

The device for measuring the critical temperature of high-temperature superconductors

Z. Stevich, M. Raichich-Vuyasinovich, Z. D. Stankovich
University of Belgrad, Technical faculty, Bor, Yugoslavia

The main element of the device for critical temperature measurement of high- T_c superconductors described in this paper, is the sensor based on the laws of magnetic induction and Meissner effect and it is of an original construction. The reliability and insensitivity on disturbances is achieved applying the difference method, and accuracy using principles which don't need any galvanic contact with the sample. Measurement doesn't provoke any damage of samples, the sensor is of relatively simple construction and it's response can be easily detected by standard laboratory equipment.

УДК 53.089.5:(629.76+629.735.33)

Летные исследования спектроэнергетических характеристик ИК-излучения ракет и самолетов

Ю. М. Лотошников, Ю. Н. Журавлева
Государственное унитарное предприятие «НПО «Орион»», Москва, Россия

Перечислены специальные измерительные приборы, разработанные в ГУП «НПО «Орион»» и дано краткое описание летающих лабораторий (л/л), укомплектованных этими приборами. Представлены методики летных экспериментов и общий объем выполненных летных исследований. Приведены некоторые результаты по измерениям характеристик ИК-излучения ракет и самолетов.

Систематические летные исследования спектроэнергетических характеристик оптического излучения факелов и боевых блоков (ББ) баллистических ракет (БР) в нашей стране были начаты в конце 1965 г. К этому времени в НПО «Орион» были разработаны и изготовлены быстродействующий самолетный спектрометр БРС-2М и телерадиометр ИБР-3. Совместными усилиями НПО «Орион» и НИИ-4 МО была оборудована первая самолетная научно-исследовательская лаборатория «Ан-8», которую укомплектовали указанными выше приборами (история создания и описание отечественных самолетных лабораторий для изучения оптического излучения ракет приведены в [1]), оптические схемы и описание конструкций самолетной спектральной и радиометрической аппаратуры разработки НПО «Орион» приведены в [2]. Была также разработана методика проведения летных измерений. На рис. 1 приведена схема измерений излучения факелов и элементов сложной баллистической цели (СБЦ) БР.

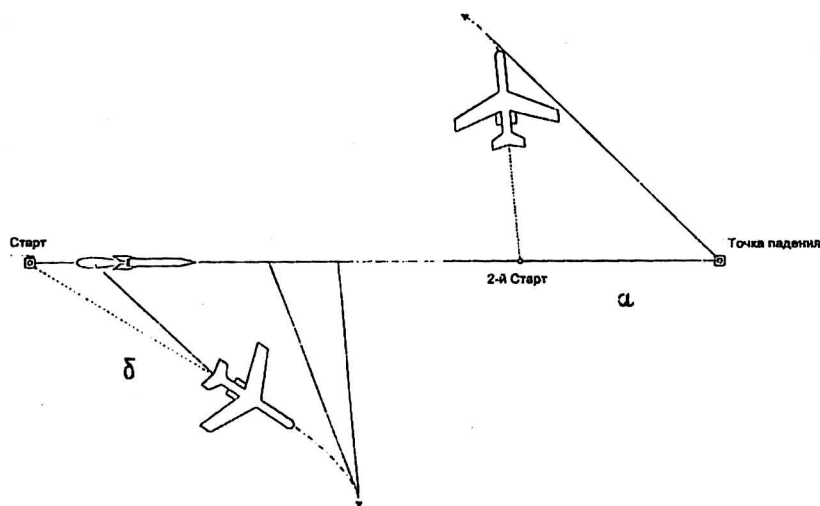


Рис. 1. Схема летных измерений:
 а — факелов ракет; б — элементов СБЦ

К моменту старта ракеты (при измерении факела) или к моменту, когда СБЦ находилась на высоте порядка 120 км конечного участка полета, самолет-лаборатория пролетал на высоте 8 км над расчетной “точкой начала измерений” с таким курсом, чтобы его корма была направлена в сторону стартовой БР или летящей СБЦ. При появлении цели в поле зрения кормового оператора он производил ее отслеживание. По указаниям оператора командир самолета выполнял маневрирование так, чтобы корма была направлена в сторону ракеты.

Вычисление наклонной дальности “самолет—цель” проводилось по результатам проводки самолета наземными РЛС, материалам штурманской прокладки маршрута полета самолета и траекторным данным полета ракеты. Такая методика оказалась оптимальной и в дальнейшем использовалась при работе других л/л (Ту-16 и Ан-12).

В ходе летных исследований при участии авторов был получен значительный объем данных о спектроэнергетических характеристиках излучения (СЭХИ) факелов в основном первых ступеней БР и в том числе факелов ракет-носителей космических объектов, а также элементов СБЦ на конечном участке полета (с высот порядка 100 км). Материалы летных измерений позволили поставить на реальную основу разработку инженерных методов расчета оптического излучения факелов БР, которые к этому времени проводились в ряде специализированных организаций.

В 1975 г. в НПО “Орион” под руководством Ю. М. Лотошникова был разработан принципиально новый спектрометр на основе дифракционного монохроматора, построенного по схеме Литтрова, — малогабаритный самолетный быстродействующий спектрометр БРС-6 на диапазон спектра 1,2—5,5 мкм с увеличенными по сравнению с БРС-2М полем зрения и чувствительностью. Одновременно был разработан телерадиометр ИБР-4 с более высокими параметрами, чем у ИБР-3.

Новыми приборами совместно ЦНИИ “Комета”, НПО “Взлет” и НПО “Орион” была оборудована более совершенная самолетная лаборатория на базе Ту-16 с высотой полета до 13 км. Схема размещения измерительных приборов на с/л Ту-16 не отличалась от размещения аппаратуры на с/л Ан-8.

Большие возможности новой л/л позволили значительно расширить номенклатуру объектов исследования и увеличить объем получаемой информации.

По мере возникновения новых задач при проведении летных измерений на базе спектрометра БРС-6 и телерадиометра ИБР-4 были созданы другие приборы. С незначительными изменениями конструкции основных узлов монохроматора были построены спектрометры БРС-6К — для ближней области ИК-спектра 0,6—1,8 мкм и БРС-6Д — для интервала длин волн 7,0—13,0 мкм, а также прибор БРС-7 на область спектра 1,8—3,6 мкм с разрешением на порядок выше, чем у БРС-6. Благодаря тому, что габаритные размеры и посадочные места у всех приборов были одинаковы, в ходе летных исследований легко проводилась их замена.

Кроме того, были разработаны и изготовлены телерадиометры ИБР-2КФ на область спектра 0,3—1,2 мкм и сканирующий радиометр ИБР-7С на область спектра 2,1—3,3 мкм, который позволял получать информацию о конфигурации, размерах и пространственно-ярком поле факела БР.

Технические характеристики перечисленных приборов представлены в таблице.

В 1990 г. был исчерпан моторесурс самолета Ту-16, измерительный комплекс демонтирован и установлен на борт военно-транспортного самолета Ан-12, с помощью которого были успешно продолжены летные исследования СЭХИ факелов БР.

За весь период проведения летных исследований с 1965 по 1993 г. было выполнено около 300 вылетов самолетных лабораторий, в результате чего получены спектроэнергетические характеристики излучения факелов практически всех типов отечественных баллистических и оперативно-тактических ракет на всем активном участке полета, а также элементов СБЦ-головных частей и корпусов последних ступеней БР на конечном участке полета. Указанные измерения производились как при попутных пусках БР, так и в ходе комплексных экспериментов “Свинец”, когда излучение факела ракеты-мишени измерялось одновременно с земли, самолетов-лабораторий и с космических кораблей “Восток” и “Союз”. Кроме этого, самолетные лаборатории принимали участие при испытаниях системы предупреждения о ракетном нападении (СПРН).

Анализ результатов этих исследований позволил установить фундаментальные закономерности оптического излучения такого сложного физико-химического процесса как горение факела при полете ракеты в атмосфере:

- мощное селективное излучение на высотах полета 0—40—50 км определяется процессами ракетного топлива. Спектр и абсолютные значения силы излучения факела сильно зависят от вида топлива и конструкции двигательной установки (ДУ). При этом максимальное удельное излучение (при практически непрерывном спектре) имеют ракеты на топливе керосин+ жидкий кислород. Далее в порядке убывания следуют твердотопливные ракеты и жидкостные ракеты на НДМГ+АТ. Минимальное удельное излучение с весьма селективным спектром имеют жидкостные ракеты на НДМГ+АТ с “закрытой” схемой ДУ;

- на высотах 0—50 км наблюдается зависимость силы излучения факела — вначале излучение увеличивается, достигает максимальных значений (на высотах 18—25 км), а затем быстро падает;

- на высотах после 40—50 км происходит срыв догорания — факел становится практически непрерывным;

- на высотах более 60 км излучение определяется высвечиванием твердых частиц — сажи и двуокиси алюминия, разогретых в камере сгорания до высоких температур. Сила излучения факела БР в первом приближении пропорциональна тяге ДУ;

Технические характеристики

Показатели	Спектрометры					Телерадиометры			
	БРС-2М	БРС-6	БРС-6К	БРС-6Д	БРС-7	ИБР-4	ИБР-2КФ	ИБР-7С	
Рабочий спектральный диапазон, мкм	1,2-5,2	1,2-1,8 1,8-1,5	0,6-1,8	7,5-13,0	1,8-3,6	1,6-6,0 2,0-3,3 3,7-6,0 4,0-5,0	ш.3-0,7 0,7-1,2	2,1-3,3	
Диспергирующий элемент	Призма LiF	Дифракц. решетка 200 штр/мм	Дифракц. решетка 600 штр/мм	Эшеллет 100 штр/мм	Дифракц. решетка 300 штр/мм				
Разрешение, мкм	0,1	0,065 0,13	0,06	0,25	0,023				
Частоты модуляции, Гц	5000	4060	4060	2500	4070	2500	2500	4080	
Фокусное расстояние осветит. объектива, мм	900	900	900	900	900	278	278	900	
Относительное отверстие	1/4	1/4	1/4	1/4	1/4	1/3	1/3	1/4	
Поле обзора, угл. мин	5x15	30x30	30x30	30x30	28	90x100	175x150	45x34	
Мгновенное поле зрения, угл. мин	5x15	30x30	15x30	15x30	28	22,5x100			
Фотоприемник	ФС InSb 77 К	ФД-5Г ФС InSb 77 К	ФД "Рубин"	Ф. С. КРТ 77 К	ФС InSb 77 К	ФС InSb 77 К	ФЭУ-27 ФЭУ-28	ФС InSb 77 К	
Пороговая облученность, Вт/см ² -мкм; Вт/см ² (λ)	2·10 ⁻⁹	1,1·10 ⁻¹⁰ (1,5 мкм); 2,2·10 ⁻¹⁰ (3,5 мкм)	1,2·10 ⁻¹⁰ (1,5 мкм)	7,8·10 ⁻¹⁰ (9 мкм)	2·10 ⁻⁹	7·10 ⁻¹¹ 1,2·10 ⁻¹⁰ 1,8·10 ⁻¹⁰ 6·10 ⁻¹¹	1·10 ⁻⁴ 1,7·10 ⁻¹²	1,3·10 ⁻¹¹	
Габаритные размеры, мм	1500x500x400	820x360x320							Ø300x700
Масса, кг	70	48							20
Год выпуска	1962	1976	1978	1986	1987	1969	1976	1991	
Быстродействие	50 сп./с	10 сп./с							Частота кадров ИБР-7С-48 к/с

• в момент переключения ступеней и при выключении ДУ наблюдаются мощные кратковременные вспышки, интенсивность которых соизмерима с излучением факела в высотном максимуме.

Ниже приведены некоторые результаты летных измерений, полученные в 1970—1980 гг. На рис. 2 показан высотный ход силы излучения твердотопливной двухступенчатой БР. По оси абсцисс отложена высота полета (в км), по оси ординат — суммарная сила излучения (в отн. ед.). На поле графика приведены спектры факела в характерные моменты полета ракеты. По оси абсцисс отложены длины волн (в мкм) по оси ординат — спектральная плотность силы излучения (в отн. ед.).

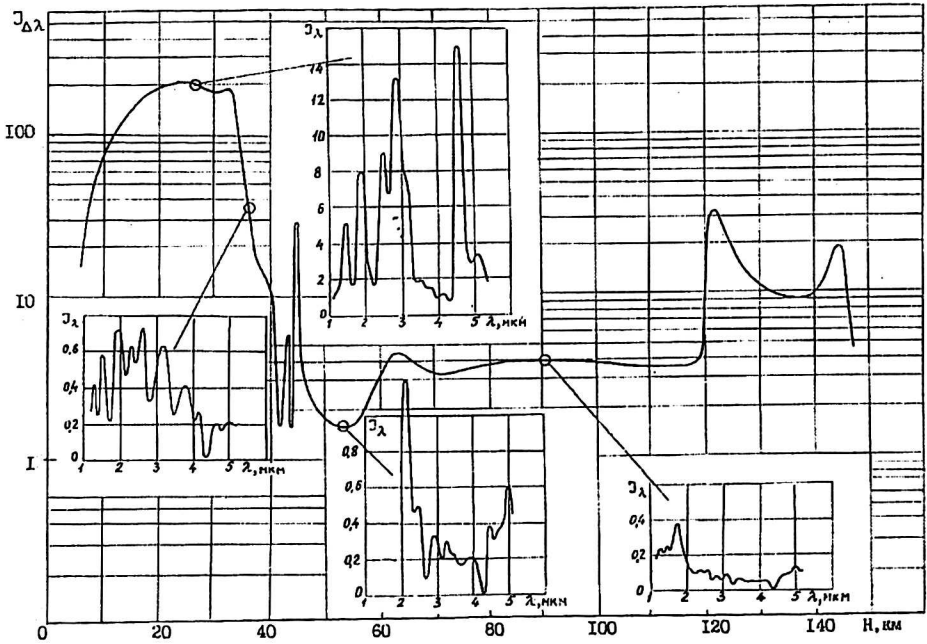


Рис. 2. Высотный ход и спектры силы излучения факела твердотопливной БР

На участке догорания (в диапазоне высот 0—35 км) спектр селективный, наблюдается явно выраженный высотный ход излучения. На высоте примерно 38 км происходит срыв догорания факела. Этот момент был обнаружен по измерению спектрального состава излучения. На высоте 42 км произошло переключение ступеней, сопровождавшееся вспышкой. На участке работы второй ступени (высоты полета более 60 км) спектры непрерывные. Выключение ДУ сопровождается мощной вспышкой. Спектр вспышек непрерывный.

На рис. 3 приведен высотный ход силы излучения жидкостной одноступенчатой БР, тяга двигательной установки которой примерно в 1,5 раза больше, чем у предыдущей БР. На этом рисунке видно, что спектр излучения факела этой ракеты более селективный, а значение спектральной плотности силы излучения значительно меньше, чем у твердотопливной. У этой БР хорошо видна зависимость силы излучения факела от высоты полета (режим работы ДУ на высотах 0—80 км неизменный).

На рис. 4, а приведен график спектральной плотности силы излучения факела твердотопливной ракеты, а на рис. 4, б — жидкостной, работающей на топливной смеси керосин+азотная кислота. Как видно, спектральный состав излучения факелов этих ракет весьма различен.

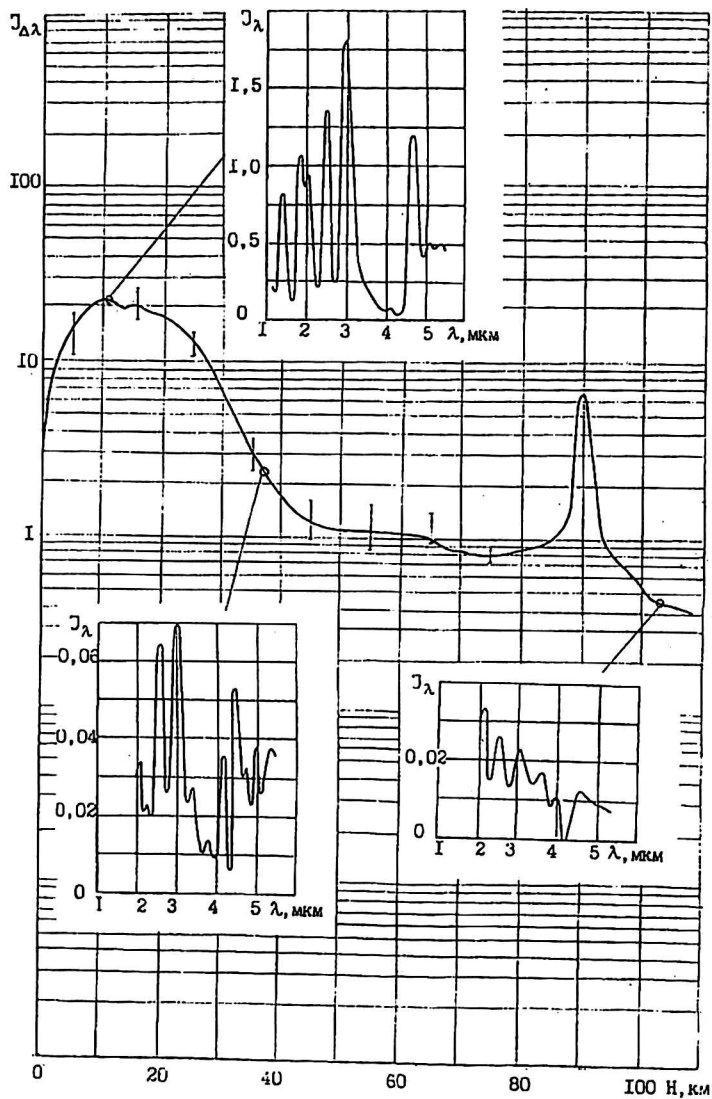


Рис. 3. Высотный ход и спектры силы излучения факела жидкостной БР

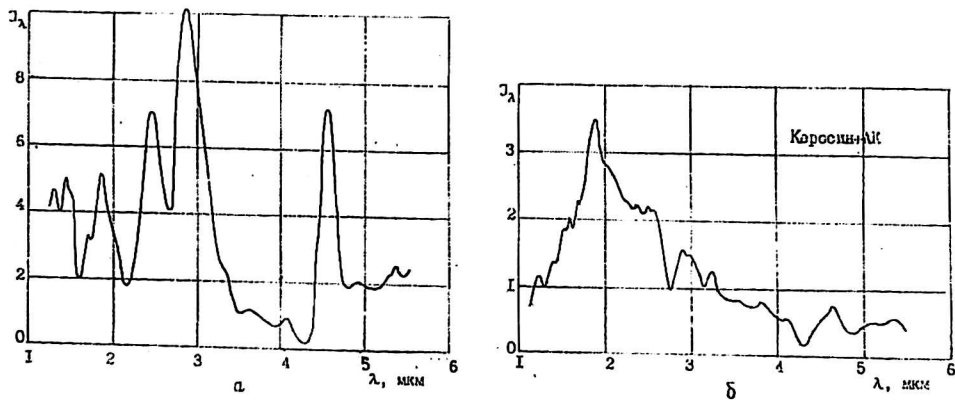


Рис. 4. Спектры излучения факела ракет:
а — твердотопливной; б — жидкостной

На рис. 5 приведен высотный ход силы излучения СБЦ в диапазоне 1,5—5,5 мкм трех типов жидкостных БР на конечном участке полета. Кривые в верхней части графика характеризуют излучение корпусов последних ступеней, в нижней части — излучение соответствующих им боевых блоков (ББ). Мощное селективное излучение корпусов объясняется горением остатков топлива при разрушении баков и излучением обломков корпуса. По мере выгорания топлива и снижения скорости обломков излучение падает. Боевые блоки также тормозятся в плотных слоях атмосферы, их излучение вначале растет в результате повышения температуры и уноса теплозащитного покрытия, достигает максимальных значений, а затем из-за дальнейшего уменьшения скорости полета и снижения температуры излучение уменьшается. Нижняя кривая характеризует излучение (в диапазоне 0,6—1,2 мкм) плазменной ложной цели, входившей в состав СБЦ № 3.

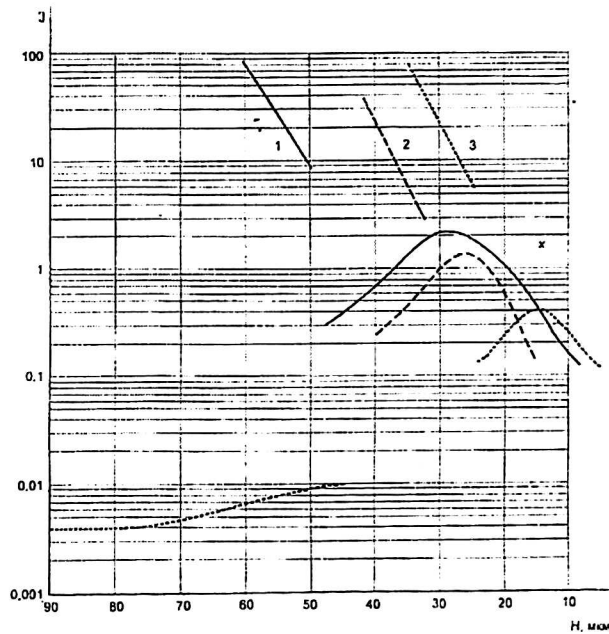


Рис. 5. Высотный ход силы излучения элементов СБЦ:
1—3 — типы жидкостных БР

Необходимо отметить, что полученные в ходе летных измерений данные о СЭХИ факелов ракет весьма активно использовались соответствующими организациями при разработке и уточнении инженерных методов расчета излучения этих объектов. Экспериментальные данные служили в качестве критерия оценки достоверности создаваемых “Оптических моделей” излучения отечественных и зарубежных БР.

Одновременно с летными исследованиями излучения ракет НПО “Орион” участвовал в измерениях ИК-излучения объектов авиационной техники. Для проведения этих исследований совместно с ЛИИ им. Громова в 1977 г. была оборудована самолетная лаборатория (с/л) на базе Ан-12, в состав измерительного комплекса которой входили спектрометр БРС-6, телерадиометр ИБР-4, регистрирующая камера РФК-5 с объективом МТО-1000, усилительно-регистрирующая и вспомогательная аппаратура. Размещение аппаратуры на этой с/л аналогично размещению на с/л, представленных выше.

Летные измерения выполнялись при полете с/л и самолета-цели на параллельных, встречных или пересекающихся курсах с различным превышением (понижением) самолета-цели над с/л. Это позволило визировать исследуемый л/а под различными ракурсами в переднюю или заднюю полусферу или сбоку. Определение наклонной дальности между с/л и л/а и вычисление углов визирования производилось на основании радиолокационных проводок.

Указанные летные исследования были проведены в период 1978—1990 гг. Выполнено более 500 вылетов с/л Ан-12, причем в каждом полете производилось до 10 вариантов исследований, что позволило получить огромный объем экспериментальных данных. В ходе летных исследований были получены индикаторы силы излучения практически всех типов современных самолетов: бомбардировщиков дальней авиации, штурмовиков, истребителей, транспортных и пассажирских, а также некоторых типов вертолетов.

На рис. 6, а представлен график спектральной плотности силы излучения реактивной струи самолета конструкции Туполева при форсажном режиме работы двигателей на высоте полета 10 км. Измерения выполнены в диапазоне спектра 1,5—14 мкм. Из представленного графика видно, что спектр форсажной струи самолета имеет селективный характер и обусловлен излучением полос основных продуктов сгорания топлива — паров воды и углекислого газа. В интервале длин волн более 9 мкм спектр струи носит непрерывный характер.

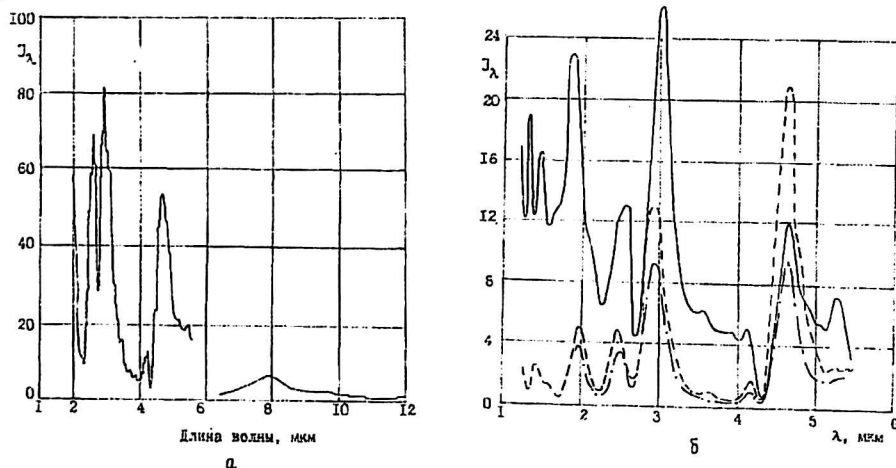


Рис. 6. Спектральное распределение излучения форсажной струи самолета конструкции: а — Туполева; б — Сухого; — — — — распределение в заднюю полусферу; - - - - - в переднюю полусферу; — сбоку

На рис. 6, б приведены графики спектральной плотности силы излучения форсажной струи самолета конструкции Сухого, измеренной в спектральном диапазоне 1,2—5,5 мкм под различными углами визирования. Характер спектра излучения селективный и не зависит от ракурса наблюдения. Максимальное излучение в указанном спектральном диапазоне зарегистрировано в задней полусфере.

На рис. 7 показан спектр излучения одного из самолетов при работе двигателя на бесфорсажном режиме. Непрерывный характер этого спектра обусловлен температурным излучением элементов соплового блока двигателя.

На рис. 8, а и б показаны индикатрисы силы излучения в горизонтальной плоскости самолетов Ан-26 и МиГ, соответственно. На рис. 8, б сплош-

ной линией показана индикатриса самолета Ан-26 при работе двух основных турбовинтовых двигателей, пунктиром — изменение индикатрисы при включении третьего дополнительного турбореактивного двигателя.

Рис. 7. Спектр бесфорсажной струи самолета

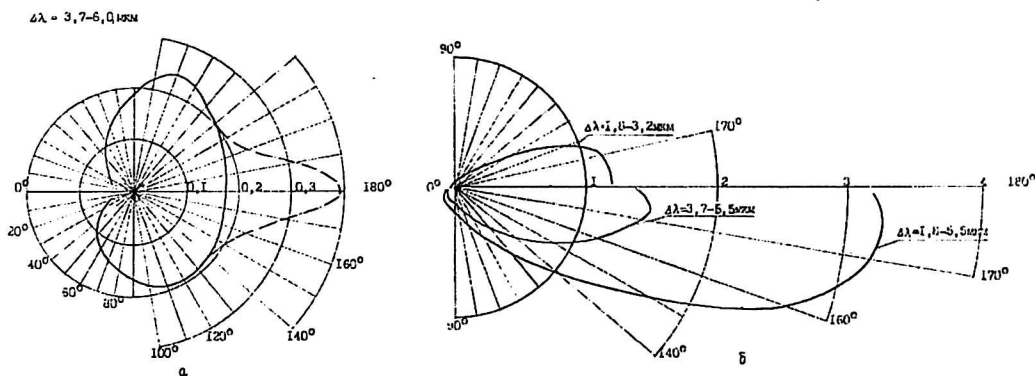
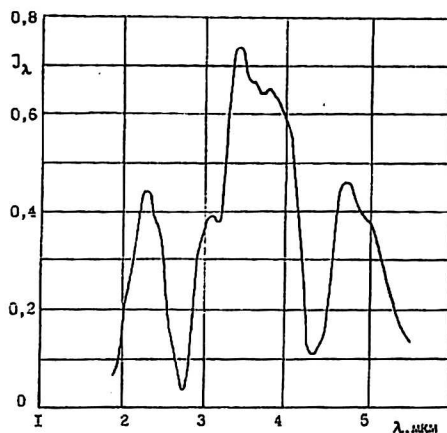


Рис. 8. Индикатриса силы излучения самолета:
а — Ан-26; б — МиГ в различных диапазонах спектра

Большой объем летных исследований был выполнен в процессе отработки ложных тепловых целей (ЛТЦ) различных конструкций и калибров, предназначенных для защиты л/а от противосамолетных ракет с тепловыми головками самонаведения, в том числе от ПЗРК типа “Стингер”. На рис. 9 приведены графики спектральной плотности силы излучения ЛТЦ в разные моменты времени от начала горения. Анализ спектров показывает, что максимум излучения ЛТЦ находится в коротковолновом интервале длин волн вследствие высокой температуры горения пиросостава, которым была снаряжена ЛТЦ.

Кроме того, проводились исследования эффективности различных устройств, предназначенных для снижения тепловой заметности л/а, таких как экранно-выхлопные устройства вертолета, различные системы аэрозольной защиты самолетов и т. п.

Таким образом, выполнена развернутая программа по изучению характеристик ИК-излучения различных объектов авиационной техники. Результаты этих исследований широко используются при разработке средств обороны самолетов, совершенствовании ЛТЦ, выработке рекомендаций по снижению тепловой заметности л/а и др.

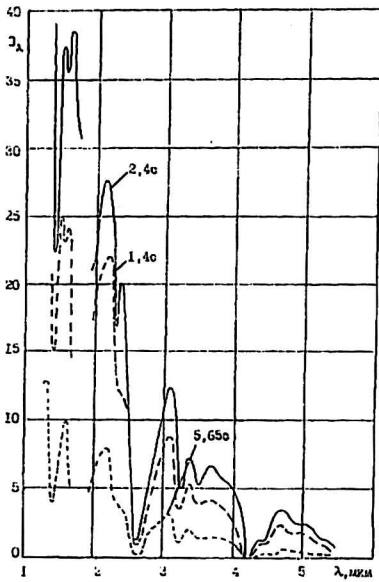


Рис. 9. Спектр излучения ЛТЦ

В заключение необходимо отметить, что создание в НПО «Орион» направления по скоростной спектрометрии и разработке соответствующей спектрометрической аппаратуры сделало возможным оборудование многофункциональных научно-исследовательских летающих лабораторий и проведение масштабных исследований характеристик ИК-излучения широкого круга объектов военной техники. Трудно переоценить значение экспериментальных данных, полученных в ходе этих исследований, для развития и совершенствования отечественных специальных оптико-электронных устройств.

Л и т е р а т у р а

1. Лотошников Ю. М., Журавлева Ю. Н. История создания отечественных летающих лабораторий, предназначенных для исследования характеристик ИК-излучения факелов баллистических ракет//Прикладная физика, 1999. № 1. С. 15—25.
2. Лотошников Ю. М., Журавлева Ю. Н. Специальные быстродействующие спектрометры и телерадиометры с полупроводниковыми приемниками излучения//Там же. 2000. № 5. С. 18—28.

The flying tests of rockets and aircraft spectroenergetic infra-red radiation characteristics

U. M. Lotoshnikov, U. N. Juravleva
 State Unitary Enterprise «RD&P Centre «Orion»», Moscow, Russia

In the article are listed specialized measuring devices developed at State Unitary Enterprise «RD&P Centre «Orion»». Here is given short information of aircraft laboratories to be completed these devices. Information about flying experimental procedures and general volume accomplished flying research is given. The article also maintains the main results of measurements of ballistic rockets and aircraft infra-red radiation.

* *
 *