая обсерватория», геофизическом семинаре НИВЦ МГУ.

Личный вклад автора

Разработка комплексного метода определения коэффициента восстановления температуры для самолётного термометра и метода определения коэффициента зависимости поправки в температуру воздуха от значения жидкокапельной водности облака.

Создание специальной аэrodинамической установки для испытаний самолётных датчиков температуры и водности, включая систему создания воздушного потока с жидкокапельной фракцией, имитирующей облако и проведение исследований датчиков температуры.

Разработка метода определения величин аэродинамических поправок с помощью компьютерного моделирования и натурных экспериментов, выполнение расчётов параметров обтекания наружных самолётных датчиков воздушным потоком.

Участие в создании, наземных и лётных испытаниях самолета-лаборатории Як-42Д «Росгидромет».

Участие в летных исследованиях атмосферы, обработка и анализ полученных данных о термодинамических условиях в пограничном слое.

Структура и объем диссертации

Диссертация состоит из шести глав и списка используемой литературы. Общий объем диссертации составляет 159 страниц. Диссертация содержит 71 рисунок и 12 таблиц, библиография включает в себя 137 наименований.

Содержание работы

В первой главе (Введение) раскрывается актуальность диссертационной работы и приводится обзор литературы по трём направлениям. Первая часть обзора посвящена анализу методов определения истинной температуры воздуха, скорости и направления ветра с борта самолёта-лаборатории. В зависимости от типа датчика истинная температура воздуха T рассчитывается в соответствии с известными формулами:

$$T = \frac{T_i}{1 + 0,2rM^2} \quad (1)$$

$$T = \frac{T_i}{(1 + 0,2M^2)(1 - \eta)} \quad (2)$$

где T_i — индикаторная (измеренная) температура воздуха, r — коэффициент восстановления датчика температуры, а η — коэффициент качества приёмника температуры. Формула (1) применяется, как правило, для высокочастотных датчиков температуры, а формула (2) — для приёмников температуры типа Rosemount. Число Маха потока M определяется по измерениям полного p_0 и статического p давлений с помощью известного газодинамического соотношения (показатель адиабаты для воздуха $\kappa = 1,4$):

$$\frac{p_0}{p} = (1 + 0,2M^2)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \quad (3)$$

Истинная воздушная скорость самолёта U рассчитывается (в мс^{-1}) по формуле:

$$U = 20,04M\sqrt{T_K} \quad (4)$$

Расчёт меридиональной u , зональной v и вертикальной w компонент скорости ветра производится по известным формулам:

$$\begin{aligned} u &= -U[\cos \alpha \cos \beta \sin \psi \cos \theta + \sin \beta (\cos \psi \cos \phi + \sin \psi \sin \theta \sin \phi) + \\ &+ \sin \alpha (\sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi)] + W_x - L(\dot{\theta} \sin \theta \sin \psi - \dot{\psi} \cos \psi \cos \theta) \end{aligned} \quad (5)$$

$$v = -U[\cos \alpha \cos \beta \cos \psi \cos \theta - \sin \beta (\sin \psi \cos \phi - \cos \psi \sin \theta \sin \phi) + \\ + \sin \alpha (\cos \psi \sin \theta \cos \phi - \sin \psi \sin \phi)] + W_y - L(\dot{\psi} \sin \psi \cos \theta + \dot{\theta} \cos \psi \sin \theta) \quad (6)$$

$$w = -U(\cos \alpha \cos \beta \cos \psi \sin \theta - \sin \beta \cos \theta \sin \phi - \sin \alpha \cos \theta \cos \phi) + W_z + L\dot{\theta} \cos \theta \quad (7)$$

В формулах (5 – 7) W_x , W_y , W_z — компоненты путевой скорости самолёта в географической системе координат, θ , ϕ , ψ , α и β — углы тангажа, крена, курса, атаки и скольжения соответственно, $\dot{\theta}$, $\dot{\psi}$ — угловые скорости изменения тангажа и курса соответственно. L — расстояние между центром тяжести самолёта и точкой измерения α и β . Модуль скорости ветра V определяется по формуле:

$$V = \sqrt{u^2 + v^2} \quad (8)$$

а угол ветра φ в диапазоне $\pm 180^\circ$ — по формуле:

$$\varphi = 57,3 \operatorname{arctg} \frac{v}{u} \quad (9)$$

Отмечается, что, несмотря на известную проработанность проблемы самолётных измерений температуры и скорости ветра, для обеспечения высокой точности расчёта скорости и направления ветра необходимо определять истинную воздушную скорость самолёта, а, следовательно, температуру воздуха, статическое и полное давления с минимальными погрешностями и с учетом аэродинамических возмущений.

Вторая часть обзора посвящена методам и технике эксперимента в аэродинамических установках. Здесь приводится краткий анализ аэродинамических установок различных типов, методов измерения температуры и скорости воздушного потока, обосновывается выбор типа установки с закрытой рабочей камерой для испытаний самолётных датчиков температуры.

Третья часть обзора касается современных компьютерных программ, позволяющих рассчитывать характеристики воздушного потока, обтекающего тела сложной формы (датчики температуры, выносные штанги с датчиками). Показано, что существующая программа FlowVision позволяет рассчитывать параметры потока (распределения давлений, температуры, скорости и направления потока) необходимые для определения характеристик датчиков и оценки аэродинамических возмущений, что является существенным

дополнением к экспериментальным исследованиям характеристик датчиков.

Во второй главе излагаются цели настоящей диссертационной работы и формулируются задачи, которые необходимо решить для достижения поставленных целей и приводится краткое описание аппаратно-программного комплекса (АПК-1) для измерения навигационных параметров полёта и термодинамических параметров атмосферы, установленного на самолёте-лаборатории нового поколения Як-42Д «Росгидромет». Состав приборов и оборудования комплекса, перечень измеряемых первичных параметров и их характеристик приведены в таблице 1. Для определения углов атаки α и скольжения β , измерения динамического $q = p_0 - p$ и статического p давлений использовались полусферические приёмники давления Rosemount858AJ и 858Y. Преобразование давлений и температуры воздуха в цифровые сигналы осуществлялось с помощью блоков интерфейсов датчиков БИД, разработанных в Центральной аэрологической обсерватории (ЦАО). В качестве основного измерителя температуры использовался высокочастотный датчик температуры ВДТ, разработанный в ЦАО. Индекс «*i*» в обозначениях параметров таблицы 1 показывает, что данный параметр являлся первичным и в его значения не вносились поправки. Наружные датчики размещались на подкрыльевой штанге и обшивке правого борта фюзеляжа самолёта. Внешний вид наружных датчиков приведён на рисунке 1.

Таблица 1 — Перечень измеряемых АПК-1 параметров

Измерительные приборы	Регистрируемый параметр	Средкв. погрешн.
1. Система глобальной навигации GPS-ГЛОНАСС БПСН-2	Широта места <i>Lat</i>	0,0003°
	Долгота места <i>Lon</i>	0,0003°
	Геометрическая высота полёта <i>H_g</i>	0,01 км
2. Инерциальная навигационная система ИНС Honeywell LaserefVI	Угол тангенса θ	0,05°
	Угол крена ϕ	0,05°
	Угол курса ψ	0,2°
	Горизонтальные компоненты путевой скорости W_x и W_y	0,11 мс ⁻¹
	Вертикальная компонента путевой скорости W_z	0,07 мс ⁻¹
3. Преобразователи давлений MADT 2016B	Барометрическая высота полёта <i>H_{bi}</i>	4 м
	Число Маха <i>M_i</i>	0,001

Измерительные приборы	Регистрируемый параметр	Средкв. погрешн.
4. Блоки интерфейсов датчиков БИД	Статическое давление p_i	0,4 гПа
	Динамическое давление q_i	0,2 гПа
5. Высокочастотные датчики температуры ВДТ	Температура воздуха $T_{i_{ВДТ}}$	0,13 °C
6. Датчики температуры Rosemount102CT2CB	Температура воздуха $T_{i_{102CT}}$	0,29 °C
7. Датчик температуры Rosemount102E4AL	Температура воздуха $T_{i_{102E}}$	0,29 °C

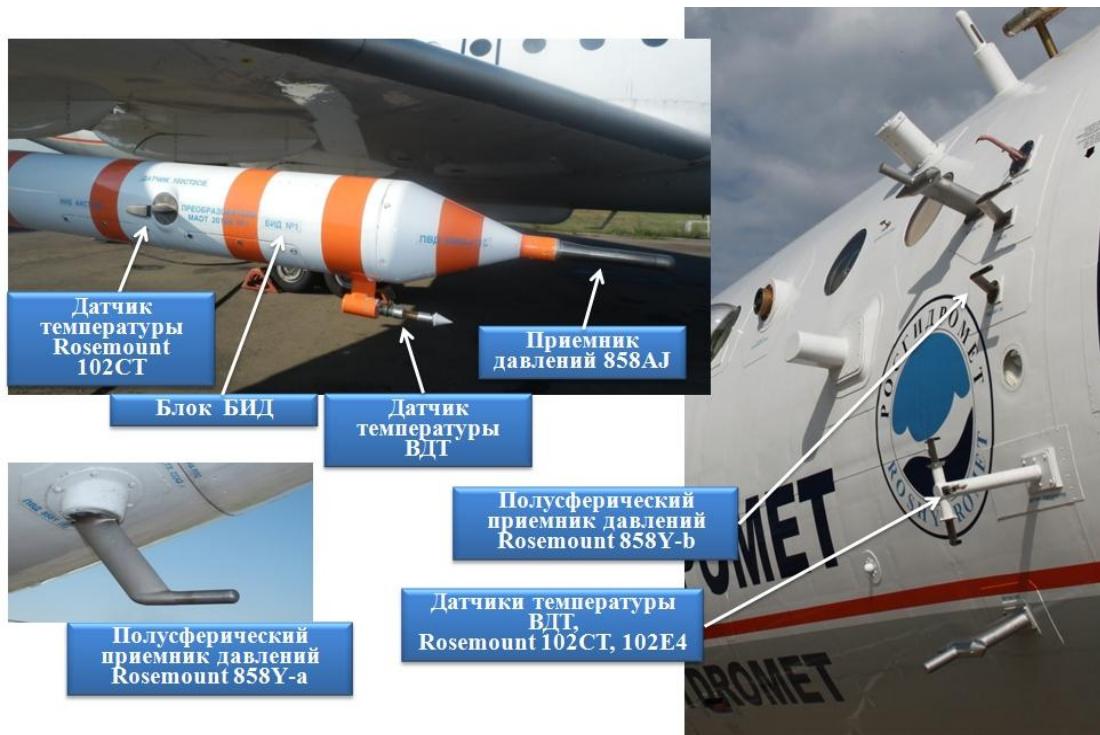


Рисунок 1 — Размещение наружных датчиков АПК-1 на самолёте-лаборатории Як-42Д «Росгидромет»

В третьей главе приводятся результаты лабораторных исследований датчиков температуры и давления и данные компьютерных расчётов обтекания датчиков, описание высокочастотного датчика температуры ВДТ, который использовался в качестве основного датчика температуры на самолёте-лаборатории Як-42Д «Росгидромет». Преобразователи давлений МАДТ и БИД были откалиброваны с помощью сертифицированного тестера воздушных сигналов ADTS-505, имеющего предельную погрешность не более 5 Па. Высокочастотные датчики температуры ВДТ градуировались с помощью калибратора температуры АТС-125В, с предельной погрешностью 0,01 °C. Среднеквадратическое отклонение при измерениях температуры составило не более чем 0,03 °C, уровень шумов в электрических каналах не превышали 0,007

°С. В результате была определена предельная погрешность датчика ВДТ, которая составила 0,13 °С. Величины погрешностей измерений с помощью системы БПСН-2, ИНС Laseref VI и датчиков температуры Rosemount были определены по поверочным сертификатам соответствующей аппаратуры (см. таблицу 1). Проведенные оценки погрешностей для косвенных измерений показали, что случайные погрешности измерений в условиях горизонтального полёта самолета-лаборатории составили: по истинной температуре воздуха — 0,3 °С, по истинной воздушной скорости — 0,2 мс⁻¹, по скорости ветра — 0,7 мс⁻¹, по направлению ветра — 0,5 °.

Для исследований самолётных датчиков температуры была создана специальная аэродинамическая установка САУ со скоростью воздушного потока в рабочей камере до 80 мс⁻¹ (см. рисунок 2). В состав САУ входили регистрирующий компьютер (1), тестер воздушных сигналов ADTS-505 (2), калибратор температуры ATC-125В (3), регулятор числа оборотов вентилятора (4), вентилятор (5), рабочая камера (6), весы с емкостью для воды (7), водяная форсунка (8), запирающие клапана форсунки (9), опорный датчик температуры ВДТ (10), магистраль подачи воды (11), воздушный компрессор (12).



Рисунок 2 — Специальная аэродинамическая установка для исследований самолётных датчиков температуры

вентилятора составляла 11 кВт, диаметр рабочей камеры, где размещались

исследуемые датчики, составил 200 мм, а длина рабочей части — 400 мм. Проведённые испытания САУ показали, что диаметр ядра воздушного потока в зоне размещения датчиков (область, где воздушная скорость не менялась по сечению камеры) составила 170 мм, флюктуации скорости в ядре потока не превышали $0,3 \text{ мс}^{-1}$, а флюктуации температуры были не более $0,2^\circ\text{C}$.

Серия экспериментов по испытаниям датчика ВДТ в САУ, а также цикл расчётов параметров обтекания датчика (распределение скорости потока и температуры внутри датчика) с помощью программы FlowVision позволили получить зависимость коэффициента восстановления r от числа Маха (рисунок 3). Совместная аппроксимация полученных точек (расчётных и

экспериментальных) дала зависимость вида $r = \frac{r_0}{1 + e^{-a(M - M_0)}}$, где $r_0 = 0,730$,

$a = 14,9$, $M_0 = 0,06$. Это позволило оценить величину коэффициента восстановления датчика ВДТ для характерных скоростей полёта самолётов-лабораторий ($120\text{--}150 \text{ мс}^{-1}$) и чисел Маха ($0,4\text{--}0,5$) и использовать её как постоянную $r = 0,730 \pm 0,015$.

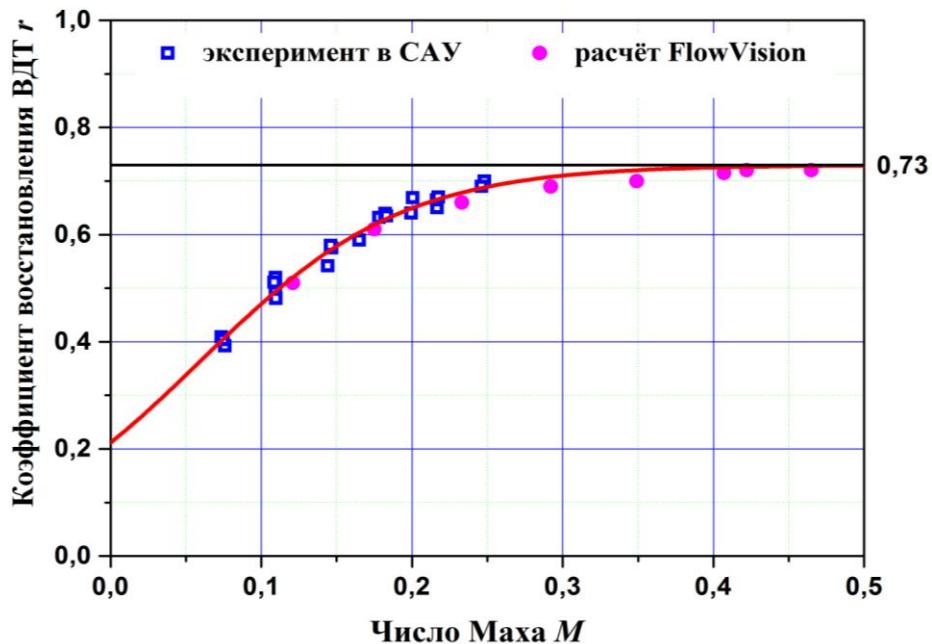


Рисунок 3 — Зависимость коэффициента восстановления датчика ВДТ от числа Маха потока

Все самолётные датчики, измеряющие температуру воздуха контактным способом, подвержены влиянию облачных капель, занижающих показания датчика. Оценка степени влияния облачных капель на датчики температуры проводилась в САУ, для чего была разработана система для создания воздушного потока с жидкокапельной фракцией, имитирующей кучевое

облако. Впрыск капель в воздушный поток осуществлялся с помощью пневматической водяной форсунки, установленной перед рабочей камерой и подключенной через быстродействующие электромагнитные клапана к емкости с водой и ресиверу со сжатым воздухом (см. рисунок 2). Диаметр ядра воздушного потока с жидкокапельной фракцией в месте расположения датчика составил 110 мм, т.е. потеря впрыскиваемой в поток воды за счёт осаждения капель на стенках камеры не было. Водность, создаваемая в рабочей камере САУ, определялась по расходу воды и размерам ядра воздушного потока с жидкокапельной фракцией, который был измерен по осаждению капель подкрашенной воды на сетку из гидрофильного материала. Установка позволяла создавать контролируемую водность в потоке величиной до 5 гм^{-3} , а случайная погрешность определения водности в воздушном потоке

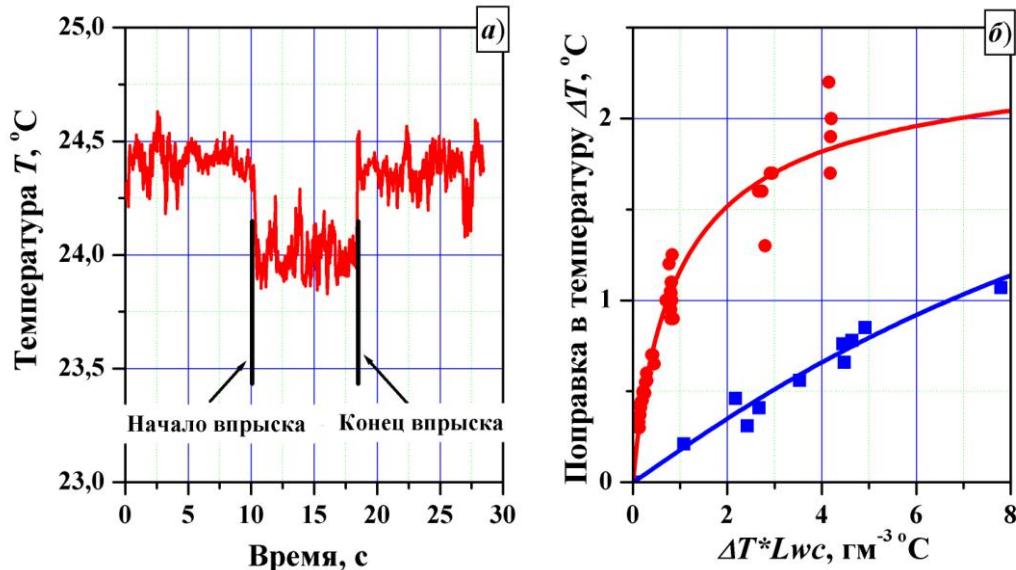


Рисунок 4 — Реакция датчика ВДТ на скачок водности (а) и зависимости поправки в температуру от водности (б)

составила не более $0,14 \text{ гм}^{-3}$. Поправку в истинную температуру воздуха на водность облака ΔT было предложено вводить в виде:

$$\Delta T = k_w \Delta T^* Lwc \quad (10)$$

где k_w — коэффициент поправки температуры на водность облака, $\Delta T^* = 0,2rM^2T$ — динамический нагрев воздуха за счёт торможения потока в датчике температуры, а Lwc — мгновенное значение жидкокапельной водности. Ряд экспериментов с датчиком ВДТ, выполненных с помощью САУ, позволил оценить величины k_w для различных условий. Эксперименты были проведены для жидкокапельных фракций с двумя типами спектров: для капель

с размерами от 20 до 40 мкм, (характерных для морских тропических конвективных облаков) и с размерами капель от 5 до 20 мкм, когда распределение капель в потоке рабочей камеры было близко к микроструктуре капельных кучево-дождевых облаков средней полосы. Пример реакции датчика ВДТ на скачок водности в потоке в рабочей камере САУ (скорость воздушного потока 72 мс^{-1} , средняя водность в потоке $1,35 \text{ гм}^{-3}$) приведён на рисунке 4а. Показано, что степень влияния водности на показания датчика температуры существенно зависит от спектров размеров капель. Зависимости поправки в температуру ΔT на водность в потоке от параметра $\Delta T^* Lwc$ приведена на рисунке 4б. Так для тропических конвективных облаков предложено использовать линейное приближение со значением коэффициента $k_w = 0,17 \pm 0,02 \text{ м}^3 \text{г}^{-1}$. Для кучевых облаков умеренных широт уместнее было использовать либо нелинейную зависимость, либо аппроксимацию с двумя коэффициентами ($k_w = 1,45$ и $k_w = 0,30 \text{ м}^3 \text{г}^{-1}$) для различных диапазонов величин $\Delta T^* Lwc$. Проведённые исследования показали, что погрешность измерения температуры воздуха датчиком ВДТ при полётах вне облаков или в чисто кристаллических облаках не превышала $0,3 \text{ }^\circ\text{C}$, а в облаках с наличием жидкокапельной фракции — $0,5 \text{ }^\circ\text{C}$. В переохлаждённых облаках погрешность датчика ВДТ могла быть несколько выше, но во всех случаях не превышала $0,5 \text{ }^\circ\text{C}$.

Четвёртая глава диссертации посвящена результатам лётных исследований и апробации методов расчета термодинамических параметров атмосферы и определению аэродинамических поправок экспериментальным и расчётным методами.

Точные измерения температуры воздуха, скорости и направления ветра невозможны без учёта аэродинамических возмущений, вносимых самолётом в набегающий поток. Известно, что полное давление измеряется самолётными приёмниками давлений практически без искажений. В то же время различные элементы конструкций самолёта и сами приёмники давлений искажают величину статического давления. С целью определения аэродинамических поправок в показания датчиков давления был разработан метод, основанный на компьютерном моделировании обтекания воздушным потоком штанги с датчиками и сравнении показаний преобразователей МАДТ на подкрыльевой штанге и на правом борту фюзеляжа самолёта. Расхождения между ними, выявленные на различных высотах (от 1 км до 9 км) и числах Маха (от 0,30 до

0,55) полёта, позволили считать, что истинные значения барометрической высоты H_b с учётом аэродинамических поправок могут быть определены по формуле:

$$H_b = k_{ha} H_{bi} \quad (11)$$

а истинные величины статического давления:

$$p = k_{pa} p_i \quad (12)$$

где H_{bi} и p_i — измеренные бортовым приёмником давлений или приёмником на подкрыльевой штанге барометрическая высота и статическое давление соответственно. Величины поправочных коэффициентов составили: $k_{ha}=1,024$ и $k_{pa}=1,025$ для приёмника давлений на штанге и $k_{ha}=0,966$ и $k_{pa}=0,977$ для бортового приёмника давлений. Расчёт аэродинамических возмущений, произведённый с помощью программы FlowVision по геометрической модели штанги, позволил определить независимым способом поправочные коэффициенты в местах установки датчиков температуры и в приёмных отверстиях статического давления. Они оказались близки к величинам коэффициентов, определенных по данным испытательных полётов. Для учёта аэродинамических поправок в истинные значения числа Маха M было получено выражение:

$$M = k_M M_i + b_M \quad (13)$$

где коэффициенты $k_M=1,085$ и $b_M=0,0162$ для подкрыльевой штанги и $k_M=0,945$ и $b_M=0,026$ для бортового датчика. Числа Маха M , рассчитанные в соответствии с формулой (12) по показаниям бортового датчика MADT и аналогичного датчика на штанге практически совпали на всех высотах.

Результаты измерений, выполненных в полётах на различных высотах и числах Маха и данные производителя датчиков, позволили уточнить зависимости коэффициента качества $\eta = \eta(M)$ для термометров Rosemount моделей 102CT2CB и 102E4AL от числа Маха и представить её в виде:

$$1 - \eta = 0,99964 + 0,00115M - 0,01714M^2 + 0,01389M^3 \quad (14)$$

Сглаживание данных проведено с коэффициентом корреляции 0,9999 и вероятностью отклонения гипотезы не более 0,00001. Эта зависимость была использована при сравнении показаний пяти датчиков температуры различных типов (датчиков ВДТ и Rosemount 102CT2CB на штанге и ВДТ, Rosemount

102CT2CB и Rosemount 102E4AL, установленных на борту самолёта-лаборатории). Результаты сравнений для различных высот полёта приведены в таблице 2.

Таблица 2 — Сравнение средней температуры воздуха, измеренной различными датчиками

H_b , м	T_{BDT1} , °C	T_{BDT2} , °C	T_{102CT1} , °C	T_{102CT2} , °C	T_{102E2} , °C
2000	-3,7	-3,5	-3,7	-3,5	-3,1
2880	-7,8	-7,7	-7,7	-7,7	-7,3
5010	-17,4	-17,3	-17,4	-17,2	-16,9
6880	-32,2	-32,0	-32,7	-32,1	-32,0
7960	-40,8	-40,9	-41,1	-41,1	-40,8
8970	-48,0	-48,4	-48,2	-48,3	-48,3

Совпадение средних значений температуры на всех высотах хорошее, расхождения не выходили за пределы погрешностей датчиков. Расхождения показаний датчиков ВДТ и Rosemount 102CT2, расположенных на штанге и бортовой обшивке фюзеляжа, рассчитанных с учётом аэродинамических поправок не превышали 0,24 °C. Важно, что практически совпали показания датчиков температуры различных типов, с различным расположением на самолёте-лаборатории (а, значит, с различными значениями аэродинамических поправок), что свидетельствовало в пользу достоверности самолётных

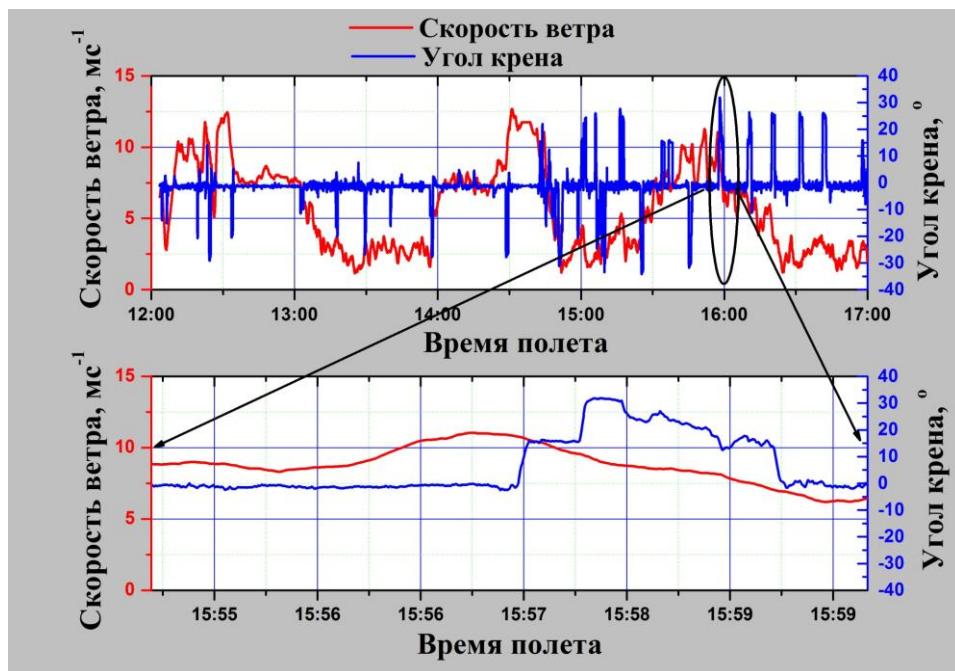


Рисунок 5 — Рассчитанная скорость ветра при манёврах самолёта по крену

измерений температуры.

Сопоставление результатов расчета температуры воздуха, скорости и направления ветра по самолетным данным с учётом аэродинамических поправок с данными радиозондирования, показало, что вертикальные профили температуры воздуха, определенные по данным столь различных средств измерения, хорошо совпадали в случаях близкого по времени и месту выполнения зондировок. Расхождения наблюдались только на высотах больших 7 – 8 км, когда радиозонд относился ветром на значительное расстояние от точки пуска. В остальных случаях расхождения не выходили за пределы погрешностей используемых средств измерения.

Исследования, проведённые в условиях реального полёта, на различных высотах и скоростях полёта показали, что выполнение манёвров не отражается существенным образом на результирующих величинах скорости и направления ветра. На рисунке 5 на верхней панели приведена запись рассчитанной скорости ветра и измеренного угла крена во время пятичасового полёта с выполнением манёвров по крену (до 30°) тангажу (до 10°) и курсу (до 180°). На нижней панели показан пятиминутный фрагмент этого же полёта. Наиболее критичными для качества расчёта скорости и направления ветра оказались развороты самолёта. Однако лётные эксперименты, заключавшиеся в глубоких маневрах самолёта-лаборатории с разворотом на 360°, показали, что ложные величины скорости ветра не превышали $\pm 2 \text{ мс}^{-1}$. Как следует из анализа литературных данных, эти величины были существенно ниже, чем показанные различными зарубежными авторами аналогичные погрешности ($\pm 6 \text{ мс}^{-1}$).

Выполненные летные исследования подтвердили оценки точности измерения и расчёта всех параметров. Важным следствием проведённых лётных экспериментов оказалось и то, что появилась возможность получать данные по температуре воздуха, скорости и направлению ветра непрерывно при подъёме или снижении самолёта-лаборатории, без задержек на отдельных высотах на специальные горизонтальные площадки, что позволило существенно расширить возможности самолётных исследований атмосферы.

В **пятой главе** приводятся результаты исследований распространения примесей в районе мегаполиса (г. Москва). Измерения, выполненные с помощью самолёта-лаборатории Як-42Д «Росгидромет» 26 июня 2014 года с использованием разработанных в диссертации методов позволило получить

сведения о термодинамическом состоянии пограничного слоя атмосферы и выявить особенности распространения аэрозоля малого и субмикронного размеров и частиц черной сажи. Данные о концентрациях и спектрах размеров аэрозолей были любезно предоставлены Н.О. Крутиковым и Д.В. Кириным. Показано, что полученные с борта самолета-лаборатории данные о температуре воздуха, скорости и направлении ветра обеспечивают локализацию концентраций аэрозольных частиц в пространстве, определение их высотных зависимостей и пространственных распределений. Получены данные о фоновых значениях параметров на наветренной стороне мегаполиса и распределениях концентраций аэрозоля в зоне шлейфа. Расчет турбулентных пульсаций скорости ветра и температуры и турбулентных потоков температуры и малых аэрозольных частиц позволил объяснить особенности размывания шлейфа выноса примесей и изменение формы спектров размеров частиц при удалении от оси шлейфа.

В этой же главе приводятся оценки степени влияния характеристик устойчивости пограничного слоя атмосферы на распределения массовой концентрации черной сажи. Проведенный анализ позволил выявить некоторые особенности распространения черной сажи и оценить уровни аэрозольного

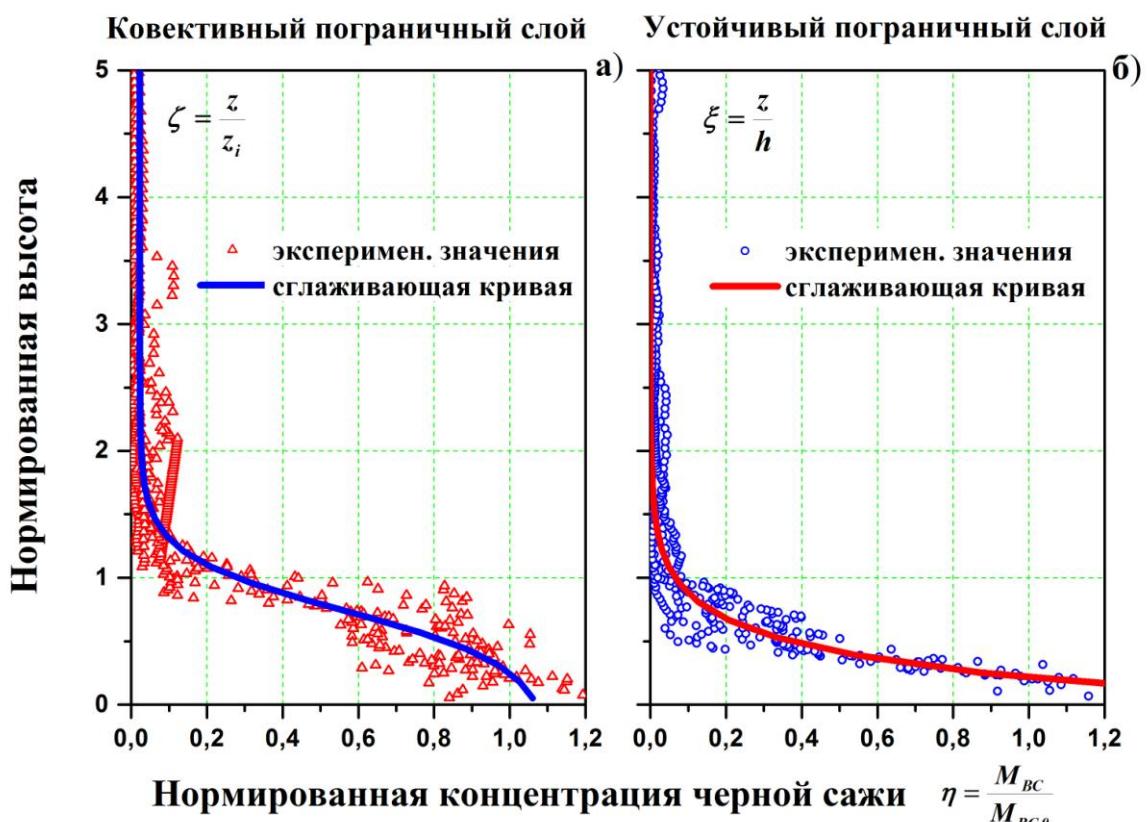


Рисунок 6 — Безразмерные вертикальные профили распределения черной сажи в атмосфере для конвективных (а) и устойчивых (б) условий в пограничном слое

загрязнения в районе мегаполиса на примере г. Москва. Отмечено, что концентрация черной сажи выше пограничного слоя атмосферы была мала, особенно для условий устойчивого слоя, а ее значительная часть была сосредоточена в приземном слое. Рассмотрен временной (суточный) ход изменений вертикальных профилей концентраций сажи, оценено общее содержание массы сажевых частиц в исследуемом слое атмосферы, который составил от 82 до 263 мкгм^{-2} для конвективного слоя и от 37 до 180 мкгм^{-2} для устойчивого слоя. Показано, что на распространение частиц черной сажи существенное влияние оказывала степень термодинамической устойчивости пограничного слоя атмосферы. Предложен метод построения эмпирической модели распространения сажевых примесей в пограничном слое атмосферы, основанный на теории подобия для конвективных и устойчивых условий. Пример построения такой модели, где приведены зависимости нормированной

массовой концентрации черной сажи $\eta = \frac{M_{BC}}{M_{BC0}}$ (M_{BC0} - концентрация черной

сажи на верхнем уровне приземного слоя) от безразмерной высоты $\xi = \frac{z}{h}$ (h -

высота устойчивого пограничного слоя) или $\zeta = \frac{z}{z_i}$ (z_i - высота конвективного

пограничного слоя) приведен на рисунке 6. Получены сглаживающие кривые для концентраций черной сажи в устойчивом и конвективном пограничном слое, которые оказались существенно различными.

Шестая глава диссертации является заключением, в котором изложены основные результаты, полученные в данной диссертационной работе, и приведен список научных публикаций автора по теме диссертации.

Основные результаты диссертационной работы

Создан метод учёта аэродинамических возмущений, вносимых в воздушный поток элементами самолётной конструкции для датчиков температуры и давления, основанный на компьютерном моделировании воздушного потока вблизи штанги и сравнении показаний датчиков давления с различным расположением на самолёте.

Разработан метод определения коэффициента восстановления температуры для самолётных датчиков температуры, основанный на комплексном подходе - компьютерном моделировании воздушного потока в датчиках и продувках

датчиков в аэродинамической трубе, для чего была создана специальная аэродинамическая установка. Определен коэффициент восстановления для самолётного высокочастотного датчика температуры, являющегося основным датчиком температуры самолёта-лаборатории Як-42Д «Росгидромет».

Разработан метод экспериментального определения коэффициента зависимости поправки в измеряемую с борта самолёта температуру воздуха от величины жидко-капельной водности облака, определена величина этого коэффициента для различных спектров размеров облачных капель.

Определены величины аэродинамических поправок в показания самолётных термометров и датчиков давления, предложены формулы для учёта этих поправок при определении числа Маха полёта, температуры воздуха, истинной воздушной скорости самолёта, скорости и направления ветра.

Проведены лётные исследования и апробация методов для определения термодинамических параметров атмосферы, позволившие оценить качество измерений. Сравнение значений температуры воздуха на различных высотах и скоростях полёта, измеренных самолётными датчиками температуры различных типов с различным расположением их на самолёте, показало, что расхождение показаний не выходит за пределы погрешностей. Сопоставление вертикальных профилей температуры и влажности воздуха, скорости и направления ветра, полученных с помощью самолёта-лаборатории нового поколения Як-42Д «Росгидромет» и системы радиозондирования, также показали хорошее совпадение полученных результатов. Апробация разработанных методов расчёта скорости и направления ветра при глубоких манёврах самолёта-лаборатории (при которых изменения углов курса составляли более 180°) показали, что ложные порывы ветра не превышали $\pm 2 \text{ мс}^{-1}$ по амплитуде и $5^\circ - 7^\circ$ по направлению ветра. Это свидетельствовало о высоком качестве выполняемых самолетных измерений.

Разработанные методы расчета были применены для анализа самолетных данных, полученных при исследованиях распространения аэрозольных примесей, продуцируемых мегаполисом. Вертикальные профили температуры воздуха и скорости ветра обеспечили определение высоты пограничного слоя и степени его устойчивости, необходимых для анализа концентраций и спектров размеров аэрозольных частиц, определения их высотных зависимостей и пространственных распределений. Расчёт турбулентных пульсаций скорости ветра и температуры позволил оценить турбулентные потоки, характеризующие перенос аэрозолей поперек основного воздушного потока и размывание шлейфа выноса примесей. Выявлены особенности распределения

массовой концентрации частиц черной сажи в районе мегаполиса (г. Москва) при различных условиях устойчивости пограничного слоя атмосферы.

Результаты диссертационной работы внедрены в практику самолётных исследований в виде программного продукта, реализующего методы расчётов температуры воздуха, скорости и направления ветра в реальном масштабе времени во время полёта на борту самолёта-лаборатории Як-42Д «Росгидромет».

ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Публикации в изданиях, включенных в перечень ВАК РФ:

1. Живоглотов Д.Н. Оценка влияния водности на измерения температуры воздуха в облаках по результатам исследований в аэродинамической установке // Метеорология и Гидрология. 2013. № 8. - сс. 29 – 39.
2. Strunin A.M. and Zhivoglotov D.N. A method to determine true air temperature fluctuations in clouds with liquid water fraction and estimate water droplet effect on the calculations of the spectral structure of turbulent heat fluxes in cumulusclouds based on aircraft data // Atmospheric Research. 2014. V.138. № 1. - pp. 98 – 111.
3. Базанин Н.В., Борисов Ю.А., Волков В.В., Дмитриев В.К., Живоглотов Д.Н., Макоско А.А., Струнин А.М., Струнин М.А. Бортовые комплексы самолёта-лаборатории нового поколения Як-42Д «Росгидромет» для измерения и регистрации навигационных параметров полёта и термодинамических параметров атмосферы. // Метеорология и Гидрология. 2014. № 11. - сс. 83 – 102.
4. Дмитриев В.К., Живоглотов Д.Н., Струнин А.М., Струнин М.А. Патент на полезную модель № 148076 «Самолётная метеорологическая система измерения температуры». // Зарегистрировано в Государственном реестре полезных моделей Российской Федерации 23 октября 2014. Заявка № 2014117933 от 06.05.2014.

Публикации в других изданиях:

5. Alexander M. Strunin and Dmitriy N. Zhivoglotov. Estimation of the effect of cloud liquid water content on calculations of the spectral characteristics of horizontal turbulent exchange between a cumulus cloud and ambient atmosphere based on aircraft observations. // Proceedings of 16th International Conference on Clouds and Precipitation. Leipzig, Germany, July 31 – August 3, 2012. - pp. 13.
6. Живоглотов Д.Н. Оценка достоверности измерений температуры воздуха самолётным термометром в конвективных облаках по результатам исследований в специальной аэродинамической установке и численным экспериментам. // Тезисы конференции молодых специалистов по гидрометеорологии и мониторингу окружающей среды. Обнинск, 4 – 6 июня 2013. - сс. 102 – 105.
7. Дмитриев В.К., Живоглотов Д.Н., Струнин А.М., Струнин М.А. Достоверность самолётных измерений температуры воздуха и ее пульсаций в облаках с жидкокапельной фракцией и спектральные характеристики турбулентности и турбулентных потоков в конвективных облаках. // Сборник научных трудов Международной научной конференции с элементами научной школы «Иновационные методы и средства исследований в области физики атмосферы, гидрометеорологии, экологии и изменения климата» СКФУ-ВГИ-РГГМУ. Ставрополь, 23 – 26 сентября 2013. - сс. 126 – 128.
8. Дмитриев В.К., Живоглотов Д.Н., Струнин А.М., Струнин М.А. Высокочастотный

- датчик для измерений температуры воздуха и ее пульсаций с борта самолёта-лаборатории. // Мир измерений. 2014. № 9. - сс. 43 – 55.
9. Живоглотов Д.Н., Струнин М.А. Достоверность измерений температуры и скорости ветра с борта самолёта-лаборатории нового поколения Як-42Д «Росгидромет». // Доклады Всероссийской открытой конференции по физике облаков и активным воздействиям на гидрометеорологические процессы, посвященной 80-летию Эльбрусской высокогорной комплексной экспедиции АН СССР, Нальчик, 7 – 9 октября 2014. - сс. 256 – 265.
10. Zhivoglotov D.N. Reliability of wind speed and air temperature measurements based on new generation aboard instruments of Russian aircraft-laboratory Yak-42D «ROSHYDROMET». // Fifth International Scientific School for Young Scientists "WAVES AND VORTICES IN COMPLEX MEDIA", Ishlinsky Institute for Problems in mechanics of the RAS, Moscow, November 24 – 28, 2014. - pp. 97 – 99.
11. Живоглотов Д.Н., Струнин М.А. Измерения навигационных параметров полёта и термодинамических характеристик атмосферы с помощью аппаратуры нового поколения самолёта-лаборатории Як-42Д «Росгидромет». // Труды II-ой Всероссийской научной конференции «Экология и космос» им. академика К.Я. Кондратьева, Военно-космическая академия им. А.Ф. Можайского, Санкт-Петербург, 10 – 11 февраля 2015. - сс. 124 – 130.
12. Живоглотов Д.Н. Характеристики качества температурно-ветровых измерений в атмосфере и облаках с борта самолёта-лаборатории нового поколения. // Сборник трудов второй Международной научной конференции с элементами научной школы «Иновационные методы и средства исследований в области физики атмосферы, гидрометеорологии, экологии и изменения климата». СКФУ-ВГИ-РГГМУ. Ставрополь, 21 – 25 сентября 2015. - сс. 85 – 87.
13. Базанин Н.В., Волков В.В., Ганьшин А.В., Данелян Б.Г., Живоглотов Д.Н., Кирин Д.В., Крутиков Н.О., Куканова Е.А., Лукьянов А.Н., Струнин А.М., Струнин М.А. Определение характеристик распространения аэрозольных примесей, продуцируемых мегаполисом с помощью самолёта-лаборатории нового поколения. // Сборник трудов второй Международной научной конференции с элементами научной школы «Иновационные методы и средства исследований в области физики атмосферы, гидрометеорологии, экологии и изменения климата». СКФУ-ВГИ-РГГМУ. Ставрополь, 21 – 25 сентября 2015. - сс. 271 – 272.
14. Базанин Н.В., Волков В.В., Ганьшин А.В., Данелян Б.Г., Живоглотов Д.Н., Кирин Д.В., Крутиков Н.О., Куканова Е.А., Лукьянов А.Н., Струнин А.М., Струнин М.А. Характеристики переноса аэрозольных примесей в районе мегаполиса (г. Москва) по результатам самолётных исследований. // Сборник трудов памяти Н.О. Плауде. Москва, 2015. - сс. 89 – 117.
15. Живоглотов Д.Н., Захарова Е.В., Кирин Д.В., Крутиков Н.О., Струнин А.М., Струнин М.А. Исследование влияния термодинамических условий в атмосфере на распределение массовой концентрации черной сажи по результатам самолётных наблюдений - // Турбулентность, динамика атмосферы и климата, Международная конференция, посвященная 100-летию со дня рождения Александра Михайловича Обухова, Москва, 16 – 18 мая 2018 г. Сборник тезисов докладов – М.; Физматкнига, 2018. – 224 с., с. 136.